



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2021-06

Vol.47 No.6

目 次

基于区间电流的 SRM 功率变换器短路故障诊断 王熔基, 刘勇智, 管振水 (1085)

过站航班地面保障过程动态预测 王立文, 李彪, 邢志伟, 刘洪恩, 罗谦 (1095)

基于 DLatLRR 与 VGG Net 的红外与可见光图像融合 沈瑜, 陈小朋 (1105)

全向移动机器人动态避障方法 张大志, 刘万辉, 缪存孝, 余远金 (1115)

倾转旋翼机巡航状态旋翼滑流影响 马铁林, 张子伦, 刘振臣, 王祥胜, 郝帅 (1124)

基于 NACA0030 的波纹状翼型气动特性探索 张庆, 叶正寅 (1138)

连续变迎角试验数据自适应分段拟合滤波方法 王南天, 王雄, 孙鹏, 许晓斌, 邹琼芬 (1145)

微重力下两相控温型储液器内气液界面仿真分析 周振华, 孟庆亮, 赵振明 (1152)

系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化 罗祎喆, 丁文锐, 雷耀麟, 刘春辉 (1161)

高速高压宽温域动压密封动环端面微变形及其改善方法
..... 李世聪, 钱才富, 李双喜, 钟建锋, 刘兴华 (1173)

基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机最优控制 余新, 陈仁良 (1186)

基于加权全变差最小化的中子外部 CT 重建算法 林强, 杨民, 张晓敏, 唐彬, 刘斌 (1199)

基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法 李冉, 郝新红, 栗苹 (1210)

复合材料层压板低速冲击行为及剩余拉伸强度 管清宇, 冯剑飞, 夏品奇, 吴光辉 (1220)

静态随机存储器在轨自检算法 吴洋, 王羿, 于新宇, 许智龙, 任放, 黄缙 (1233)

连续变弯度翼型动态气动特性数值模拟 吴优, 戴玉婷, 张仁嘉, 宋晨, 杨超 (1241)

基于 SA&M-Relax 的外辐射源雷达目标 DOA 估计方法 陈赓, 田波, 宫健, 冯存前 (1254)

高压高剪切率下密封环缝隙流体动态润滑特性 张乐涛, 刘志奇, 李占龙, 徐彦, 高宇 (1261)

BP 神经网络预测复合材料热压罐成型均匀性 林源, 关志东 (1271)

三维重建的飞机机动动作库设计与可视化
..... 苏光旭, 张登成, 魏金鹏, 李海泉, 张艳华, 雷玉昌 (1277)

高超声速伸缩式变形飞行器再入制导方法 岳彩红, 唐胜景, 王肖, 郭杰 (1288)

鱼骨柔性翼段线性/非线性静气动弹性对比分析 冒森, 杨超, 谢长川, 陈智盈 (1299)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 226 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 22 * 2021-06

CONTENTS

Short-circuit fault diagnosis of SRM power converter based on interval current
..... WANG Rongji, LIU Yongzhi, GUAN Zhenshui (1085)

Dynamic prediction of ground support process for transit flight
..... WANG Liwen, LI Biao, XING Zhiwei, LIU Hong'en, LUO Qian (1095)

Infrared and visible image fusion based on latent low-rank representation decomposition and VGG Net
..... SHEN Yu, CHEN Xiaopeng (1105)

Dynamic obstacle avoidance method for omnidirectional mobile robots
..... ZHANG Dazhi, LIU Wanhui, MIAO Cunxiao, YU Yuanjin (1115)

Effect of rotor slipstream of tiltrotor aircraft in cruise mode
..... MA Tielin, ZHANG Zilun, LIU Zhenchen, WANG Xiangsheng, HAO Shuai (1124)

Aerodynamic exploration for wavy airfoil based on NACA0030
..... ZHANG Qing, YE Zhengyin (1138)

Self-adaptive piecewise fitting filtering method for test data in continuous sweeping angle of attack
..... WANG Nantian, WANG Xiong, SUN Peng, XU Xiaobin, ZOU Qiongfeng (1145)

Numerical analyses of liquid-vapor interface in two-phase thermal-controlled accumulator under microgravity condition
..... ZHOU Zhenhua, MENG Qingliang, ZHAO Zhenming (1152)

Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station
..... LUO Yizhe, DING Wenrui, LEI Yaolin, LIU Chunhui (1161)

Face micro-deformation and its control method of rotating ring of hydrodynamic face seal under high speed, high pressure and wide temperature range
..... LI Shicong, QIAN Caifu, LI Shuangxi, ZHONG Jianfeng, LIU Xinghua (1173)

Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain scheduling and smooth switching
..... YU Xin, CHEN Renliang (1186)

Neutron exterior CT reconstruction algorithm based on weighted total variation minimization
..... LIN Qiang, YANG Min, ZHANG Xiaomin, TANG Bin, LIU Bin (1199)

Quantitative characterization method for anti-chaff-jamming performance of radio fuze based on probability of ignition
..... LI Ran, HAO Xinhong, LI Ping (1210)

Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of composite laminates
..... GUAN Qingyu, FENG Jianfei, XIA Pinqi, WU Guanghui (1220)

Algorithm of in-orbit SRAM for self-inspection
..... WU Yang, WANG Yi, YU Xinyu, XU Zhilong, REN Fang, HUANG Jin (1233)

Numerical simulation of dynamic aerodynamic characteristics of a camber morphing airfoil
..... WU You, DAI Yuting, ZHANG Renjia, SONG Chen, YANG Chao (1241)

SA&M-Relax target DOA estimation method for passive radar
..... CHEN Geng, TIAN Bo, GONG Jian, FENG Cunqian (1254)

Hydrodynamic lubrication characteristics of piston ring gap under high pressure and high shear rate
..... ZHANG Letao, LIU Zhiqi, LI Zhanlong, XU Yan, GAO Yu (1261)

Predicting the formation uniformity of composite autoclave by BP neural network
..... LIN Yuan, GUAN Zhidong (1271)

Design and visualization of 3D reconstruction of aircraft maneuver movements library
..... SU Guangxu, ZHANG Dengcheng, WEI Jinpeng, Li Haiquan, ZHANG Yanhua, LEI Yuchang (1277)

Reentry guidance method of hypersonic telescopic deformable vehicle
..... YUE Caihong, TANG Shengjing, WANG Xiao, GUO Jie (1288)

Comparative analysis of linear/nonlinear static aeroelasticity of fishbone flexible wing
..... MAO Sen, YANG Chao, XIE Changchuan, CHEN Zhiying (1299)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0134

基于区间电流的 SRM 功率变换器短路故障诊断



王熔基¹, 刘勇智^{2,*}, 管振水³

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038;

3. 中国人民解放军 93705 部队, 遵化 064200)

摘 要: 功率变换器是开关磁阻电机(SRM)调速系统的核心部件之一,也是系统可靠性最弱的环节。针对传统功率变换器短路故障诊断需增加额外硬件、控制器负担大、诊断范围有限等问题,以非对称半桥式功率变换器为研究对象,在深入分析短路故障模式的基础上,为提取明显的故障特征,对电流传感器进行了重新排布,提出了基于特定转子位置区间内电流的功率变换器故障诊断方法。在某相单独励磁区间内,通过另外两相电流传感器输出值之差与前一相输出值的比值,即可快速定位故障器件。所提方法不受电机相数和控制方式限制,控制器负担小,且无需增加额外硬件。仿真和实验验证了方法的有效性。

关键词: 开关磁阻电机(SRM); 功率变换器; 故障诊断; 电流传感器; 电流分析

中图分类号: V242.44

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1085-10

开关磁阻电机(Switched Reluctance Motor, SRM)是一种新型电机,其结构简单、坚固,系统运行效率高^[1-2],且天然具有一定容错能力^[3-4]。以SRM为核心的开关磁阻电机调速系统在电/混动汽车、航空航天及家电领域都具有较好的经济指标和运行特征,表现出巨大的优势和潜力,是电气传动领域的有力竞争者之一^[5-7]。

电机常在高温、高振动等恶劣环境下工作,可能发生多种故障^[8-9]。对于安全关键系统,若得不到及时处理,微小的故障也可能导致重大的人员、财产损失^[10]。因此,为提高系统可靠性,电机的控制系统应具备在发生某些故障后仍能使电机正常运行的容错控制能力。为达到这一目的,系统应具备良好的故障诊断功能,对故障进行精准的识别定位^[11]。

功率变换器是开关磁阻电机调速系统中可靠性最薄弱的环节^[12],功率开关管在过电流、过电

压及由高频开关导致的过热状态下极易发生故障。因此,针对功率变换器的故障诊断研究对其容错控制、提高开关磁阻电机调速系统可靠性具有重要意义。目前,针对功率变换器的故障诊断方法主要分为频谱分析^[13-14]、电流分析^[15-17]、驱动信号辅助^[12,18-20]、带故障诊断功能的电流重构方法^[21-22]等。甘醇等^[13]采用Blackman窗函数对总线电流进行快速傅里叶变换,以故障电流的频谱分布对开路故障进行诊断,但该方案仅适用于四相SRM且需要额外增加总线电流传感器,增加了系统体积和成本;甘醇等^[14]以故障前后相电流小波包节点能量离散度为故障特征来判断故障类型,并准确定位短路故障位置,但该方案对双管同时短路和上管单独短路2种不同的故障没有区分性;Ro等^[15]对四相电流进行坐标转换,通过d-q轴电流分布样式即可诊断多种故障,故障特征明显,但该方案对双管同时短路没有区分性且只适

收稿日期: 2020-04-13; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-09-15 15:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200915.1231.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61603411)

* 通信作者. E-mail: liuyz_kj@163.com

引用格式: 王熔基, 刘勇智, 管振水. 基于区间电流的SRM功率变换器短路故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1085-1094. WANG R J, LIU Y Z, GUAN Z S. Short-circuit fault diagnosis of SRM power converter based on interval current[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1085-1094 (in Chinese).

用于偶数相电机;Marques等^[16]利用参考电流将各相电流归一化处理后在导通周期内取平均,对处理后的四相电流两两作差,以电流的相对变化作为故障特征,可以准确地识别故障相的故障类型,但该方案对故障相中故障器件的定位方法实时性较差;陈昊等^[12,19]通过配置额外电流传感器,将电流信号与驱动信号配合,实现对故障的混合逻辑判断,但该方案增加了系统体积和成本;Shin和Lee^[18]选取上下两开关管的驱动信号差值 S_{error} 作为故障特征,在每个导通区间中对 S_{error} 进行采样,每次的采样值为 X_i ,当周期内的采样值之和超过判别阈值之后,即可判断故障类型和位置,但故障变量易受负载和转速变化的干扰;陈昊等^[20]将3个电流传感器进行重新排布,提取到鲜明的短路和开路故障特征,进而利用驱动信号辅助,建立了故障特征的数学模型和故障字典,但该方案在多相同时短路故障下易发生误判;Peng等^[21]提出了一种全新的电流传感器配置方式,仅需2个传感器即可实现对四相SRM的控制及故障诊断,但仅可适用于PWM控制,且在高转速状态下控制器难以实现对PWM和电流采样的精准控制;韩国强等^[22]使用虚拟电流传感器实现了双传感器对短路故障下三相电流的检测,但其以励磁状态下的电流斜率为故障特征,容易在负载突变和不同转速下产生误判。

综上所述,良好的SRM功率变换器故障诊断方法应具有以下特点:①通用性好,适用于不同相数的电机和不同的控制方式;②鲁棒性好,在转速和负载突变情况下不发生误判;③实时性好,控制器负担较小;④成本低,无需增加额外硬件;⑤诊断范围广,对上管短路和单相双管同时短路等难以区分的故障仍具备区分能力。

相比开路故障,开关管短路更易产生过电流,使故障蔓延,威胁系统安全。此外,目前功率开关管在制作工艺上大多采用了击穿损坏后处于短路状态的生产工艺。因此,针对功率变换器易发生短路故障及现有故障诊断方法需增加额外硬件、诊断范围有限、实时性差等问题,本文以SRM非对称半桥式(Asymmetric Bridge, ASB)功率变换器为研究对象,改变传统的电流传感器安装位置,提取到显著的故障特征,通过分析各相检测电流在特定转子位置区间内的关系,即可对各相3种不同的短路故障进行准确判别和定位。本文提出的短路故障诊断方案计算简便,不会造成控制器较大的运算负担,同时无需增加额外硬件,适用于多种控制方式,仿真和实验验证了方案的可行性。

1 ASB功率变换器短路故障分析

1.1 ASB功率变换器

三相ASB功率变换器拓扑结构如图1所示,各相桥臂由2个功率开关管和2个续流二极管组成,相间运行相互独立。每相2个开关管共组成4种开关状态,对应了各相的4种不同工作状态。以A相为例,4种电流路径如图2(a)~(d)所示,分别为励磁、下续流、上续流、退磁状态。为方便叙述,将4种状态分别命名为ST1、ST2、ST3和ST4。

为抑制转矩脉动、减小开关损耗、减小铁耗,各相在导通区间内均采用软斩波方式。以A相为例说明,在导通区间内, S_2 受位置导通信号控制, S_1 受斩波信号控制;在关断区间内,两管均保持关断。因此,正常工作时A相共有ST1、ST2、ST4三种工作状态,对应的各相电路平衡方程分别为

$$U_s = iR + i \frac{\partial L}{\partial \theta} \omega + L \frac{di}{dt} \quad (1)$$

$$0 = iR + i \frac{\partial L}{\partial \theta} \omega + L \frac{di}{dt} \quad (2)$$

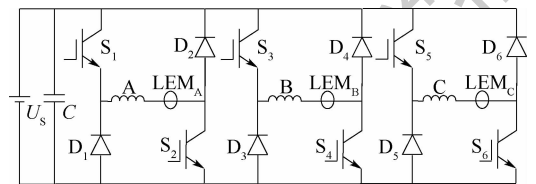


图1 ASB功率变换器拓扑结构

Fig.1 ASB power converter topology

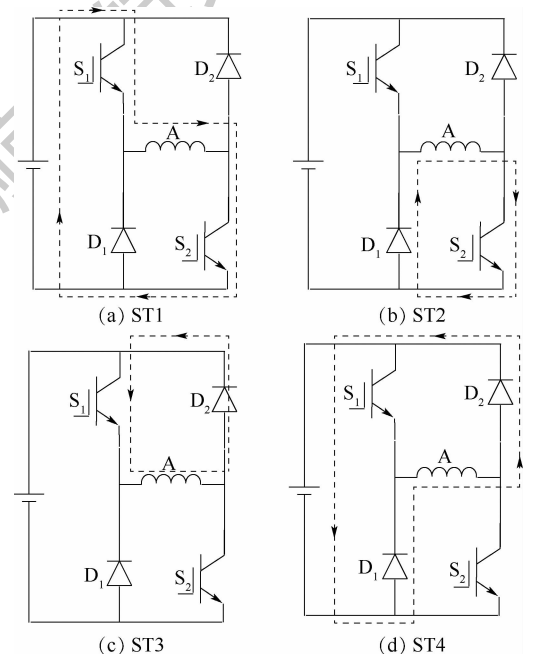


图2 A相工作状态

Fig.2 Phase A working states

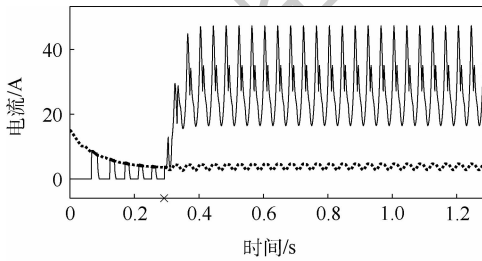
$$-U_s = iR + i \frac{\partial L}{\partial \theta} \omega + L \frac{di}{dt} \quad (3)$$

式中: U_s 为电源电压; i 、 R 、 L 分别为相绕组的电流、电阻、电感; θ 为转子位置角; ω 为转子角速度。

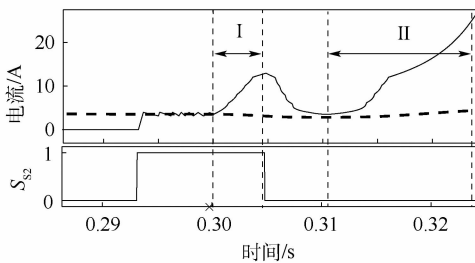
1.2 短路故障分析

以一台 550 W 三相 6/4 极实验样机为仿真对象,在有限元分析软件 JMAG 中得到电机本体的转矩-电流-转子位置 (T - i - θ) 和磁链-电流-转子位置 (ψ - i - θ) 数据,再导入到 MATLAB/Simulink 中,搭建 SRM 控制系统非线性仿真模型,其中功率变换器部分采用 SimPowerSystem 模块搭建,并用阶跃信号配合控制信号模拟短路故障。以 A 相为例,对 CCC 方式下 3 种短路故障进行分析。

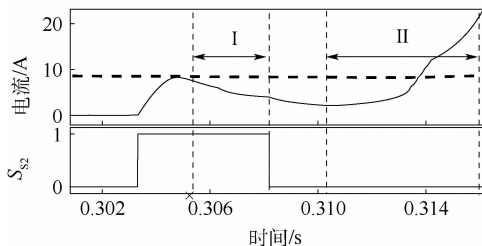
当斩波管 S_1 短路, S_1 将不受斩波信号控制, A 相在导通区间内始终为 ST1。但其故障电流在不同转速下变化不同:电机转速较低时,斩波信号中存在低电平,故障电流波形如图 3(a) 所示,图 3(b) 为图 3(a) 在故障时刻的局部放大图。图中: i_a 为 A 相绕组电流, i_{ref} 为电机参考电流, S_{S2} 为 S_2 的控制信号。



(a) 电流畸变



(b) 较低转速



(c) 较高转速

— i_a - - - i_{ref} × 短路故障时刻

图 3 S_1 短路故障前后电流变化

Fig. 3 Current changes before and after S_1 short-circuit fault

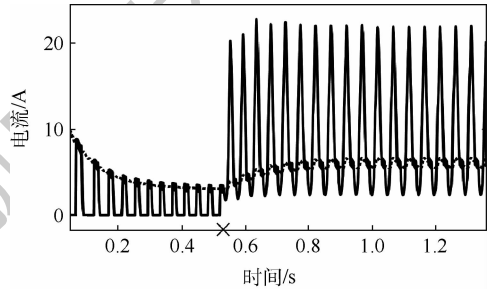
故障发生后,如图 3(b) 中区域 I 所示,导通区间内的 A 相绕组电流 i_a 在电源电压作用下不断上升,摆脱参考电流的限制;图 3(b) 区域 II 中,转子处于 A 相关断区间的电感下降区, S_1 短路导致 ST4 被 ST3 所代替,由式(2)可知此时的电流变化率为

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{L} \left(-iR - i \frac{\partial L}{\partial \theta} \omega \right) \quad (4)$$

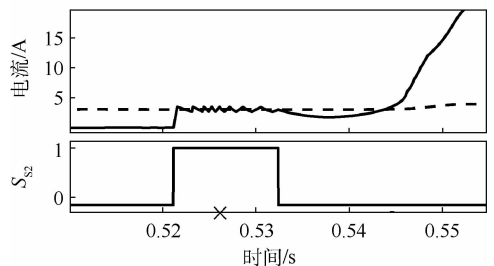
式中: $i(\partial L / \partial \theta) \omega$ 为旋转电动势,其在电感下降区为负,故此时电流变化率 di/dt 为正,相电流上升,产生制动转矩,降低系统效率。电机转速较高时,斩波信号恒为高电平,故障电流如图 3(c) 所示,区域 I 中,由于正常状态下的 S_1 在整个导通区间内常闭,即使 S_1 短路,导通区间内无故障特征。在关断区间,由于 ST4 被 ST3 所屏蔽,绕组无法退磁,电流在旋转电动势的作用下上升,产生制动转矩。

位置导通管 S_2 短路后, i_a 变化如图 4(a) 所示,图 4(b) 为图 4(a) 在故障时刻的局部放大。由于正常状态下的 S_2 在导通区间内常闭,无论转速如何,故障电流在导通区间内不会立刻变化。A 相关断后, S_2 短路故障使得相绕组维持在 ST2, 电流不会快速下降。到达电感下降区后,故障电流仍会在旋转电动势的作用下上升。

当 S_1 和 S_2 同时短路, A 相仅有 ST1 一种工作状态。导通区间内, A 相不受斩波信号控制,电流在电源电压作用下自由上升,此时的故障特征和 S_1 单独短路时相同。在关断区间的电感下降



(a) 电流畸变



(b) 单周期电流

— i_a - - - i_{ref} × 短路故障时刻

图 4 S_2 短路故障前后电流变化

Fig. 4 Current changes before and after S_2 short-circuit fault

区,由式(1)可知,此时的电流变化率为

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{L} \left(U_s - iR - i \frac{\partial L}{\partial \theta} \omega \right) \quad (5)$$

由于此时的旋转电动势为负,相电流将在电源电压和旋转电动势的共同作用下快速上升,产生更大的制动电流,严重影响电机转矩平衡,系统效率大大降低。

综上分析,开关管短路故障对系统运行影响显著,因此,对不同的短路故障类型进行准确的判断和定位对于提高系统的可靠性非常有必要。

2 故障诊断方法

2.1 改进电流传感器检测位置

准确的相电流检测是SRM控制系统进行闭环控制的必要条件。传统的各相电流传感器的检测位置如图1所示,检测值为各相绕组电流。然而,传统的检测位置下,不同故障往往表现出相同的故障现象,不利于故障特征的提取及定位。

经第1节分析, S_1 关断后,流经下续流二极管 D_1 的电流和 i_a 相等; S_2 关断后,流经上续流二极管 D_2 的电流和 i_a 相等;双管同时导通时,2个二极管中均无电流。可见,流经二极管的续电流对开关管不同的通断组合状态的反应不同。因此,为了在保证准确检测各相电流、不影响系统正常工作的前提下,实现本文所提出的故障诊断方法,将电流传感器重新排布如图5(a)所示,图5(b)

为A相传感器检测方式,其余两相检测方式与A相相同。图5中: i_{fup} 为上续流总线电流, i_{fdn} 为下续流总线电流。电流传感器绕线方式设定由里至外为电流正方向,“P”和“N”分别代表正、负绕线方向, $x:1:1$ 为绕线匝数比,则有

$$i_{LA} = xi_a + i_{fup} - i_{fdn} \quad (6)$$

$$i_{LB} = xi_b + i_{fup} - i_{fdn} \quad (7)$$

$$i_{LC} = xi_c + i_{fup} - i_{fdn} \quad (8)$$

式中: i_{LA} 、 i_{LB} 和 i_{LC} 分别为传感器 LEM_A 、 LEM_B 和 LEM_C 的检测值。

开关管的驱动信号定义为

$$S_{Sk} = \begin{cases} 1 & \text{控制 } S_k \text{ 导通} \\ 0 & \text{控制 } S_k \text{ 关断} \end{cases} \quad k = 1, 2, \dots, 6 \quad (9)$$

式中: S_{Sk} 为开关管 S_k ($k = 1, 2, \dots, 6$)的开关状态。

考虑到

$$i_{fup} = \overline{S_{S2}}i_a + \overline{S_{S4}}i_b + \overline{S_{S6}}i_c \quad (10)$$

$$i_{fdn} = \overline{S_{S1}}i_a + \overline{S_{S3}}i_b + \overline{S_{S5}}i_c \quad (11)$$

将式(10)、式(11)代入到式(6)~式(8)中,得

$$\begin{cases} i_{LA} = (m_1 + x)i_a + m_2i_b + m_3i_c \\ i_{LB} = m_1i_a + (m_2 + x)i_b + m_3i_c \\ i_{LC} = m_1i_a + m_2i_b + (m_3 + x)i_c \end{cases} \quad (12)$$

式中:

$$\begin{cases} m_1 = \overline{S_{S2}} - \overline{S_{S1}} \\ m_2 = \overline{S_{S4}} - \overline{S_{S3}} \\ m_3 = \overline{S_{S6}} - \overline{S_{S5}} \end{cases} \quad (13)$$

其中: m_k 为第 k 相的控制系数, $k = 1, 2, 3$ 。

改写式(12)为矩阵形式,即

$$\begin{bmatrix} m_1 + x & m_2 & m_3 \\ m_1 & m_2 + x & m_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 + x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} i_{LA} \\ i_{LB} \\ i_{LC} \end{bmatrix} \quad (14)$$

若使式(14)有唯一解,则电机在任何工作状态下,系数矩阵都必须满足:

$$\text{rank} \begin{bmatrix} m_1 + x & m_2 & m_3 \\ m_1 & m_2 + x & m_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 + x \end{bmatrix} = 3 \quad (15)$$

式中: $\text{rank}(\cdot)$ 表示矩阵的秩。

通过仿真实验证明,当取匝数比 $x = 2$ 时,可保证式(15)在任何状态下均成立。此时,解矩阵方程式(14)可得到电流传感器重新排布后的三相电流解算值 i_{as} 、 i_{bs} 、 i_{cs} 。

电流传感器重新配置后,相电流解算值和相电流真实值仿真波形如图6所示,结果验证了配置方案的有效性。

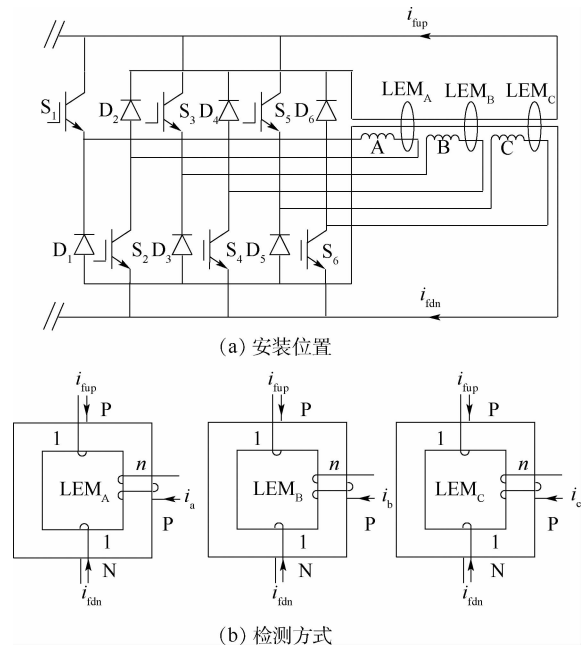


图5 电流传感器安装位置及检测方式

Fig. 5 Current sensors arrangement and detection

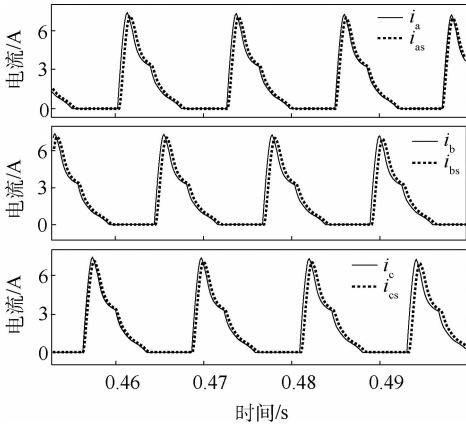


图6 相电流解算结果

Fig. 6 Phase current solution results

2.2 故障特征分析

为便于说明本文提出的故障诊断方法,将电机运行中各相单独励磁的工作区间分别命名为AI、BI、CI。

考虑到三相SRM中A→B→C的导通顺序及导通角重叠的情况,在区间AI、BI、CI中,有

$$\begin{cases} A_1 = \begin{cases} 1 & \theta \in [\theta_{Coff}, \theta_{Bon}] \text{ 且 } S_{S1} = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ B_1 = \begin{cases} 1 & \theta \in [\theta_{Aoff}, \theta_{Con}] \text{ 且 } S_{S3} = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ C_1 = \begin{cases} 1 & \theta \in [\theta_{Boff}, \theta_{Aon}] \text{ 且 } S_{S5} = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \end{cases} \quad (16)$$

式中: A_1 、 B_1 、 C_1 分别为定义的A、B、C相的区间变量; θ_{kon} 和 θ_{koff} 分别为第k相的开通角和关断角。

式(16)表明,只要区间变量为1,表示转子位置处于对应相的单独励磁区间。

由SRM工作原理可知,电机正常运行时,当C相单独导通时, i_a 必然为0,即 $C_1 = 1$ 是 $i_a = 0$ 的充分条件:

$$C_1 = 1 \Rightarrow i_a = 0 \quad (17)$$

将式(17)代入到式(6)中,再用式(7)减式(6)、式(8)减式(6)可得

$$\begin{cases} i_b = \frac{1}{2}(i_{LB} - i_{LA}) \\ i_c = \frac{1}{2}(i_{LC} - i_{LA}) \end{cases} \quad (18)$$

同理可得,在正常状态下,区间AI和BI中检测电流和相电流之间的关系如表1所示。

以A相为例说明故障诊断及器件的定位方法。令

$$\lambda_1 = \frac{1}{2}(i_{LA} - i_{LB}) = i_a - i_b \quad (19)$$

图7为A相短路前后, i_{LA} 和 λ_1 的仿真结果。系统正常运行且 $C_1 = 1$ 时,B相两管均关断、C相

表1 电机正常运行时单独励磁区间内电流关系
Table 1 Current relation in separate excitation interval during normal motor operation

i	AI	BI	CI
i_b	0	$\frac{1}{2}(i_{LB} - i_{LC})$	$\frac{1}{2}(i_{LB} - i_{LA})$
i_c	$\frac{1}{2}(i_{LC} - i_{LB})$	0	$\frac{1}{2}(i_{LC} - i_{LA})$
i_a	$\frac{1}{2}(i_{LA} - i_{LB})$	$\frac{1}{2}(i_{LA} - i_{LC})$	0

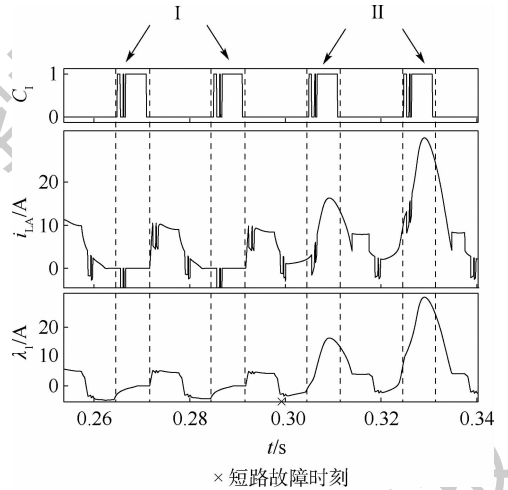


图7 A相短路故障前后 λ_1 和 i_{LA} 波形

Fig. 7 λ_1 and i_{LA} waveforms before and after phase A short-circuit fault

两管均导通,此时上下续电流之差为0,且 $i_a = 0$,因此 $i_{LA} = 0$, $\lambda_1 = i_a - i_b = -i_b \leq 0$,如图7区域I所示。经过1.2节分析,当A相短路后,A相绕组受电感下降区内的旋转电动势作用,使得CI区间内的 i_a 始终不为0,且其值大于B相的退磁电流。因此由式(19)可知,A相短路后的 λ_1 在CI区内为正,如图7区域II所示。

A相短路后,由图5(a)所示ASB功率变换器拓扑结构及式(6)传感器重新配置后输出电流的特点可知,在CI区间内,不同的故障器件会导致A相电流传感器 LEM_A 的输出值不同。总结如下:

$$\begin{cases} S_1 \text{ 单独短路: } i_{LA} = 3i_a \\ S_2 \text{ 单独短路: } i_{LA} = i_a \\ S_1, S_2 \text{ 单独短路: } i_{LA} = 2i_a \end{cases} \quad (20)$$

因此,只需将 i_{LA} 与绕组电流 i_a 作对比,通过判断二者之间的倍数关系,即可判断故障器件的具体位置。

然而,式(10)和式(11)所给出的利用驱动信号和绕组电流对续流总线电流进行逻辑表达的方法,其正确性的前提是:功率开关管的驱动信号和真实开关状态保持一致,即功率开关管处于无故障状态。因此,若使电流解算值正确,则功率变换

器必须处于无故障状态,否则绕组电流解算结果和真实值不再相同,即解算结果不正确,不能作为式(20)中对比判断的依据。因此,对于A相故障诊断,需要在发生故障后,利用系统的实际输出值,得到真实值 i_a 。

考虑B相电流传感器 LEM_B 的输出值 i_{LB} 。在CI区间内,由于B相绕组在反压 $-U_s$ 的作用下快速退磁, i_b 迅速衰减至0,由式(19)可知, λ_1 在CI区间内将迅速和 i_a 保持一致。定义变量 λ_2 为

$$\lambda_2 = C_1 \frac{i_{LA}}{\lambda_1} \quad (21)$$

联立式(19)~式(21)可知,当A相无故障, λ_2 始终保持为0; S_1 短路时, λ_2 将在CI内迅速衰减至3; S_2 短路时, λ_2 将在CI内迅速衰减至1;两管同时短路时, λ_2 将在CI内迅速衰减至2。为了便于观测故障类型,系统在CI区间结束时刻对 λ_2 进行采样,并将采样值保持至下一采样点。考虑到一定的误差,取故障变量 F 为

$$F = \text{int}[\lambda_2 \cdot @(\text{negedge } C_1)] \quad (22)$$

式中: $\text{int}[\]$ 表示取整函数; $@(\text{negedge } C_1)$ 表示 C_1 的下降沿时刻。

因此,通过观测故障变量 F 的输出值即可判断故障器件,对应关系为

$$F = \begin{cases} 3 & S_1 \text{ 单独短路} \\ 1 & S_2 \text{ 单独短路} \\ 2 & S_1 \text{ 和 } S_2 \text{ 同时短路} \end{cases} \quad (23)$$

B、C两相的故障诊断方法和A相相同,其诊断区间分别为AI、BI。为了在某器件短路故障后仍能正确的解算电流值反馈给控制器,系统将根据故障变量 F 的输出值定位故障器件,并控制该故障器件的驱动信号始终为高电平。例如,若系统诊断开关管 S_1 发生短路,则令控制信号 S_{s1} 恒为高电平。综上分析,A相的诊断流程如图8所示。

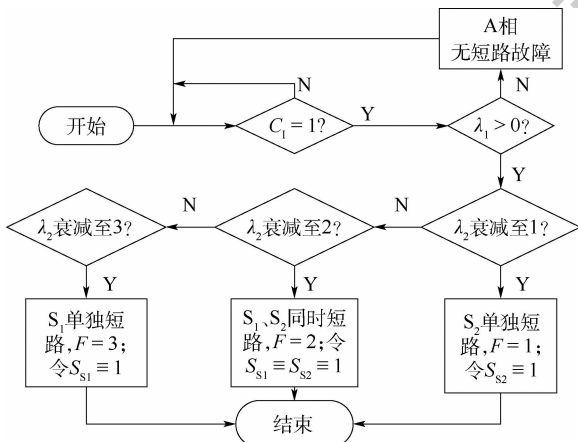


图8 故障诊断流程

Fig. 8 Fault diagnosis flowchart

结合式(21)、式(22)可知,系统进行故障诊断的前提是:电机在短路状态下不会发生恶劣的堵转和飞车现象,且能达到进行故障诊断的转子位置区间。考虑到新的电流传感器配置方案一定程度上破坏了ASB功率变换器各相主电路之间的独立性,本文经过仿真实验发现,电机在发生短路故障后,故障定位之前,三相电流解算值和真实值不一致,但其单独励磁区间依然存在,电机转速波动增大,但未发生转速失控现象且满足故障诊断的前提条件。故障定位完成后,系统保持故障器件的驱动信号恒为高电平,三相电流解算值和真实值再次保持一致,电机转速基本可以保持在给定转速上下。以A相双管同时短路为例,图9为故障前后仿真波形, t_1 为故障时刻, t_2 为完成故障定位时刻,可见在 $t_1 \sim t_2$ 内,电机在故障状态下不会发生转速失控现象且满足故障诊断前提条件。

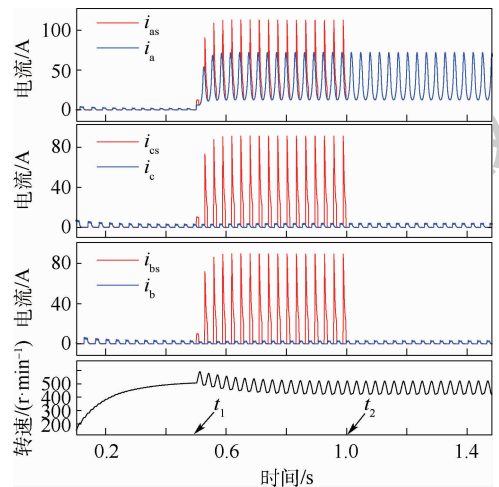


图9 A相双管同时短路仿真波形

Fig. 9 Simulation waveforms of phase A double transistor short circuit at the same time

3 实验验证

利用一台额定功率为550W的三相6/4极结构的开关磁阻样机对本文所提方案进行实验验证。图10为实验装置结构框图,按照所提出的电流检测方案在指定位置安装了3个额定电流为100A的LA-100P霍尔效应电流传感器,并采用16位的A/D转换芯片AD7606进行电流采样;为便于观测,解算电流等输出信号使用TLC5615进行D/A转换;位置传感器采用分辨率为1000脉冲/r的增量式旋转编码器E6B2-CWZ6C;控制系统以TMS320F28335为核心并辅以必要的高速逻辑电路,外加驱动电路,以实现基于CCC系统的模糊PI转速闭环控制和故障诊断功能;ASB功率

变换器中的主开关采用 FQA160N08 型的金属氧化物半导体场效应管,并通过外部继电器来人为控制各开关管的驱动信号,从而实现故障模拟。控制系统框图如图 11 所示, n 为电机转速, n_{ref} 为参考转速。为避免电流解算中开关信号既作为闭环系统的输出又作为输入,导致解算不准确,系统将电流信号延迟 1 个采样周期后输出,以保证系统的稳定。以电机定、转子不对齐位置的中点为各相转子位置的参考零点,并设定电机开通角 $\theta_{on} = 0^\circ$,关断角 $\theta_{off} = 27^\circ$ 。实验以 A 相短路故障为例进行分析,其余两相诊断方案与 A 相类似。

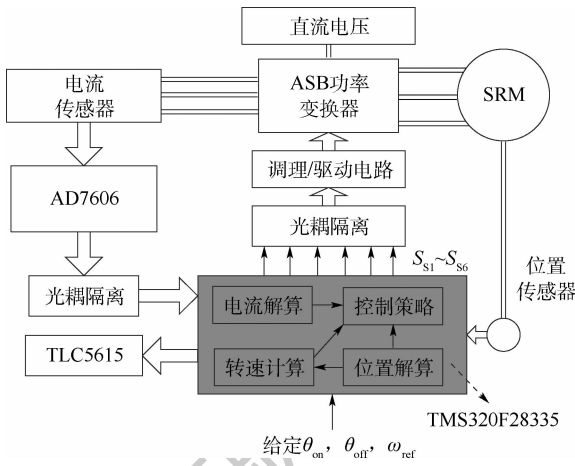


图 10 实验结构框图

Fig. 10 Experimental structure block diagram

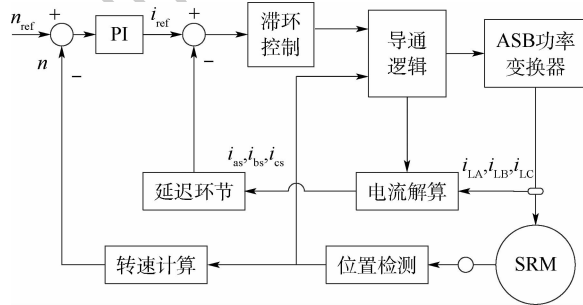
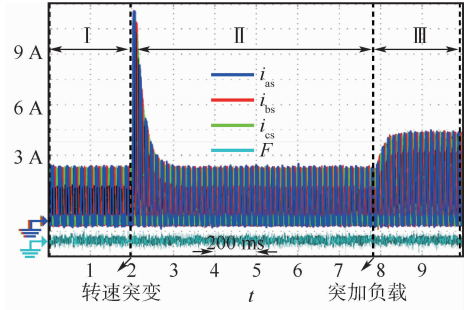


图 11 控制系统框图

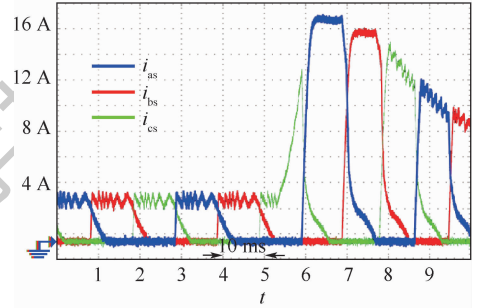
Fig. 11 Control system block diagram

3.1 正常工作状态

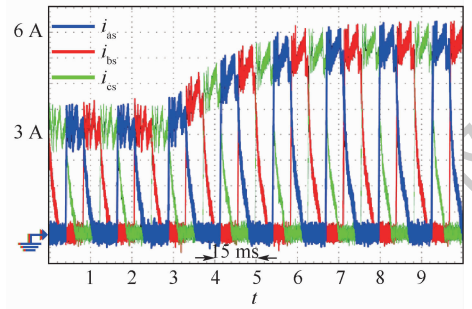
电机的起动负载设置为 $2 \text{ N} \cdot \text{m}$, 起动转速设置为 600 r/min , 在正常工作状态下, 三相解算电流波形及故障变量 F 如图 12(a) 区域 I 所示。运行稳定后设置转速突变为 800 r/min , 电流变化如图 12(a) 区域 II 所示, 突变时刻波形如图 12(b) 所示。转速稳定后设置负载突变为 $5 \text{ N} \cdot \text{m}$, 电流变化如图 12(a) 区域 III 所示, 突变时刻波形如图 12(c) 所示。运行过程中, 故障变量 F 始终为 0, 可知其未因转速、负载突变干扰而发生误判, 稳定性较好。



(a) 解算电流及故障变量变化



(b) 转速突变前后电流变化



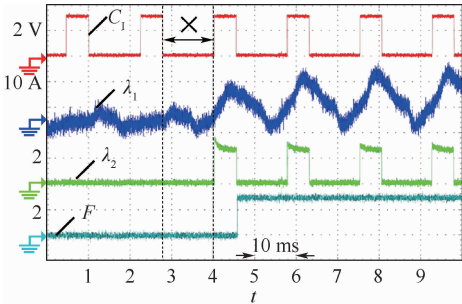
(c) 负载突变前后电流变化

图 12 正常运行时转速、负载突变实验波形

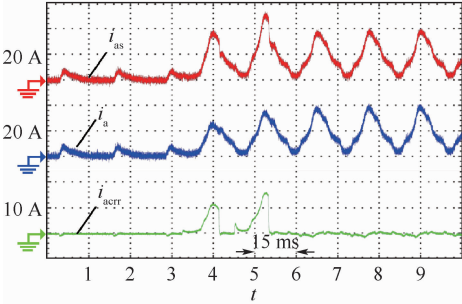
Fig. 12 Experimental waveforms of sudden changes in speed and load during normal operation

3.2 S₁ 短路故障

转速闭环控制条件下, 给定参考转速为 1000 r/min , 负载为 $2 \text{ N} \cdot \text{m}$, 上开关管 S_1 发生短路前后的波形如图 13 所示。由图 13(a) 可知, S_1 短路导致 A 相绕组无法快速退磁, i_a 始终不为 0。故 CI 区间内, LEM_A 的输出 i_{LA} 为 A 相的短路电流。此时, λ_1 输出值大于 0, 表示 i_a 大于 i_b , A 相发生短路故障。 S_1 短路后, i_a 在 A 相关断区间经 S_1 和 D_2 续流, LEM_A 在区间 CI 内的输出电流 $i_{LA} = 3i_a$ 。随着 B 相快速退磁, i_b 快速衰减至 0, 由式 (21) 可知在 CI 区间内的 λ_2 衰减至 3。利用 C_1 的下降沿触发系统对 λ_2 进行采样, 将采样值赋值给故障变量 F 并保持至下一采样点, F 输出为 3, 指示 S_1 短路。又由于图 13(a) 中非负 λ_2 首次出现在 C_1 的上升沿时刻, 表明此时 S_1 已经短路, 且前一 C_1 下降沿时刻的 λ_2 为 0, 表明前一 C_1 下降沿时刻之前 A 相未发生短路故障, 因此故障必在图中“×”区域内发生。



(a) 故障变量波形



(b) 电流波形

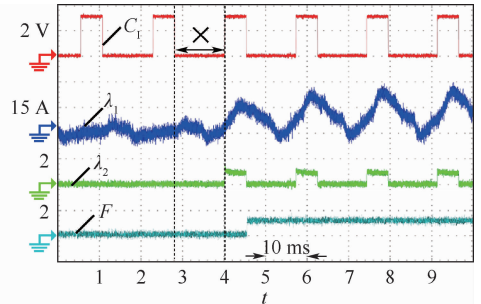
图 13 S₁ 短路故障实验波形

Fig. 13 S₁ short-circuit fault experimental waveform

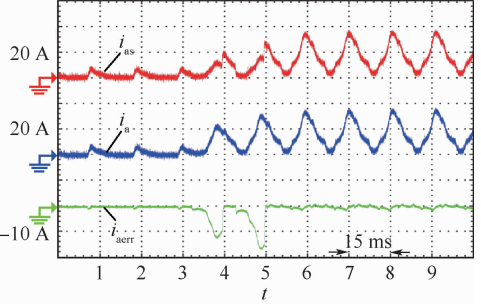
此外,为进一步证明诊断方案的正确性,系统加装了一个电流检测模块对 A 相绕组电流进行检测,图 13(b)为故障前后 A 相电流波形, i_{as} 、 i_a 和 i_{aerr} 分别为 A 相绕组电流解算值、真实值和二者之差。由理论分析可知,相电流被正确解算的前提条件为开关管的驱动信号和其开关状态保持一致,因此当 S_1 发生短路故障,其在低电平驱动信号作用下仍为闭合状态,导致 i_{aerr} 大于 10 A。当故障被正确诊断后,系统控制 S_1 的驱动信号恒为高电平,此时 S_1 的驱动信号和开关状态再次一致,因此 i_{aerr} 在系统完成诊断后恢复至接近 0 的值,表示故障定位正确。

3.3 S₂ 短路故障

设置电机工况和 S_1 短路故障实验相同,位置导通管 S_2 发生短路故障的波形如图 14 所示。由图 14(a) 知, $\lambda_1 > 0$, 表征 A 相发生短路,这是由于 A 相无法在反向电压作用下实现快速退磁, C_1 区间内的 LEM_A 输出值 i_{LA} 始终不为 0 导致。和斩波管 S_1 短路不同的是, S_2 短路后,零电压续流回路由 S_2 、 D_1 组成,在新的电流传感器配置方案下,由式(6)可知, LEM_A 输出值和绕组电流 i_a 相同,随着 C_1 内 i_b 的衰减, λ_2 迅速衰减至 1,故障变量 F 输出值为 1,此时系统指示 S_2 发生短路故障。与 3.2 节分析类似,故障必在图 14(a) 中“x”区域内发生。图 14(b) 中, i_{aerr} 出现较大的下降表示 S_2 已经发生短路,其常闭状态和低电平驱动信号不一致。当 i_{aerr} 再次恢复至 0 附近时,表示电流解算正确,可证明故障定位准确。



(a) 故障变量波形



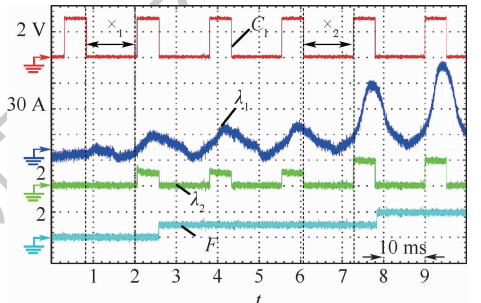
(b) 电流波形

图 14 S₂ 短路故障实验波形

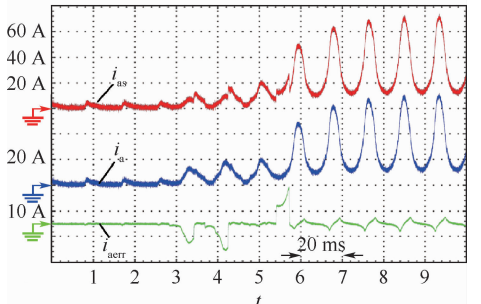
Fig. 14 S₂ short-circuit fault experimental waveform

3.4 双管短路故障

图 15 为 S_2 、 S_1 先后发生短路故障前后的实验波形。 S_2 短路后,控制系统采取 2 个动作,一是在 C_1 的下降沿对 λ_2 进行采样,将采样值赋值给故障变量 F ,定位故障器件;二是根据 $F = 1$,控制 $S_{s2} = 1$,保证电流解算正确。当 S_2 也短路后, A 相始终为励磁状态,导通区间内,绕组在电源电压作用下进行励磁,关断区间内,在旋转电动势和电



(a) 故障变量波形



(b) 电流波形

图 15 双管先后短路故障实验波形

Fig. 15 Experimental waveforms of double-switch successive short-circuit fault

源电动势的共同作用下励磁。由图15(a)可知,在本文所提出的电流传感器配置方案下,在CI区间内,上下续电流之差为0, $i_{LA} = 2i_a$, λ_2 快速衰减至2,在 C_1 下降沿时刻 F 输出值为2,表征 S_1 和 S_2 同时发生短路故障,且两故障时刻分别在图中“ \times_1 ”和“ \times_2 ”区域内,实验结果和理论分析一致。同样,由图15(b)可知, i_{aerr} 先下降至-10 A以下,表示 S_2 故障后电流解算不正确,而后 i_{aerr} 恢复至0,表示系统对 S_2 短路故障定位正确; i_{aerr} 再次上升,表示 S_1 故障再次使电流解算错误,短暂延迟后, i_{aerr} 第二次恢复至0附近,表示系统对 S_1 短路故障定位正确。 i_{aerr} 的变化证明了所提出的诊断方案的正确性,但同时注意到,双管短路状态下相电流解算的误差变大。

4 结 论

在重新配置电流传感器检测位置的基础上,本文以非对称半桥式功率变换器为研究对象,提出了一种基于特定转子位置区间内电流分析的开关磁阻电机在线故障诊断方法,仿真和实验验证了所提方法的有效性。

1) 电流传感器重新配置后,电流解算值和真实值相同,可保证系统的正常运行。

2) 在故障相的前一相的单独励磁区间内,利用电流传感器输出值之比可检测故障,并可通过故障变量输出值对各相3种短路故障进行准确定位。

3) 故障变量对负载转矩和转速变化均具有较好的鲁棒性。

4) 无需额外硬件,成本较低。

5) 方法通用性较好,不受电机相数及控制方式的限制,有良好的实用价值。

致谢 感谢空军工程大学航空工程学院电气实验室所有教员和学生对本文提供的支持。

参考文献 (References)

[1] CHEN H, GU J J. Implementation of the three-phase switched reluctance machine system for motors and generators [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2010, 15(3): 421-432.

[2] UDDIN W, HUSAIN T, SOZER Y, et al. Design methodology of a switched reluctance machine for off-road vehicle applications [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2016, 52(3): 2138-2147.

[3] GAN C, SUN Q G, WU J H, et al. A universal two-sensor current detection scheme for current control of multiphase switched reluctance motor switch multiphase excitation [J]. IEEE Trans-

actions on Power Electronics, 2019, 34(2): 1526-1539.

[4] CHANG H, LIAW C. An integrated driving/charging switched reluctance motor drive using three-phase power module [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(5): 1763-1775.

[5] SUN X, SHEN Y, WANG S, et al. Core losses analysis of a novel 16/10 segmented rotor switched reluctance BSG motor for HEVs using nonlinear lumped parameter equivalent circuit model [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018, 23(2): 747-757.

[6] SONG S, FANG G. Unsaturated-inductance-based instantaneous torque online estimation of switched reluctance machine with locally linearized energy conversion loop [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(8): 6109-6119.

[7] CHIBA A, KIYOTA K, HOSHI N, et al. Development of a rare-earth-free SR motor with high torque density for hybrid vehicles [J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2015, 30(1): 175-182.

[8] FANG J, LI W, LI H, et al. Online inverter fault diagnosis of buck-converter BLDC motor combinations [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2015, 30(5): 2674-2688.

[9] FAIZ J, OJAGHI M. Stator inductance fluctuation of induction motor as an eccentricity fault index [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2011, 47(6): 1775-1785.

[10] GAN C, CHEN Y, QU R H, et al. An overview of fault-diagnosis and fault-tolerance techniques for switched reluctance machine systems [J]. IEEE Access, 2019, 7: 174822-174838.

[11] GAN C, SUN Q G, WU J H, et al. MMC-based SRM drives with decentralized battery energy storage system for hybrid electric vehicles [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(3): 2608-2621.

[12] CHEN H, LU S L. Fault diagnosis digital method for power transistors in power converters of switched reluctance motors [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(2): 749-763.

[13] GAN C, WU J H, YANG S Y, et al. Fault diagnosis scheme for open-circuit faults in switched reluctance motor drives using fast Fourier transform algorithm with bus current detection [J]. IET Power Electronics, 2016, 9(1): 20-30.

[14] 甘醇, 吴建华, 杨仕友. 基于小波包能量分析的开关磁阻电机功率变换器故障诊断 [J]. 中国电机工程学报, 2014, 34(9): 1415-1422.

GAN C, WU J H, YANG S Y. Fault diagnosis of power converters for switched reluctance motors based on wavelet packet energy analysis [J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(9): 1415-1422 (in Chinese).

[15] RO H, KIM D, JEONG H, et al. Tolerant control for power transistor faults in switched reluctance motor drives [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2015, 51(4): 3187-3197.

[16] MARQUES J F, ESTIMA I O, GAMEIRO N S, et al. A new diagnostic technique for real-time diagnosis of power converter faults in switched reluctance motor drives [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2014, 50(3): 1854-1860.

[17] PEI X J, NIE S S, CHEN Y, et al. Open-circuit fault diagnosis and fault-tolerant strategies for full-bridge DC-DC converters

- [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(5): 2550-2565.
- [18] SHIN H U, LEE K B. Fault diagnosis method for power transistors in switched reluctance machine drive system [C] // IEEE 8th International Power Electronics and Motion Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2481-2486.
- [19] CHEN H, HAN G Q, SHI X Q, et al. Phase current digital analysis of power converter for freewheeling diode fault diagnosis on switched reluctance motor drive [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(8): 6613-6624.
- [20] CHEN H, HAN G Q, GUAN G R. Generalised fault diagnostic method for power transistors in asymmetric half-bridge power converter of SRM drive [J]. IET Electric Power Applications, 2019, 13(2): 168-180.
- [21] PENG W, GYSELINCK J J C, AHN J, et al. Minimal current sensing strategy for switched reluctance machine control with enhanced fault-detection capability [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2019, 55(4): 3725-3735.
- [22] HAN G Q, CHEN H, SHI X Q, et al. Phase current reconstruction strategy for switched reluctance machines with fault-tolerant capability [J]. IET Electric Power Applications, 2017, 11(3): 399-411.

Short-circuit fault diagnosis of SRM power converter based on interval current

WANG Rongji¹, LIU Yongzhi^{2,*}, GUAN Zhenshui³

(1. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. School of Aeronautical Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

3. Unit 93705 of PLA, Zunhua 064200, China)

Abstract: The power converter is one of the core components of the Switched Reluctance Motor (SRM) speed control system, and it is also the weakest link of system reliability. Aimed at the problems of traditional power converter short-circuit fault diagnosis methods, such as additional hardware, large controller burden, limited diagnosis range, etc., taking the asymmetric half-bridge power converter as the research object, based on the theoretical analysis of the failure modes, the current sensors are rearranged to extract obvious fault feature, and a fault diagnosis method for power converters based on current analysis within a specific rotor position interval is proposed. In the single excitation interval of the current phase, the ratio of the difference between the output values of the other two phases current sensors and the output value of the previous phase can be used to quickly locate the faulty device. This method is not limited by the number of motor phases and control methods, the controller burden is small, and no additional hardware is required. Simulations and experiments verify the effectiveness of this method.

Keywords: Switched Reluctance Motor (SRM); power converter; fault diagnosis; current sensor; current analysis

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0165

过站航班地面保障过程动态预测



王立文¹, 李彪^{1,2}, 邢志伟^{2,*}, 刘洪恩², 罗谦³

1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300;

3. 中国民用航空局第二研究所 工程技术研究中心, 成都 610041)

摘 要: 过站航班地面保障过程预测是机场协同决策系统的重要功能。针对目前无法实现过程精细化动态预测且精度较低的问题,提出了一种基于贝叶斯网络的过站航班地面保障过程动态预测方法。建立了地面保障过程贝叶斯网络模型,设计了基于航班属性的初始样本空间生成算法,结合高斯核概率密度估计构建了地面保障过程动态预测方法。某枢纽机场实际数据的仿真结果表明:所提方法在充分考虑航班运行属性的基础上实现了各保障节点的动态预测,其平均绝对误差仅为 2.2241 min,均方根误差相比其他方法低近 2 min,能够为机场运行短时战术组织提供客观的决策依据。

关键词: 航空运输; 动态预测; 地面保障过程; 贝叶斯网络; 航班属性; 核概率密度估计

中图分类号: V351; TP181

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1095-10

随着近年来航空运输量持续平稳增长,航班高密度运行已成为常态。地面保障过程作为过站航班运行的核心部分,传统面向时间窗的固定运行模式已无法适应未来智慧机场发展趋势,因此其过程的动态精确预测成为实现航班精细化管理的关键问题^[1]。

地面保障指过站航班从上轮挡到撤轮挡 2 个保障节点之间以旅客、货邮、航空器为核心的服务过程,目前国内外关于地面保障过程预测主要针对诸如上客持续^[2]或撤轮挡^[3]等单个环节或节点的静态预测,主要采用的方法包括线性回归、分布拟合、启发式算法^[4-6]。罗谦等^[7]从机场运行整体出发,建立了地面保障过程 Petri 网模型,并结合神经网络开展无监督学习,实现了机场运行的协同决策,但并未对地面保障过程的细节问题展开详细的论证和设计。

Barratt 等^[8]从战术组织的角度上设计了基于航空器时空位置数据的地面保障过程概率学习模型,在高斯混合模型基础上实现地面保障过程的无监督分类学习,但模型的动态性和收敛性较差。Chati 和 Hamsa^[9]在开展戴高乐机场运行保障关联分析后,结合强化学习预测了航班保障时间和滑出时间。邢志伟等^[10]基于动态贝叶斯网络估计航班离港过程,虽涉及部分保障节点,但其模型的描述、概率推理过程及估计精确性有待改善。

为解决上述问题,本文设计了面向过站航班地面保障过程拓扑结构的贝叶斯网络(Bayesian Networks, BN)模型^[11],提出了基于贝叶斯网络及非参数概率密度估计^[12]与推理的地面保障过程动态预测方法,并结合机场实际运行保障数据进行仿真验证。

收稿日期: 2020-04-28; 录用日期: 2020-06-12; 网络出版时间: 2020-06-29 15:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200629.1507.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1601200); 国家自然科学基金委员会-中国民用航空局联合研究基金(U1533203); 中央高校基本科研业务费-中国民航大学专项(3122019094)

* 通信作者. E-mail: cauc_xzw@163.com

引用格式: 王立文, 李彪, 邢志伟, 等. 过站航班地面保障过程动态预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1095-1104.
WANG L W, LI B, XING Z W, et al. Dynamic prediction of ground support process for transit flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1095-1104 (in Chinese).

1 地面保障过程分析与建模

1.1 过程分析

地面保障是航班过站的重要过程之一,主要包括航空器停靠机位阶段所有保障环节,可分为机务巡检、添加航油、客舱服务、货舱服务4个子并行过程,而客舱服务又包括了垃圾处理、配餐、清洁等并行子过程。标准过站航班地面保障过程如图1所示。整个过站航班地面保障过程必须严

格按照机场飞行区地面运行流程和标准执行,各项服务环节之间存在一定的因果关联,且受地面保障特种设备配置、调度时间与路径、航班队列排序等条件约束。如果某个航班的某个保障环节出现问题,极有可能造成整个机场的大面积延误,同时与航线性质、机型、停机位、高峰小时、航司是否驻场等因素相关。综上,航班地面保障过程是一个多种保障资源协同、严格时间窗限制、复杂条件约束的多模态过程问题^[13-15]。

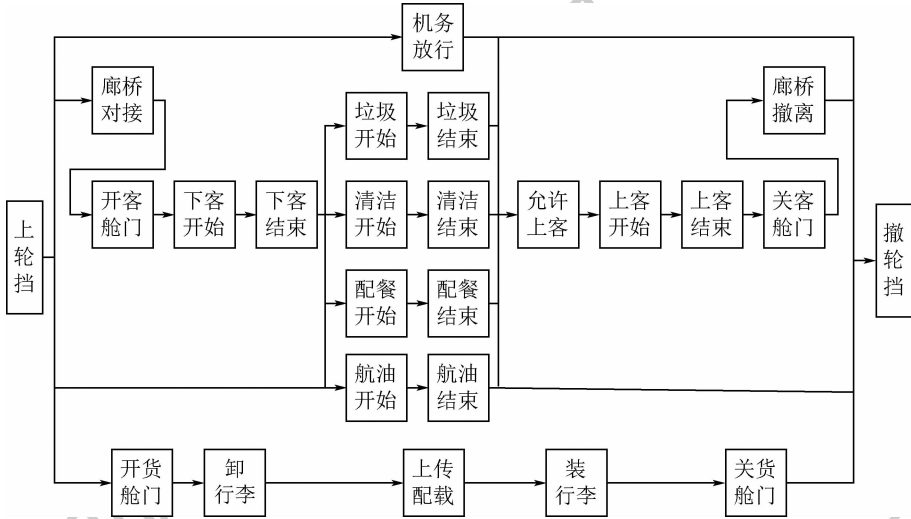


图1 过站航班地面保障过程

Fig. 1 Ground support process for transit flight

由实际过程和相关标准将各保障环节事件化,做如下理想化处理:

1) 实际保障过程中,轮挡、廊桥、舱门3项操作存在一定的同步性和短时连续性,因此将其视为1项保障环节。

2) 由于各保障环节起始时刻受外部影响较大,且不能直接反映保障过程的演化,不考虑其耦合的影响,同时忽略保障资源配置和调度对整体产生的传播效应。

3) 不考虑空管塔台航班进/离港动态队列排序对地面保障过程的调整和修正,同时不考虑航班始发或终到的地面保障过程。

理想化后的航班地面保障过程网络拓扑结构如图2所示。图中: x_1 为上轮挡、对接廊桥、开启舱门; x_2 为下客结束; x_3 为清洁结束; x_4 为垃圾车作业完成; x_5 为配餐完成; x_6 为添加航油完成; x_7 为上传配载舱单; x_8 为机务巡检确认; x_9 为机组允许上客; x_{10} 为上客结束; x_{11} 为撤离廊桥、关闭舱门、撤轮挡。

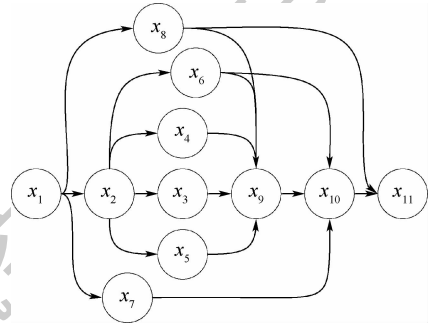


图2 地面保障过程网络拓扑

Fig. 2 Network topological graph of ground support process 断、系统辨识等领域,随着信息的不断丰富和知识结构的图谱化,其应用场景也会不断扩大^[16]。图2的网络拓扑结构可将航班地面保障过程视为一个具有固定结构且随着时间演化的贝叶斯网络模型,其中上轮挡节点 x_1 为根节点,且不包含回环。

对于 x_1 的子节点 $x_i(i=2,7,8)$,存在如下条件概率:

$$p(x_i | x_1) = \frac{p(x_1, x_i)}{p(x_1)} \quad i = 2, 7, 8 \quad (1)$$

式中: $p(x_1, x_i)$ 为节点 x_1 与子节点 x_i 同时发生的联合概率; $p(x_1)$ 为上轮挡节点 x_1 发生的先验

1.2 地面保障过程贝叶斯网络模型

贝叶斯网络模型作为系统性描述随机事件因果关系的重要方法之一,常用于军事决策、医疗诊

概率。

对于以 x_2 为父节点的 $x_i (i=3,4,5,6)$, 存在如下条件概率:

$$p(x_i | x_1, x_2) = \frac{p(x_1, x_2, x_i)}{p(x_1, x_2)} \quad i = 3, 4, 5, 6 \quad (2)$$

式中: $p(x_1, x_2, x_i)$ 为节点 $x_1, x_2, x_i (i=3,4,5,6)$ 同时发生的联合概率; $p(x_1, x_2)$ 为上轮挡和下客结束节点均已发生的先验概率。

对于 x_3, x_4, x_5, x_6, x_8 共同的子节点 x_9 , 存在如下条件概率:

$$p(x_9 | x_1, x_2, \dots, x_6, x_8, x_9) = \frac{p(x_1, x_2, \dots, x_6, x_8, x_9)}{p(x_1, x_2, \dots, x_6, x_8)} \quad (3)$$

式中: $p(x_1, x_2, \dots, x_6, x_8, x_9)$ 为过站航班地面核心保障节点 $x_1, x_2, \dots, x_6, x_8, x_9$ 同时发生的联合概率; $p(x_1, x_2, \dots, x_6, x_8)$ 为所有节点 x_9 的祖先节点均已发生的先验概率。

同理, 对于 x_6, x_7, x_9 共同子节点 x_{10} , 存在如下条件概率:

$$p(x_{10} | x_1, x_2, \dots, x_9) = \frac{p(x_1, x_2, \dots, x_{10})}{p(x_1, x_2, \dots, x_9)} \quad (4)$$

式中: $p(x_1, x_2, \dots, x_{10})$ 为节点 x_1, x_2, \dots, x_{10} 同时发生的联合概率; $p(x_1, x_2, \dots, x_9)$ 为节点 x_{10} 的所有祖先节点均已发生的先验概率。

对于叶节点 x_{11} , 存在如下条件概率:

$$p(x_{11} | x_1, x_2, \dots, x_{10}) = \frac{p(x_1, x_2, \dots, x_{11})}{p(x_1, x_2, \dots, x_{10})} \quad (5)$$

式中: $p(x_1, x_2, \dots, x_{11})$ 为保障过程所有节点同时发生的联合概率; $p(x_1, x_2, \dots, x_{10})$ 为除叶节点 x_{11} 外所有航班地面保障过程贝叶斯网络中的节点均已发生的先验概率。

根据航班地面保障过程演化规律和分布情况, 地面保障贝叶斯网络模型理想化为 6 条具有相关节点的马尔可夫链, 由于各节点之间条件独立, 由链式法则得

$$p(x_1, x_2, \dots, x_j) = p(x_1) p(x_2 | x_1) \dots p(x_j | x_1, \dots, x_j) \quad (6)$$

式中: 节点 $x_j (1 < j < 11)$ 为节点 $x_i (j < i \leq 11)$ 的父节点。

综上, 得到地面保障过程事件化的贝叶斯网络概率推理模型。

由于地面保障中的旅客服务过程同时存在并联和串联, 为保证网络模型可解析, 结合贝叶斯网络动态推理相关概念^[17], 引入如下定理。

定理 1 若节点 $x_i (i=8, 10, 11)$ 存在 $k (1 < k \leq 3)$ 个父节点, 其联合先验概率为

$$p(x_{j-k}, \dots, x_j) = \varphi(x_\tau) \quad j-k \leq \tau \leq j \quad (7)$$

式中: x_{j-k}, \dots, x_j 为该节点的父节点, 各保障节点发生符合离散时间规律; $\varphi(x_\tau)$ 为父节点中最后发生的概率^[17-18]。

若节点 $x_i (i \in [1, 11])$ 且 $i \neq 8, 10, 11$ 仅存在 1 个父节点 x_j , 其先验概率为

$$p(x_i, x_j) = \varphi(x_j) \quad (8)$$

式中: $\varphi(x_j)$ 为父节点发生的概率。

证明过程略^[19]。由此可动态预测过站航班地面保障过程。

2 地面保障过程动态预测方法

随着航班运行流程的推进, 地面保障过程贝叶斯网络模型的构型发生变化, 相应保障节点的先验概率模型也会出现修正, 传统参数估计无法满足精确感知的要求, 故采用核概率密度估计方法动态求解该模型^[20]。

2.1 初始样本空间生成算法

初始样本空间是基于非参数概率密度估计的地面保障过程动态预测关键环节。由机场协同决策规范可知影响保障过程因素, 得地面保障过程的属性集合为 $S = \{s_l | l = 1, 2, 3, 4, 5, 6\}$, s_1 为机型, 分为小型、中型、大型机, s_2 为航司, 不同的航司在过站机场所配置和占用的保障资源存在差异, s_3 为航线性质, 分为国际、国内远程、国内近程、省级航线四大类, s_4 为机位号, 同一空间区域的保障资源调度时间基本一致, s_5 为到达偏差, 指航班实际到达和期望的差距, s_6 为航班密度, 表示机场的放行情况。

$$s_5 = \frac{|t_a - t_p|}{t_g} \quad (9)$$

$$s_6 = \frac{N_b + N_a}{2t_g} \quad (10)$$

式中: t_a 为航班实际到达时刻; t_p 为计划到达时刻; t_g 为航班到达时间窗, 不同机场存在差异, 一般取 15 min; N_b 为当前航班一定时段 (30 min) 内前序到达架次; N_a 为同一时段后序预计到达架次。

航班降落后其地面保障过程属性集合完全确定, 根据集合元素可从机场协同运行决策信息系统的共享数据中提取样本, 结合航班属性与 K 近邻思想^[21]生成过站航班地面保障过程的初始样本空间, 具体算法描述如下。

算法 1 初始样本空间生成算法。

输入: 保障过程历史样本空间 Ω , 样本总数 N , 样本 $\phi(n)$ 的属性集合 S^n , 待预测航班保障过

程样本 $\phi_0(\lambda)$ 属性集合 S^A 。

输出:初始样本空间 Ω_0 ,初始样本总数 N_0 。

1. $l = 1, N_0 = 0$

2. for 样本序号 $n \in N$

3. if ($s_1^n = s_1^A$)

// 判别样本 $\phi(n)$ 的机型是否与待测样本 $\phi_0(\lambda)$ 相同

4. if ($s_2^n = s_2^A$)

// 判别样本 $\phi(n)$ 的航司是否与待测样本 $\phi_0(\lambda)$ 相同

5. if ($s_3^n = s_3^A$)

// 判别样本 $\phi(n)$ 航线性质是否与待测样本 $\phi_0(\lambda)$ 相同

6. if ($d \leq \xi$)

// 判别样本 n 的机位、到达偏差、航班密度是否在待测样本 $\phi_0(\lambda)$ 的近邻范围内, ξ 为近邻半径

7. $\Omega_0(l) = \phi(n)$

// 如满足特征相似要求,样本 $\phi(n)$ 赋于初始样本空间中

8. $l = l + 1$

// 初始样本空间样本序号加 1

9. end if

10. end if

11. end if

12. end if

13. $N_0 = l - 1$

14. end for

15. return $\{\Omega_0\}$

// 生成初始样本空间,返回输出值

属性集中机型、航司和航线性质 3 个元素无法量化,故用其他可量化元素优化,选用样本点间的欧氏距离 d 来量化,即

$$d = \sqrt{\frac{(s_4^n - s_4^A)^2}{\delta^2} + (s_5^n - s_5^A)^2 + (s_6^n - s_6^A)^2} \quad (11)$$

式中: δ 为机位号的优化系数,由于机场机位号一般取三位数来编制, δ 一般为 100。同时,近邻半径 ξ 由保障过程历史样本空间的丰富度决定^[22]。

2.2 动态预测方法设计

根据航班地面保障过程的贝叶斯网络模型,设计了一种基于过站航班地面保障过程演化的动态预测方法^[23],具体步骤如下:

步骤 1 初始化处理。收集本场历史航班运行保障数据,对数据清洗、删减、转换,构建历史样

本空间 Ω ,并生成航班 λ 的初始样本空间 Ω_0 。

步骤 2 核概率密度估计。选用高斯核函数对各保障节点的先验概率和联合概率进行非参数概率密度估计,即

$$\begin{cases} \hat{f}_h(y) = \frac{1}{N_0 h} \sum_{m=1}^{N_0} K\left(\frac{y - y_i^m}{h}\right) \\ K(y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{1}{2}y^2\right) \end{cases} \quad (12)$$

式中: y_i^m 为初始样本 m 保障节点 i 的时刻值; h 为自适应带宽; $K(y)$ 为高斯核函数。

步骤 3 概率推理。根据航班地面保障过程贝叶斯网络进行条件概率推理,以条件概率最大值的保障节点时刻作为初始预测值。

步骤 4 过程演化。随着航班 λ 保障节点的更新其预测值被实际值代替,相应保障节点关联的先验概率及地面保障过程贝叶斯网络结构发生变化,重新条件概率推理后各节点时刻的概率模型改变。

步骤 5 优化初始样本空间。根据当前更新节点 i 的实际值优化地面保障过程的初始样本空间,删除航班 λ 与实际节点时刻的相对误差 $e(m, \lambda)$ 大于 50% 的样本点,即

$$e(m, \lambda) = \frac{|y_i^m - y_i^A|}{y_i^A} > 0.5 \quad (13)$$

式中: y_i^A 为航班 λ 保障节点 i 的实际时刻。

综上可得即将发生的地面保障节点经优化后用于开展动态概率推理的样本空间。

步骤 6 预测更新。随着保障过程的推进,重复步骤 3~步骤 5,从而动态预测并更新各节点的时刻值,直至航班 λ 完成撤轮挡推出。

3 实验与分析

仿真验证数据来源于国内某枢纽机场部署的机场协同决策系统中的航班运行过程共享数据,如表 1 和表 2 所示。

表 1 过站航班运行过程属性

Table 1 Operation process attributes for transit flights

字段	属性
航司代码	CA
执飞日期	2019-05-10
机位	240
预计到达	14:13
前序架次	9
航班号	1796
机型	B738
航线性质	国内远程
实际到达	14:25
后序架次	12

由该机场某航季的航班运行保障数据作为历史样本空间开展过站航班地面保障过程的动态预测^[24]。首先,当该过站航班到达后得到地面保障过程属性集合,并生成初始样本空间,结果如图 3 所示,其中近邻半径 ξ 取 0.5。

表 2 过站航班运行过程共享时刻数据
Table 2 Shared time data of operation process for transit flights

保障节点	过程时刻
上轮挡	14:30
下客结束	14:38
机上清洁结束	14:47
垃圾完成	14:49
配餐完成	14:45
添加航油完成	14:51
货舱配载上传	14:55
允许上客发布	15:57
机务巡检确认	14:25
上客结束	15:16
撤轮挡	15:19
实际起飞	15:31

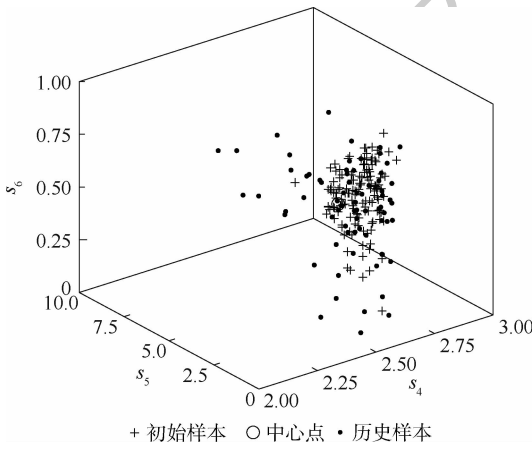


图 3 初始样本空间生成结果

Fig. 3 Generation results of initial sample space

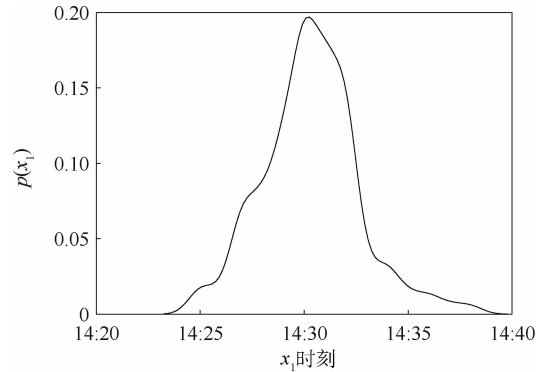
3.1 保障过程仿真实验

由生成的初始样本空间开展过站航班地面保障各节点结束时刻的核概率密度估计,得到各保障节点的先验概率模型,其中上轮挡、下客结束、上客结束、撤轮挡 4 个关键保障节点结束时刻的先验概率模型如图 4 所示。

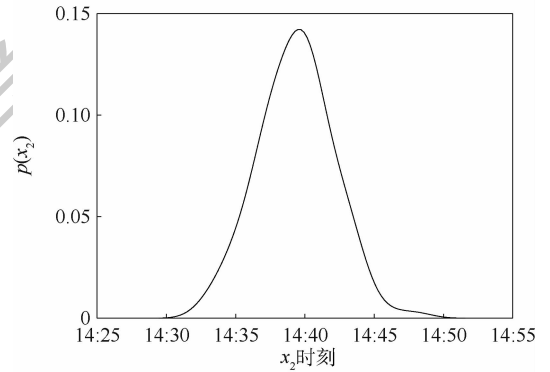
根据历史数据得到各保障节点的先验概率模型,并基于保障过程贝叶斯网络模型开展概率推理,以条件概率最大值的对应结束时刻作为各节点初始预测结果如图 5 所示。

同理,根据节点的演化更新保障过程贝叶斯网络发生变化,相应未完成节点的条件概率模型也发生变化,添加航油完成和允许上客 2 个节点的条件概率模型演化过程如图 6 所示。

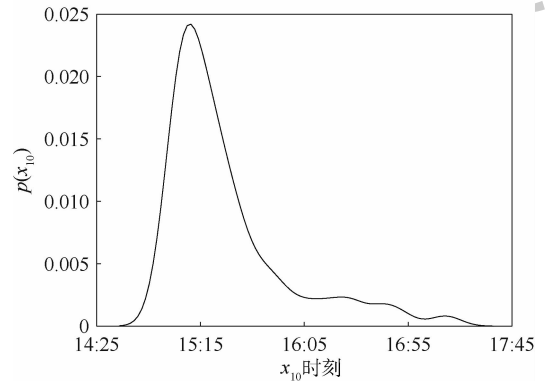
根据航班地面保障贝叶斯网络的动态演化和概率推理开展地面保障过程的动态预测,综上能



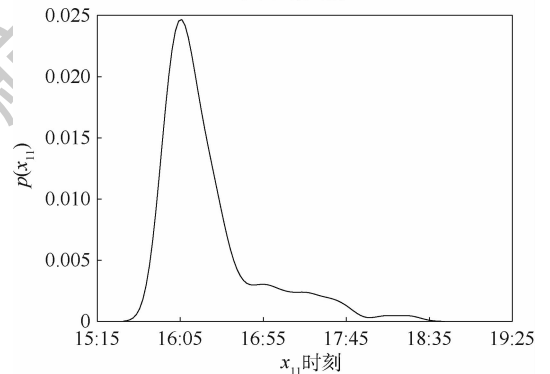
(a) 上轮挡



(b) 下客结束



(c) 上客结束



(d) 撤轮挡

图 4 关键保障节点先验概率模型

Fig. 4 Prior kernel probability model of key support nodes
够实现地面保障过程 11 个关键保障节点过程的动态预测,预测结果表示为各节点预测时刻与航班实际到达时刻的差值,单位用 min 来表示,详细保障过程预测结果如表 3 所示。

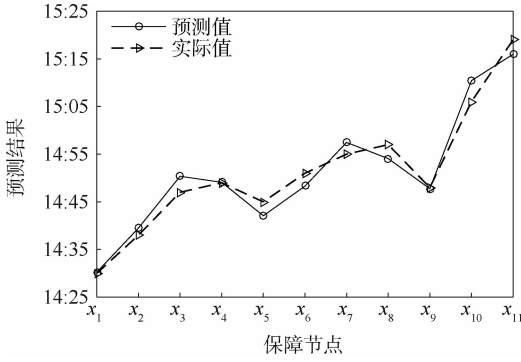
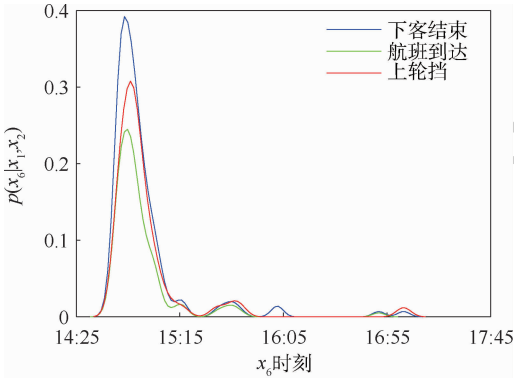
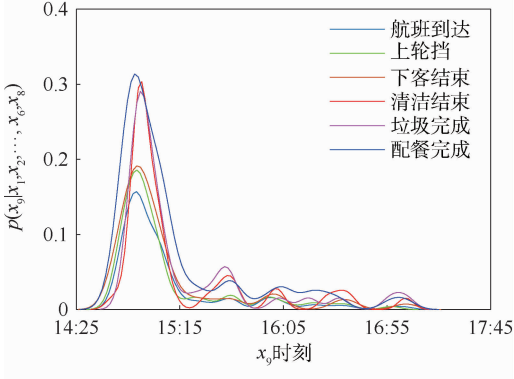


图5 航班到达后的保障过程初始预测结果
Fig. 5 Initial prediction results of support process after flight arrival



(a) 添加航油完成



(b) 允许上客

图6 保障节点条件概率模型样例

Fig. 6 Sample of conditional probability model for support nodes

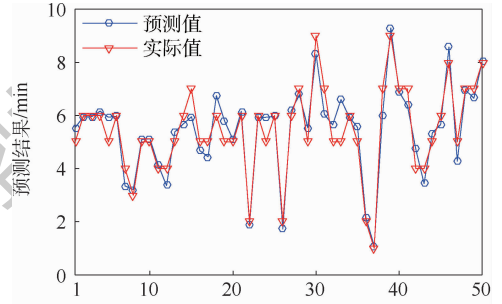
表3 单航班动态预测结果

Table 3 Dynamic prediction results for single flight

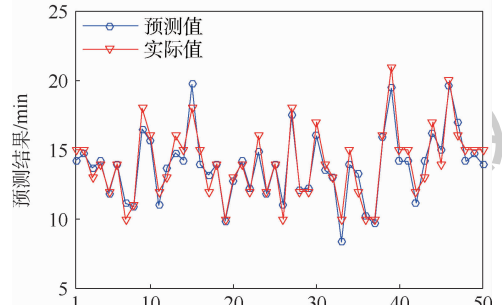
保障节点	初始预测 时间/min	最终预测 时间/min	实际时间/ min
x_1	5.2	5.2	5
x_2	14.5	14.1	13
x_3	25.4	24.1	22
x_4	24.1	28.6	24
x_5	17.7	19.2	20
x_6	23.3	25.8	26
x_7	32.5	32.7	30
x_8	22.8	22.7	23
x_9	29.1	35.9	32
x_{10}	45.4	43.8	41
x_{11}	51.0	54.5	54

由于在过站航班地面保障贝叶斯网络模型概率推理和演化时生成的样本考虑了航线性质、航司、机型、机位、航班到达情况及航班密度,在预测时可以忽略多密度之间的相互影响,地面保障过程的预测可单独考虑。

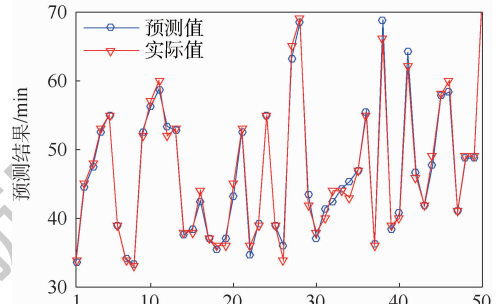
因此,选择50个过站航班的地面保障过程数据,根据2.2节的步骤开展预测,各航班中的4个关键保障节点预测结果如图7所示。



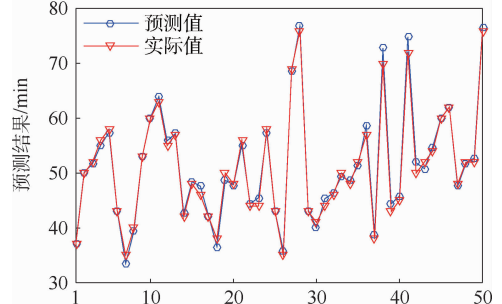
(a) 上轮挡



(b) 下客结束



(c) 上客结束



(d) 撤轮挡

图7 多航班关键保障节点预测结果

Fig. 7 Key support node prediction results for multi-flight

3.2 结果分析

首先分析单航班的预测结果,分别计算各保障节点的平均绝对误差 MAE 和平均相对误差 MRE,即

$$MAE = \frac{\sum_{i=1}^M |X_i - \hat{X}_i|}{M} \quad (14)$$

$$MRE = \frac{\sum_{i=1}^M \frac{|X_i - \hat{X}_i|}{\hat{X}_i}}{M} \quad (15)$$

式中: X_i 和 \hat{X}_i 分别为各地面关键保障节点的第 i 次实际值和预测值; M 为该节点的预测次数。

上述单航班地面保障过程预测结果的 MAE 和 MRE 的结果如表 4 所示。可知,所有节点 MAE 的均值为 2.224 1 min,标准差为 1.393 9,表明结果能够满足保障过程预测的要求,且所有 MAE 稳定控制在机场运行决策组织要求的最低容限 5 min 以内;MRE 的均值为 0.086 9,小于规定的 0.15,符合机场运行相关标准的要求。

为了进一步验证预测方法的稳定性和精确性,对本节的 50 个航班地面保障过程预测结果进行分析,计算各关键保障节点的平均绝对百分误差 MAPE,即

$$MAPE = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \left| \frac{Y_j - \hat{Y}_j}{Y_j} \right| \times 100 \quad (16)$$

式中: N 为预测航班总数; Y_j 为航班 j 某个保障节点的实际值; \hat{Y}_j 为航班 j 某个保障节点所有预测值的平均值,即

$$\hat{Y}_j = \frac{\sum_{i=1}^M \hat{X}_i}{M} \quad (17)$$

上述多航班预测值的 MAPE 计算结果如图 8 所示。

表 4 单航班预测误差分析结果

Table 4 Error analysis results of single flight prediction

保障节点	MAE/min	MRE
x_1	0.247 5	0.049 5
x_2	1.285 1	0.098 9
x_3	4.053 5	0.184 2
x_4	2.495 3	0.104 0
x_5	1.892 3	0.094 6
x_6	0.952 5	0.036 6
x_7	3.816 2	0.127 2
x_8	0.894 7	0.038 9
x_9	2.561 9	0.080 1
x_{10}	4.441 9	0.108 3
x_{11}	1.824 4	0.033 8

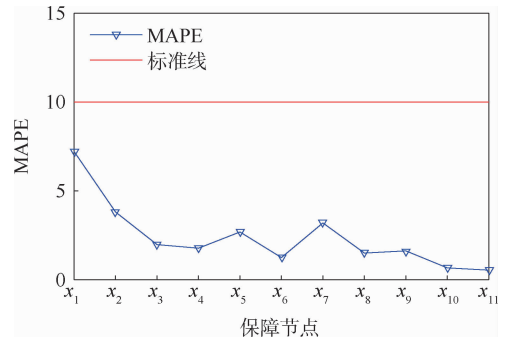


图 8 多航班预测误差分析结果

Fig. 8 Error analysis results of multi-flight prediction

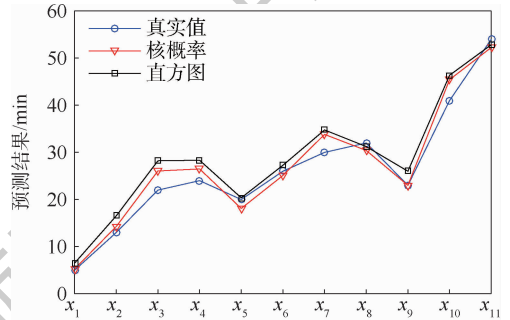
由图 8 可知,MAPE 的均值为 2.931 3,且所有节点结束时刻的 MAPE 均小于其预测模型精度要求标准线(Standard Line),固定值 10 的基础上随着保障过程的演化预测模型表现越好,满足预测精度的要求。

3.3 对比分析

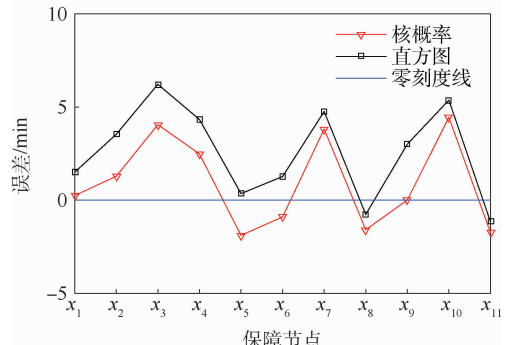
对于过站航班地面保障过程的微观过程,选择改变各节点结束时刻的先验概率密度估计方式开展保障过程动态预测^[10],比较 2 种方法各节点结束时刻预测的均值,结果如图 9 所示。

根据分析可知,直方图估计会导致各节点结束时刻概率模型的均值发生某种程度的向右偏移,导致预测精度降低。

从多个航班的角度选择与深度神经网络^[25]作



(a) 预测结果



(b) 误差分析

图 9 单航班内部过程预测结果对比

Fig. 9 Comparison of prediction results for single flight internal process

对比,由于神经网络方法无法感知保障过程的微观演化,比较2种方法的过站航班地面保障过程中撤轮挡时刻,如图10所示。

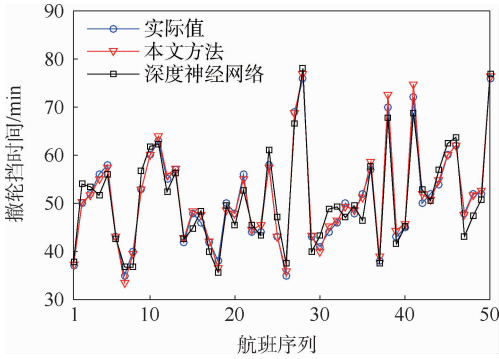


图10 多航班撤轮挡时间预测对比

Fig. 10 Comparison of prediction results for multi-flight off block time

同时,分别计算2种方法的均方根误差RMSE和希尔不等系数TIC,即

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (Y_j - \hat{Y}_j)^2} \quad (18)$$

$$\text{TIC} = \frac{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (Y_j - \hat{Y}_j)^2}}{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \hat{Y}_j^2} + \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N Y_j^2}} \quad (19)$$

式中: \hat{Y}_j 为航班 j 某个保障节点结束时刻的预测值。

计算结果如表5所示。

表5 预测精度参数对比

Table 5 Comparison of prediction accuracy parameters

方法	RMSE/min	TIC
贝叶斯网络演化	0.998 1	0.009 6
深度神经网络	2.921 7	0.029 7

由表5可知,贝叶斯网络演化方法比传统深度神经网络的RMSE低1.923 6 min,且表征结果精度的TIC低0.020 1。同时计算2种方法的拟合优度 R^2 即

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^N (Y_j - \hat{Y}_j)^2}{\sum_{j=1}^N (Y_j - \bar{Y}_j)^2 + \sum_{j=1}^N (\hat{Y}_j - \bar{Y}_j)^2} \quad (20)$$

式中: \bar{Y}_j 为航班 j 某个保障节点的实际均值。计算可知,贝叶斯网络演化方法的 R^2 为0.896 7,传统深度神经网络的为0.835 1,相比之下前者的拟合优度更趋近于1,预测方法更加稳定。

综上所述,表明本文方法能够满足保障过程预测的基本要求。

4 结论

通过系统性分析过站航班地面保障过程并结合机场运行保障的共享数据,展开对地面保障过程动态预测的探究,研究表明:

1) 传统的贝叶斯网络模型适用于关联事件网络的预测,需要针对过站航班地面保障过程的实际情况进行优化。

2) 过站航班地面保障过程受航线性质、航司、机型、机位、航班到达情况、航班密度6个因素约束,因此作为相似特征生成支撑概率推理和演化的初始样本空间。

3) 随着过站航班地面保障过程的推进,其运行态势和精度会发生改变,需要根据实际和最终预测的相对误差优化样本空间,达到提升未更新保障节点预测结果的精度。

过站航班地面保障过程受旅客出行效用、综合交通运力、航班运行多重因素限制,影响预测精度的原因错综复杂。本文所提出的动态预测方法只考虑了航班运行保障的相似特征作为预测的基础,因此尚存在一定不足。下一步将在空港综合交通运行态势监测系统平台的基础上,优化贝叶斯网络感知机理,提升对地面保障过程的微观感知能力和预测精度。

参考文献 (References)

- [1] HERREMA F, CURRAN R, VISSER H, et al. Taxi-out time prediction model at charles de gaulle airport [J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2018, 15(3): 1-11.
- [2] 冯霞, 张鑫, 陈锋. 飞机过站上客过程持续时间分布 [J]. 交通运输工程学报, 2017, 17(2): 98-105.
FENG X, ZHANG X, CHEN F. Boarding duration distribution of aircraft turnaround [J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2017, 17(2): 98-105 (in Chinese).
- [3] WEI K J, VIKRANT V, ALEXANDRE J. Airline timetable development and fleet assignment incorporating passenger choice [J]. Transportation Science, 2020, 54(1): 139-163.
- [4] LI M Z, MEGAN S R, HANSA B. Topological data analysis for aviation applications [J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2019, 128(1): 1-11.
- [5] CADRARSO L, CELISE D R. Integrated airline planning: Robust update of scheduling and fleet balancing under demand uncertainty [J]. Transportation Research, 2017, 81(8): 227-245.
- [6] WANG J, GUO H, BAKKER M, et al. An integrated approach for surgery scheduling under uncertainty [J]. Computers & Industrial Engineering, 2018, 118(4): 1-8.
- [7] LUO Q, CHEN Y R, CHEN L Y, et al. Research on situation awareness of airport operation based on Petri nets [J]. IEEE Access, 2019, 7(1): 25438-25451.

- [8] BARRATT S T, KOCHENDERFER M J, BOYD S P. Learning probabilistic trajectory models of aircraft in terminal airspace from position data[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2019, 20(9): 3536-3545.
- [9] CHATI Y S, HANSA B. Modeling of aircraft takeoff weight using Gaussian processes[J]. Air Traffic Control Quarterly, 2018, 26(2): 70-79.
- [10] 邢志伟, 朱慧, 李彪, 等. 基于贝叶斯网络的航班离港时间动态估计[J]. 计算机科学, 2019, 46(10): 329-335.
XING Z W, ZHU H, LI B, et al. Dynamic estimation of flight departure time based on Bayesian network[J]. Computer Science, 2019, 46(10): 329-335 (in Chinese).
- [11] 陈欣, 袁建, 戴靓. 基于空间计量模型的机场网络溢出效应研究[J]. 交通运输系统工程与信息, 2019, 19(4): 211-217.
CHEN X, YUAN J, DAI L. Airport network spillover effect with spatial econometric models[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2019, 19(4): 211-217 (in Chinese).
- [12] 沈琳, 于劲松, 唐获音, 等. 图模型与学习算法结合的贝叶斯网络自动建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1486-1493.
SHEN L, YU J S, TANG D Y, et al. Automatic learning of Bayesian network structure using graph model and learning algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1486-1493 (in Chinese).
- [13] KO Y, KIM J, RODRIGUE-ZAS S L. Markov chain Monte Carlo simulation of a Bayesian mixture model for gene network inference[J]. Genes & Genomics, 2019, 41(5): 547-555.
- [14] CONTALDI C, VAFAEE F, NELSON P C. Bayesian network hybrid learning using an elite-guided genetic algorithm[J]. Artificial Intelligence Review, 2018, 29(3): 1-28.
- [15] 邢志伟, 何川, 罗谦, 等. 基于双层k近邻算法航站楼短时客流量预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(1): 26-34.
XING Z W, HE C, LUO Q, et al. Terminal building short-term passenger flow forecast based on two-tier k-nearest neighbor algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(1): 26-34 (in Chinese).
- [16] CAI P L, WANG Y P, LU G Q, et al. A spatiotemporal relative k-nearest neighbor model for short-term traffic multistep forecasting[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2016, 6(2): 21-34.
- [17] PROKHORCHUK A, DAUWELS J, JAILLET P. Estimating travel time distributions by Bayesian network inference[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2020, 21(5): 1867-1876.
- [18] CHEN G, GE Z. Hierarchical Bayesian network modeling framework for large-scale process monitoring and decision making[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 28(2): 671-679.
- [19] MEGHAN C B. Safety of flight prediction for small unmanned aerial vehicles using dynamic Bayesian networks[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2018.
- [20] XU B, SHOU Y, LUO J, et al. Neural learning control of strict-feedback systems using disturbance observer[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2019, 30(5): 1296-1307.
- [21] 谢海红, 戴许昊, 齐远, 等. 短时交通流预测的改进K近邻算法[J]. 交通运输工程学报, 2014, 14(3): 87-94.
XIE H H, DAI X H, QI Y, et al. Improved K-nearest neighbor algorithm for short-term traffic forecasting[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2014, 14(3): 87-94 (in Chinese).
- [22] TIAN Z D, LI S J, WANG Y H, et al. A prediction method based on wavelet transform and multiple model fusion for chaotic time series[J]. Chaos, Solitons & Fractals, 2017, 98: 158-172.
- [23] ROBINSON E, BALLAKRISHNAN H, ABRAMSON M, et al. Optimized stochastic coordinated planning of asynchronous air and space assets[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2017, 14(1): 10-25.
- [24] CARLOS S C, SALAZAR H, MORENO R, et al. Stochastic planning of electricity and gas networks: An asynchronous column generation approach[J]. Applied Energy, 2019, 233(1): 1065-1077.
- [25] 邢志伟, 李彪, 朱慧, 等. 基于深度神经网络的航班保障时间预测研究[J]. 系统仿真学报, 2020, 32(4): 678-686.
XING Z W, LI B, ZHU H, et al. Research on flight ground service time prediction based on deep neural network[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(4): 678-686 (in Chinese).

Dynamic prediction of ground support process for transit flight

WANG Liwen¹, LI Biao^{1,2}, XING Zhiwei^{2,*}, LIU Hong'en², LUO Qian³

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

3. Engineering Technology Research Center, The Second Research Institute of Civil Aviation Administration of China, Chengdu 610041, China)

Abstract: Prediction of ground support process for transit flights is an important function of airport collaborative decision-making system. Aimed at the problems that the refined dynamic prediction of the process cannot be achieved at present and the accuracy is low, a method for dynamic prediction of the transit ground support process based on the Bayesian network is proposed. A Bayesian network model of ground support process was established. The initial sample space generation algorithm based on flight attributes is designed. Dynamic prediction method of ground support process is constructed in conjunction with Gaussian kernel probability density estimation. According to the simulation results of the actual data of a hub airport, it is shown that the method realizes the dynamic prediction of each support node based on full consideration of flight operation attributes. The average absolute error of each node is only 2.224 1 min, and the root mean square error is about 2 min lower than other methods, which confirm that this method can provide an objective decision-making basis for the short-term tactical organization of airport operations.

Keywords: air transportation; dynamic prediction; ground support process; Bayesian network; flight attributes; kernel probability density estimation

Received: 2020-04-28; **Accepted:** 2020-06-12; **Published online:** 2020-06-29 15:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200629.1507.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB1601200); National Natural Science Foundation of China-China Civil Aviation Administration Joint Research Fund (U1533203); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (Special for Civil Aviation University of China) (3122019094)

* **Corresponding author.** E-mail: cauc_xzw@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0178

基于 DLatLRR 与 VGG Net 的红外与 可见光图像融合



沈瑜*, 陈小朋

(兰州交通大学 电子与信息工程学院, 兰州 730070)

摘 要: 针对红外与可见光图像融合中特征损失严重、显著目标不突出的问题, 提出了一种低秩表示分解与深度神经网络相结合的图像融合算法。首先, 对源图像进行潜在低秩表示分解(DLatLRR), 得到相应的低秩部分、显著部分及稀疏噪声。然后, 分别采用 16 层的 VGG Net 模型和联合特征加权算法对低秩部分与显著部分进行融合, 舍弃二者的稀疏噪声。最后, 对融合得到的低秩部分和显著部分进行图像重建, 得到最终的融合图像。实验结果表明: 与其他算法进行比较, 所提算法能够对图像的深层次细节特征进行融合, 突出场景中的感兴趣区域, 且融合图像的相关差异和、结构相似性、线性相关度等多种客观指标均有所提升, 提升最大值分别为 0.73、0.15、0.11, 噪声产生率的最大缩减值为 0.041 2。

关键词: 图像处理; 图像融合; 潜在低秩表示分解(DLatLRR); VGG Net; 联合特征加权
中图分类号: TP391

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1105-10

图像融合作为信息融合技术的一个重要分支, 能够整合多幅图像所包含的有效信息, 得到空间分辨率与光谱分辨率较高的融合图像^[1]。可见光传感器所成图像空间分辨率高、背景信息丰富, 但是成像易受环境影响; 红外传感器所成的图像虽然质量差, 但是成像稳定。二者在时空上的相关性与场景描述时的信息互补性为其融合提供了可能^[2-3]。

目前, 国内外众多学者对红外与可见光图像融合算法进行了研究。基于滤波的图像融合采用滤波算法将图像分解为不同的图像层, 通过分层融合实现红外与可见光图像的融合。Kumar^[4]采用交叉双边滤波提取源图像的细节图像, 根据其水平与垂直方向的信息强度计算归一化权重系

数, 可用于多种类型图像的融合。Li 等^[5]采用均值滤波将图像分解为基础层与细节层, 结合引导滤波获取的权重图进行分层融合, 融合图像具有良好的视觉效果。基于变换域的图像融合采用多尺度几何变换将图像分解为不同的子带, 通过子带的融合实现红外与可见光图像的融合。蔡怀宇等^[6]通过非下采样轮廓波变换(NSCT)对图像进行分解, 结合直觉模糊集与区域对比度设定融合规则, 能够有效保留图像的边缘信息。江泽涛等^[7]通过非下采样剪切波变换(NSST)对图像进行分解, 结合脉冲耦合神经网络(PCNN)设计融合算法, 解决了融合图像背景缺失的问题。邓辉等^[8]提出非下采样双树复轮廓波变换(NSDTCT)对图像进行分解, 结合空域分块法进行图像融合,

收稿日期: 2020-05-08; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-07-20 11:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200720.1102.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61861025, 61562057, 61761027, 51669010); 长江学者和创新团队发展计划(IRT_16R36); 光电技术与智能控制教育部重点实验室(兰州交通大学)开放课题(KFKT2018-9); 兰州市人才创新创业项目(2018-RC-117); 甘肃省教育厅高等学校科研项目(216130); 兰州交通大学青年基金(2015005)

* 通信作者. E-mail: 18609311366@163.com

引用格式: 沈瑜, 陈小朋. 基于 DLatLRR 与 VGG Net 的红外与可见光图像融合[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1105-1114. SHEN Y, CHEN X P. Infrared and visible image fusion based on latent low-rank representation decomposition and VGG Net [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1105-1114 (in Chinese).

弥补了融合系数选择易出错的缺陷。吴东鹏等^[9]构造非下采样剪切波-对比度变换(NSSCT)对图像进行分解,通过信息互补与显著性增强对子带进行融合,克服了融合图像对比度低的缺点。基于稀疏域的图像融合采用学习字典对图像进行稀疏表示,通过稀疏向量的融合实现红外与可见光图像的融合。Liu等^[10]提出卷积稀疏表示,指导图像的细节层进行融合,达到保留图像细节的目的。Zhang等^[11]对联合稀疏表示算法的过完备字典获取方式进行改进并制定新的融合规则,可实现多模态图像融合。Liu等^[12]在联合稀疏表示算法框架下,整合全局显著图与局部显著图指导图像融合,取得了不错的融合效果。

随着深度学习的兴起,新型的卷积神经网络已逐渐渗透到图像融合领域,以其强大的自主学习能力提取图像的深层次特征辅助图像的融合^[13]。Liu等^[14]将卷积神经网络与拉普拉斯金字塔相结合设计融合算法,通过参数共享、结构相同的孪生网络提取到的图像特征构建权重指导图像融合,降低了权重策略设计的复杂度。Li和Wu^[15]基于密集连接的方式搭建一种DenseFuse深度学习模型,通过编码-解码过程实现红外与可见光图像的融合,减少了融合过程中信息的丢失。

为了有效融合红外与可见光图像,并进一步提升融合效果,本文提出基于潜在低秩表示分解(Latent Low-Rank Representation Decomposition, DLatLRR)与VGG Net的融合算法,即通过DLatLRR将源图像分解为低秩部分、显著部分及稀疏噪声。为了更好地融合图像的深层次特征,提出基于VGG Net的特征提取算法对低秩部分进行融合;为了突出场景中的感兴趣区域,提出显著度-区域能量联合特征加权算法对显著部分进行融合;为了降低噪声对融合图像的影响,舍弃二者的稀疏噪声。对融合后的低秩部分和显著部分进行图像重建得到融合图像,相对于其他方法具有较为明显的优势。

1 基本理论

1.1 潜在低秩表示分解

2010年,Liu等^[16]提出低秩表示(Low-Rank Representation, LRR)理论,在确定学习字典的情况下,将原始数据矩阵表示为字典矩阵下的线性组合且表示系数矩阵低秩(一般选择原始数据本身作为字典),以达到数据的空间分割与特征提取的目的。但是,当原始数据的抽样不足且噪声

影响较大时,该算法的有效性将会有所下降。因此,在LRR的基础上提出潜在低秩表示(Latent Low-Rank Representation, LatLRR)^[17],通过考虑隐藏的数据信息对学习字典的影响,可以提取数据的全局结构和局部结构,相较于LRR具有更强的特征信息提取能力。

LatLRR的数学模型可分为2种情况:

1) 原始数据无噪声。

$$\min_{Z,L} \|Z\|_* + \|L\|_* \quad (1)$$

$$\text{s. t. } Q = QZ + LQ$$

2) 原始数据含噪声。

$$\min_{Z,L,E} \|Z\|_* + \|L\|_* + \lambda \|E\|_1 \quad (2)$$

$$\text{s. t. } Q = QZ + LQ + E$$

式中: Q 为原始数据矩阵; Z 为原始数据最优的LRR系数矩阵; L 为显著系数矩阵; E 为稀疏噪声矩阵; $\|\cdot\|_*$ 为核范数; $\|\cdot\|_1$ 为L1范数; $\lambda > 0$ 为正则化平衡参数。当 $\lambda \rightarrow +\infty$ 时,式(2)无限趋近于式(1)。

式(1)和式(2)均可看作带有核范数的凸优化问题,由增广拉格朗日乘子(ALM)算法求解。

当原始数据为红外与可见光图像时,本文分别对式(2)所得的 QZ 与 LQ 进行双极性优化处理,计算公式如下:

$$Y = \min\{\max[X, 0], 1\} \quad (3)$$

式中: X 为处理前的数据; Y 为处理后的数据。

经过式(3)处理后得到图像的低秩部分 QZ 、显著部分 LQ ,结合稀疏噪声 E ,实现红外与可见光图像的DLatLRR。DLatLRR对图像的处理结果如图1所示。

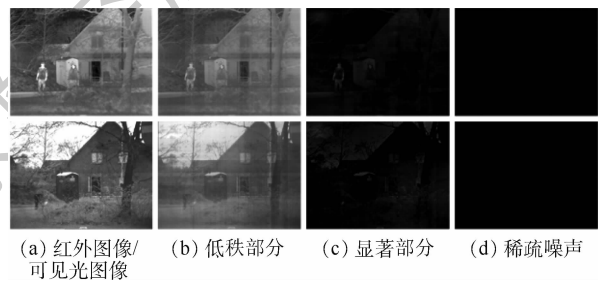


图1 DLatLRR处理结果

Fig. 1 DLatLRR results

1.2 VGG Net

经典的卷积神经网络由卷积层(Conv)、池化层(Pool)和全连接层(FC)组成,通过卷积、池化操作得到特征图,而后将其转换成一维向量输入全连接层,经分类层实现二分类或多分类。VGG Net由牛津大学Visual Geometry Group提出,相较于之前的网络,VGG Net探索了网络深度与性能

之间的关系,通过反复堆叠 3×3 的卷积核和 2×2 的最大池化层(Max-Pool),成功构筑了 16 ~ 19 层深的网络^[18]。

VGG Net 采用 5 段卷积结构,每段包含 2 ~ 3 个卷积层,相邻卷积层之间没有连接池化层,仅在每段卷积的末尾处连接一个最大池化层。所有的卷积层均采用小卷积核,不仅可以减少网络参数的数量,还能够增加网络中的非线性单元,从而捕获来自不同方向上像素的变化,使得网络学习特征的能力更强,同时还可以避免大卷积核带来的参数爆炸的影响。图像输入 VGG Net 后,按顺序经过一系列的卷积核和池化核,提取图像中的主要特征信息并对其进行压缩,以简化网络的计算复杂度;经过 5 个连续的卷积组后,用 3 个全连接层来综合卷积层提取到的图像特征,每个全连接层之间添加随机失活,以防止过拟合与梯度消散等问题,最终经 softmax 输出结果。凭借其独特的网络结构,VGG Net 在 2014 年的 ImageNet 视觉挑战赛上分别获得定位任务第一名与分类任务第二名。

VGG 16 为 VGG Net 的一种,其网络深度为 16 层,5 个卷积组依次包含 2、2、3、3、3 个卷积层,

共 13 个卷积层,每个卷积组后接一个最大池化层,共 5 个池化层,第 5 个池化层之后跟 3 个全连接层,最后一个全连接层之后接 softmax 分类器。当输入 VGG 16 的图像大小为 $N \times N$ 时,各个卷积层的参数及池化后输出的特征图大小如表 1 所示。

表 1 VGG 16 结构参数

Table 1 VGG 16 structure parameters

卷积组	卷积	通道数	池化	输出
1(1_1, 1_2)	$3 \times 3, 1$	64	Max, 2×2	$N \times N$
2(2_1, 2_2)	$3 \times 3, 1$	128	Max, 2×2	$N/2 \times N/2$
3(3_1, 3_2)	$3 \times 3, 1$	256	Max, 2×2	$N/4 \times N/4$
4(4_1, 4_2, 4_3)	$3 \times 3, 1$	512	Max, 2×2	$N/8 \times N/8$
5(5_1, 5_2, 5_3)	$3 \times 3, 1$	512	Max, 2×2	$N/16 \times N/16$

2 图像融合

2.1 融合步骤

设待融合的红外图像为 IR, 可见光图像为 VIS, 融合后的图像为 F 。利用 DLatLRR + VGG 16 算法对图像融合时,大致可分为图像分解、图像各部分融合、图像重建等步骤,算法的大致流程如图 2 所示。

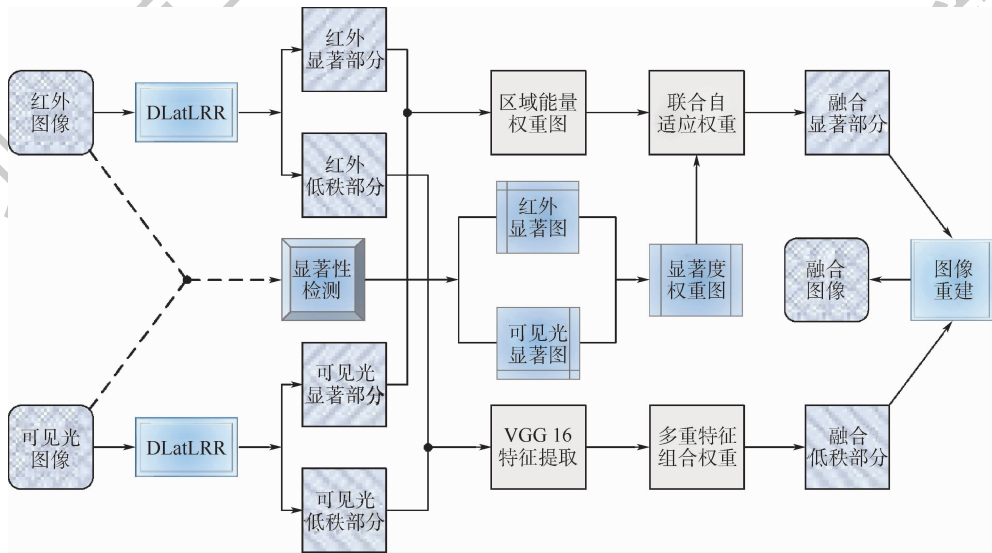


图 2 本文算法流程

Fig. 2 Proposed algorithm flowchart

2.2 基于 VGG 16 的低秩部分融合算法

低秩部分类似于源图像的平滑版本,包含图像的大部分有效信息,为了更好地对其进行融合,引入 VGG 16 卷积神经网络提取图像的深度特征辅助设计融合规则。卷积层作为卷积神经网络的基本结构之一,能够通过卷积运算提取图像的特征,且随着卷积层数的加深,提取到的图像特征也越来越抽象。

根据表 1 可知,VGG 16 网络的第 5 个卷积组

所提取的图像特征过于抽象,且输出的特征图尺寸与源图像细节内容图差距过大,因此本文算法以前 4 个卷积组的输出为基础构建权重图,指导红外图像与可见光图像的低秩部分融合,权重图的获取流程如图 3 所示。具体融合步骤如下:

步骤 1 将红外与可见光图像的低秩部分 $\{G_{vis}, G_{ir}\}$ 分别输入 VGG 16 网络,提取第 i 个卷积组的输出 $\{O_{vis}^{i,m}, O_{ir}^{i,m}\}$, $i = 1, 2, 3, 4$ 分别代表第 1、2、3、4 个卷积组, m 为第 i 个卷积组输出特征图

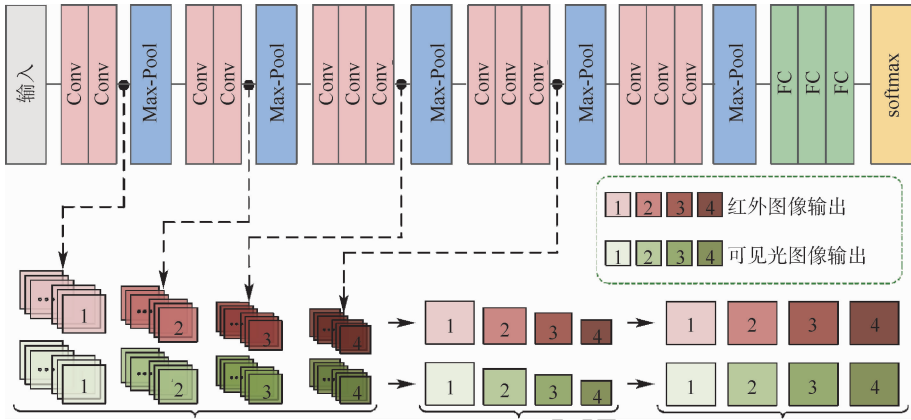


图3 联合特征权重图获取流程

Fig. 3 Joint feature weighting map acquisition process

的通道数,根据卷积核的数量决定, $m \in \{1, 2, \dots, M\}$, $M = 64 \times 2^{i-1}$ 。根据表1中所示VGG 16网络中各卷积层所包含的卷积核数量可知, $\mathbf{O}^{i,1:M}$ 是一个 M 维的向量, $\mathbf{O}^{i,1:M}(x, y)$ 表示 $\mathbf{O}^{i,m}$ 在位置 (x, y) 处的值,根据 L1 范数对输出的多通道特征图进行压缩,得到单通道特征图 $\{\mathbf{C}_{\text{VIS}}^i, \mathbf{C}_{\text{IR}}^i\}$, 计算公式如下:

$$\begin{cases} \mathbf{C}_{\text{VIS}}^i(x, y) = \|\mathbf{O}_{\text{VIS}}^{i,1:M}(x, y)\|_1 \\ \mathbf{C}_{\text{IR}}^i(x, y) = \|\mathbf{O}_{\text{IR}}^{i,1:M}(x, y)\|_1 \end{cases} \quad (4)$$

步骤2 为了使融合后的图像更加自然,引入 3×3 的均值滤波对单通道特征图进行平滑,而后计算初始的归一化自适应权重 $\{\mathbf{w}_{\text{VIS}}^i, \mathbf{w}_{\text{IR}}^i\}$, 公式如下:

$$\begin{cases} \mathbf{w}_{\text{VIS}}^i(x, y) = \frac{\mathbf{C}_{\text{VIS}}^i(x, y)}{\mathbf{C}_{\text{VIS}}^i(x, y) + \mathbf{C}_{\text{IR}}^i(x, y)} \\ \mathbf{w}_{\text{IR}}^i(x, y) = \frac{\mathbf{C}_{\text{IR}}^i(x, y)}{\mathbf{C}_{\text{VIS}}^i(x, y) + \mathbf{C}_{\text{IR}}^i(x, y)} \end{cases} \quad (5)$$

步骤3 卷积神经网络中的池化层是一种数据下采样操作,池化后的特征图大小变为原来的 $1/s$, s 为池化算子的步长。VGG 16 中的池化步长固定为 2,不同的卷积组输出的特征图大小为原图的 $1/2^{i-1}$ 。根据图像融合的尺寸一致原则,采用上采样对权重图 $\{\mathbf{w}_{\text{VIS}}^i, \mathbf{w}_{\text{IR}}^i\}$ 进行尺寸重整,得到尺寸大小与原始低秩部分一致的 4 组权重图 $\{\mathbf{W}_{\text{VIS}}^i, \mathbf{W}_{\text{IR}}^i | i = 1, 2, 3, 4\}$, 并以此分别对红外与可见光图像的低秩部分进行融合,计算公式如下:

$$\mathbf{G}_{\text{F}}^i(x, y) = \mathbf{W}_{\text{VIS}}^i(x, y) \mathbf{G}_{\text{VIS}}(x, y) + \mathbf{W}_{\text{IR}}^i(x, y) \mathbf{G}_{\text{IR}}(x, y) \quad (6)$$

步骤4 通过 4 组权重融合后的低秩部分,每个位置 (x, y) 处都有 4 个值,根据绝对值最大准则对同一位置的 4 个值进行选取,得到融合的低秩部分 \mathbf{G}_{F} :

$$\mathbf{G}_{\text{F}}(x, y) = \max \{ \mathbf{G}_{\text{F}}^1(x, y), \mathbf{G}_{\text{F}}^2(x, y), \mathbf{G}_{\text{F}}^3(x, y), \mathbf{G}_{\text{F}}^4(x, y) \} \quad (7)$$

根据式(7)可知,通过综合 VGG 16 多个卷积组的特征提取结果指导图像低秩部分进行融合,相较于单一的利用网络模型的最终输出进行融合的算法,能够尽量减少图像细节的丢失,更加全面地提取并保留图像的深度特征与有效信息,提升融合效果。

2.3 基于联合特征的显著部分融合算法

显著部分 $\{\mathbf{S}_{\text{IR}}, \mathbf{S}_{\text{VIS}}\}$ 的融合分为 3 个阶段:第 1 阶段主要通过红外与可见光源图像的显著图构建显著度权重,第 2 阶段主要通过源图像显著部分的区域能量构建能量权重,第 3 阶段是将前两阶段所得权重进行整合,并对显著部分进行融合。

1) 阶段 1

视觉显著图可以识别图像的显著结构、区域或对象,广泛应用于计算机视觉和计算机图形等领域^[19]。基于视觉显著图能够反映图像显著特征的特性,本文提出以视觉显著图作为联合权重的组成部分。设图像 I , 在像素 p 处的显著度 $V(p)$ 可根据该像素的强度 I^p 与其余像素间的整体差异进行计算,公式如下:

$$V(p) = |I^p - I^0| + |I^p - I^1| + \dots + |I^p - I^{T-1}| = \sum_{j=0}^{T-1} |I^p - I^j| \quad (8)$$

式中: j 代表图像的像素; T 为像素总数; I^j 为像素 j 处的灰度等级。

Camp 红外与可见光图像的显著图及其对应的灰度直方图如图 4 所示。

构建显著度权重时,先根据式(9)遍历计算源图像 IR 与 VIS 各个像素点的显著度,输出两者的显著图 $\{\mathbf{V}_{\text{IR}}, \mathbf{V}_{\text{VIS}}\}$ (见图 4(b)、4(d)); 再在其基础上结合改进的均值加权规则计算显著度权重 $\{\alpha_1, \alpha_2\}$, 计算公式如下:

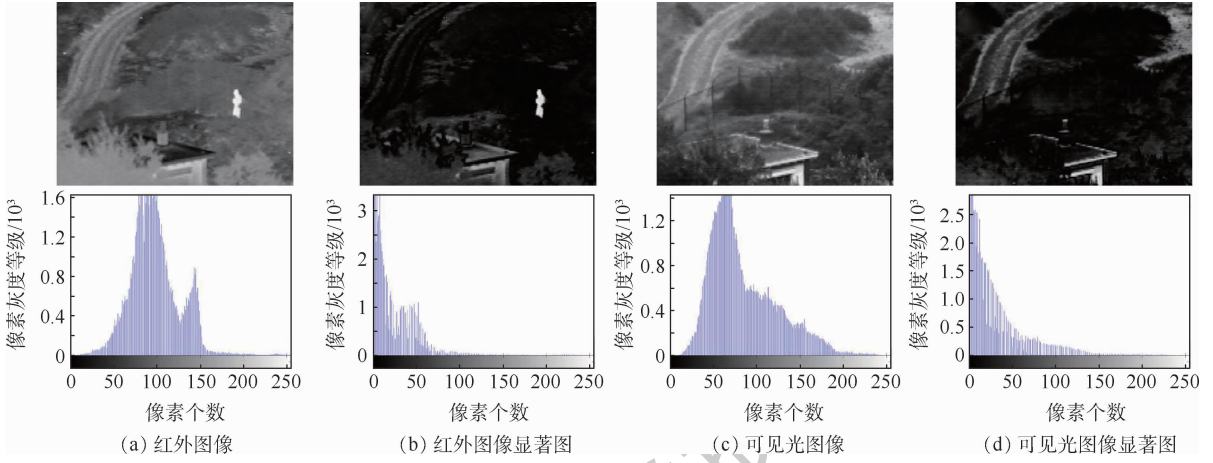


图 4 源图像、显著图及灰度直方图

Fig. 4 Source image, saliency map and gray histogram

$$\begin{cases} \alpha_1(p) = \frac{1}{2} + \frac{V_{IR}(p) - V_{VIS}(p)}{2} \\ \alpha_2(p) = \frac{1}{2} + \frac{V_{VIS}(p) - V_{IR}(p)}{2} \end{cases} \quad (9)$$

根据式(9)可知,如果在某个位置的显著度 V_{IR} 与 V_{VIS} 相等,则式(9)退变为传统的均值加权;如果 V_{IR} 相对于 V_{VIS} 较大,则该位置的显著度权重 α_1 大于 0.5,相应的红外图像对显著度权重的贡献较大,反之,当显著度 V_{IR} 相对于 V_{VIS} 较小时,该位置的 α_2 大于 0.5,则可见光图像的贡献较大。

2) 阶段 2

基于区域的图像融合算法大体分为基于区域

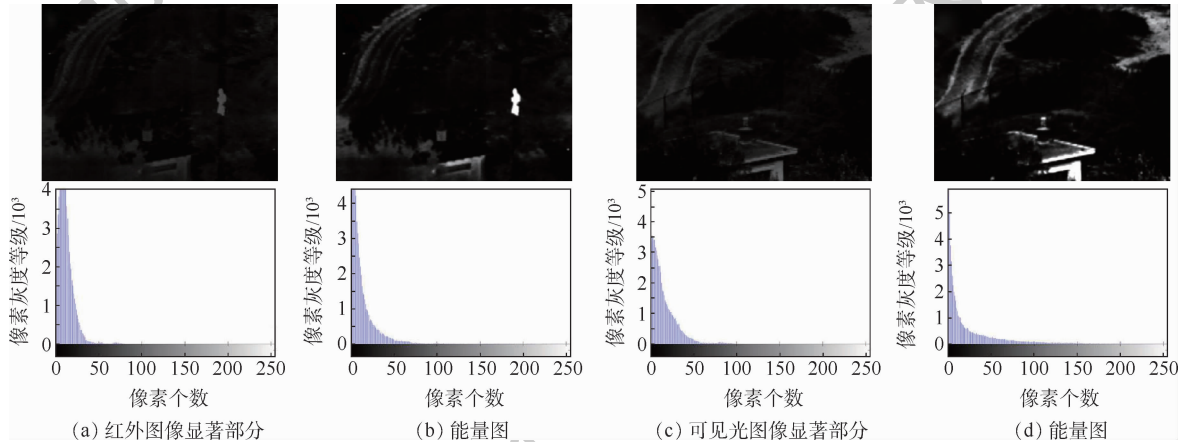


图 5 显著部分、能量图及灰度直方图

Fig. 5 Saliency part, energy map and gray histogram

构建能量权重时,先以滑动窗口分别对图像 IR、VIS 的显著部分 $\{S_{IR}, S_{VIS}\}$ 进行区域分割,求得以像素 (m, n) 为中心的区域能量 $E_{IR}(m, n)$ 和 $E_{VIS}(m, n)$,计算公式如下:

$$\begin{cases} E_{IR}(m, n) = \sum_{m' \in X', n' \in Y'} \omega [S_{IR}(m + m', n + n')]^2 \\ E_{VIS}(m, n) = \sum_{m' \in X', n' \in Y'} \omega [S_{VIS}(m + m', n + n')]^2 \end{cases} \quad (10)$$

能量、基于区域梯度和基于区域方差等 3 类。基于区域梯度和方差的融合均未充分考虑像素间的相关性,无法体现图像的局部特征,具有片面性;只有基于区域能量的融合规则考虑到图像特征是由该区域内多个像素共同表征,且同一区域内的像素具有较强的相关性^[20]。因此,本文以区域能量理论结合自适应性准则计算区域能量权重系数,根据区域中心像素及其所对应区域能量的不断变化,调整加权系数自适应的变化,达到融合图像的本身特征并充分保留细节的目的。Camp 红外与可见光图像的显著部分、对应的能量图及灰度直方图如图 5 所示。

式中: (m', n') 为区域窗口内的像素相对于中心像素的相对偏移量; X', Y' 为区域窗口的最大行、列坐标,窗口大小一般取 3×3 ; $\omega = \frac{1}{16} \times$

$$\begin{bmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 2 & 4 & 2 \\ 1 & 2 & 1 \end{bmatrix} \text{ 为窗口系数。}$$

通过中心像素的不断移动,得到显著部分的

能量分布图 $\{E_{\text{IR}}, E_{\text{VIS}}\}$ (见图 5(b)、5(d)); 根据区域能量自适应准则构建能量权重 $\{\beta_1, \beta_2\}$, 计算公式如下:

$$\begin{cases} \beta_1(m, n) = \frac{E_{\text{IR}}(m, n)}{E_{\text{IR}}(m, n) + E_{\text{VIS}}(m, n)} \\ \beta_2(m, n) = 1 - \beta_1(m, n) \end{cases} \quad (11)$$

根据式(11)可知,若某一区域的能量越大,则与之相对应的加权系数就越大,在最终的能量权重图中所占的比例就越高;反之,较小的区域能量对应较小的加权系数,对能量权重图的贡献也就越小,符合图像本身特征对权重系数的影响。

3) 阶段 3

根据阶段 1 获得的显著度权重图 $\{\alpha_1, \alpha_2\}$ 与阶段 2 获得的能量权重图 $\{\beta_1, \beta_2\}$, 结合自适应准则计算联合权重图 $\{\gamma_1, \gamma_2\}$, 计算公式如下:

$$\begin{cases} \gamma_1 = \frac{\alpha_1 \beta_1}{\alpha_1 \beta_1 + \alpha_2 \beta_2} \\ \gamma_2 = \frac{\alpha_2 \beta_2}{\alpha_1 \beta_1 + \alpha_2 \beta_2} \end{cases} \quad (12)$$

通过自适应联合权重对显著部分 $\{S_{\text{IR}}, S_{\text{VIS}}\}$ 进行加权融合, 得到融合后的显著部分 S_{F} , 计算公式如下:

$$S_{\text{F}}(x, y) = \gamma_1(x, y)S_{\text{IR}}(x, y) + \gamma_2(x, y)S_{\text{VIS}}(x, y) \quad (13)$$

根据式(13)可知,在图像显著度与区域能量的双重约束下,不仅能够保留图像本身的特征,而且能够突显显著性特征,提升场景的辨识度。

2.4 图像重建

根据不同的融合规则得到融合后的低秩部分 G_{F} 与显著部分 S_{F} 后,舍弃稀疏噪声 $\{N_1, N_2\}$, 进行图像重建,得到融合后的图像 F , 计算公式如下:

$$F = G_{\text{F}} + S_{\text{F}} \quad (14)$$

2.5 算法实现

输入: 红外图像 IR, 可见光图像 VIS。

输出: 融合图像 F 。

步骤 1 将图像 IR 与 VIS 输入 DLatLRR 模型, 输出二者的低秩部分、显著部分和稀疏噪声。

步骤 2 基于 VGG 16 的图像低秩部分融合。

步骤 2.1 将低秩部分输入 VGG 16 网络, 提取其深度特征。

步骤 2.2 取前 4 个卷积组的多通道特征图, 以 L1 进行压缩。

步骤 2.3 单通道特征图 3×3 平滑滤波, 计算归一化权重图。

步骤 2.4 对 4 组权重图进行上采样, 指导

低秩部分进行融合。

步骤 2.5 以最大值准则选择融合系数, 得到融合低秩部分。

步骤 3 基于联合特征的图像显著部分融合。

步骤 3.1 计算源图像显著度, 通过均值加权法构建显著性权重。

步骤 3.2 计算显著部分区域能量, 通过自适应加权构建能量权重。

步骤 3.3 根据显著性权重和能量权重构建联合权重。

步骤 3.4 以联合权重指导显著部分融合, 得到融合显著部分。

步骤 4 舍弃稀疏噪声, 将融合低秩部分与融合显著部分进行叠加, 得到融合图像 F 。

3 实验评估

3.1 实验设置

为验证 DLatLRR + VGG 16 算法的可行性与有效性, 从 TNO Image Fusion Dataset 中选取 5 组经过配准的红外与可见光图像进行融合实验。实验仿真平台采用配置为 Intel Core i7-9700K CPU, 主频 3.6 GHz, 运行内存 64 GB, 搭载 64 位 Windows 10 系统的台式机, 编程环境为 MATLAB 2018b, 结合 MatConvNet 深度学习工具包, 其版本为 1.0-beta 25, C++ 编译环境为 VS 2015。在 DLatLRR + VGG 16 算法中, DLatLRR 的正则化平衡参数 $\lambda = 0.8$, 分解层数为 1, VGG 16 参数源于 MatConvNet 官方发布的 VGG 16 预训练模型。

此外, 将本文算法的融合图像与交叉双边滤波算法(CBF)^[4]、引导滤波算法(GF)^[5]、卷积稀疏表示算法(CSR)^[10]、联合稀疏表示算法(JSR、JSRSD)^[11-12]、非下采样轮廓波变换结合稀疏表示算法(NSCT + SR)、非下采样剪切波变换结合脉冲耦合神经网络算法(NSST + PCNN)、孪生卷积神经网络算法(SCNN)^[14]及 DenseFuse 算法^[15]的融合结果对比。

3.2 实验分析

实验结果的分析包括主观评价和客观评价 2 部分。主观评价根据人眼视觉对融合结果的优劣进行直观地判断。5 组红外与可见光图像的融合结果如图 6 所示, (a) 为红外图像, 主要用于描述场景中的热源目标等的轮廓, (b) 为可见光图像, 用于呈现场景的背景信息并捕捉场景的细节特征, (c) ~ (k) 为各种对比算法的融合图像, (c)、(d)、(e)、(f)、(g)、(j)、(k) 分别为文献 [4]、[5]、[10]、[11]、[12]、[14]、[15] 算法的融



图 6 图像融合

Fig. 6 Image fusion

合图像,(h)、(i)分别为 NSCT + SR、NSST + PCNN 算法的融合图像,(l)为本文算法的融合图像。

通过图 6 的对比可知,CBF 算法得到的多组融合图像受噪声的干扰较大,GF 算法得到的融合

图像整体上可满足场景认知的需求,但是在局部细节的表达上略有不足,CSR 算法的融合图像中存在融合不完全引起的黑色斑块,与 CBF 算法类似,融合图像的视觉效果较差,JSR、JSRSD 算法得到的图像中融合不完全的区域较小,但在一定程度上影响图像的视觉效果,NSCT + SR 算法的融合图像略显模糊,整体对比度低,图像的可理解性较差,NSST + PCNN 算法融合图像的亮度偏低,在场景中的物体融合区域出现了较为明显的黑色重影,SCNN 算法的融合图像虽然信息丰富度高,但是图像中显著目标的轮廓不够突出,场景辨识度一般,DenseFuse 算法的融合图像在视觉效果上与 SCNN 类似,而且在图像中人物轮廓的融合处出现了锯齿波纹。综上所述,仅有本文算法的融合图像不仅清晰度高,层次鲜明,细节信息丰富,受噪声影响小,而且图像的对比度较高,场景中的显著区域、显著目标相对更加突出。

主观评价虽然能够较为直接地判定融合结果的优劣,但是不同的人视觉敏感度存在差异,其评判结果具有片面性,因此综合客观评价指标对融合结果进行综合评判。实验采用结构相似性(SSIM)^[21]、线性相关度(CC)、峰值信噪比(PSNR)、相关差异和(SCD)^[22]及噪声产生率($N_{ab/f}$)^[23]5种评价指标进行客观评价。SSIM用于衡量融合图像与源图像的结构相似度,CC用于

衡量融合图像与源图像的线性相关程度,PSNR用于衡量融合图像在融合过程中的失真程度,SCD用于衡量融合图像与源图像总的相关性, $N_{ab/f}$ 用于衡量图像融合过程中所产生的噪声或伪影,反映图像的清晰程度。其中,除 $N_{ab/f}$ 之外,其余均为正向指标,数值越大越好, $N_{ab/f}$ 值越小越好。5组图像的各项指标如图7所示。

通过图7可以看出,本文算法所得融合图像的SSIM、CC指标较之对比算法均有较大的领先,说明融合图像与源图像在亮度、对比度等方面具有较高的相似度,在图像的自身结构上高度统一。本文算法的融合图像具有较小的 $N_{ab/f}$ 值,表明在融合过程中所产生的噪声较小,这是由于算法在融合时舍弃了稀疏噪声部分,使得融合图像的清晰度更高。经测算,本文算法的SCD、SSIM、CC等指标的最大提升值为0.73、0.15、0.1, $N_{ab/f}$ 的最大缩减值为0.0412。对于PSNR指标,本文算法的领先幅度不太大,甚至出现低于对比算法的情况,这是由于PSNR是由2幅图像对应像素点之间的误差决定,并未考虑到人眼的视觉特性,且人眼对误差的敏感度并不是绝对的,因而会出现评价结果与人的主观感觉不一致的情况。综上所述,结合视觉效果评价得出的结论,本文算法确能较好地实现红外与可见光图像的融合。

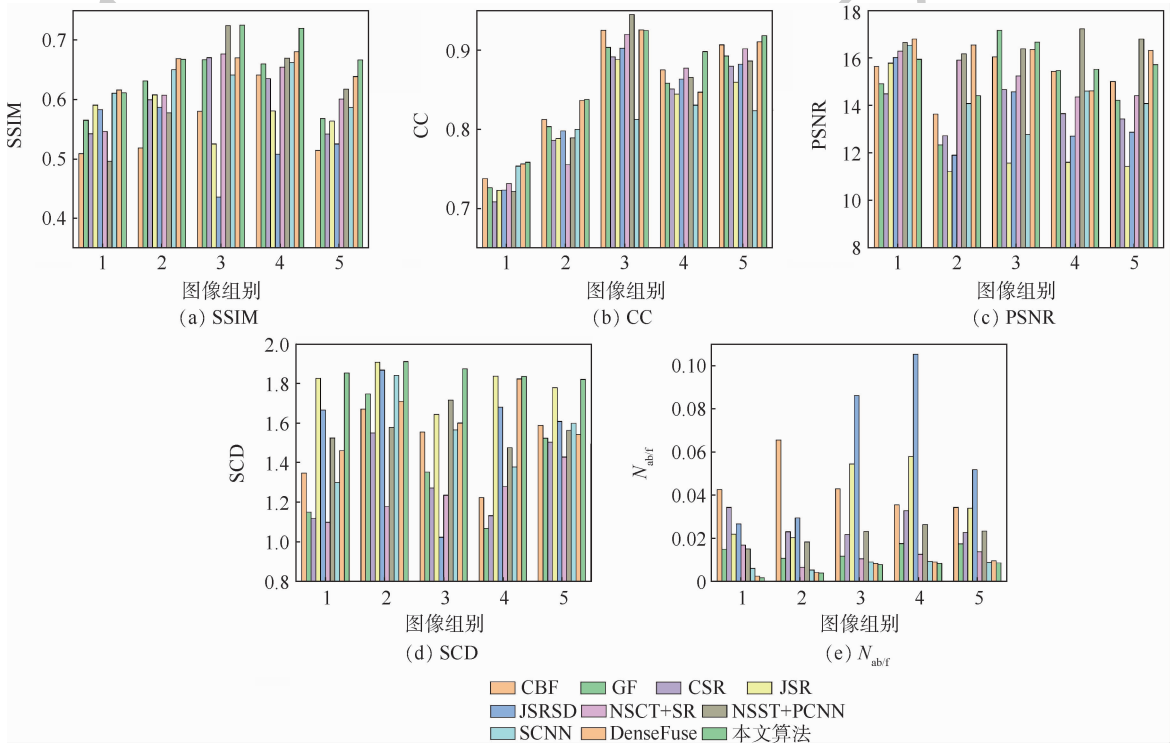


图7 客观评价指标

Fig. 7 Objective evaluation index

4 结 论

1) DLatLRR 算法可较好地对红外与可见光图像进行分解,有效地分离图像的背景信息、提取图像的特征信息并滤出图像的稀疏噪声。

2) DLatLRR + VGG 16 算法可实现红外与可见光图像的融合,融合图像的对比度较高、视觉效果好,能够保留源图像的大部分有效信息,更有利于场景辨识;融合图像在 SCD、SSIM 等评价指标上的提高可达到 10% ~ 20%。

为使本文算法能处理各种类型的图片,仍需要优化图像的分解及分解后各部分融合算法的各项参数。

参考文献 (References)

- [1] JIN X,JIANG Q,YAO S W, et al. A survey of infrared and visual image fusion methods[J]. *Infrared Physics & Technology*, 2017,85:478-501.
- [2] MA J Y,MA Y,LI C. Infrared and visible image fusion methods and applications: A survey[J]. *Information Fusion*, 2018, 45: 153-178.
- [3] LI S T,KANG X D,FANG L Y, et al. Pixel-level image fusion: A survey of the state of the art[J]. *Information Fusion*, 2016, 33:100-112.
- [4] KUMAR B K S. Image fusion based on pixel significance using cross bilateral filter[J]. *Signal, Image and Video Processing*, 2015,9(5):1193-1204.
- [5] LI S T,KANG X D,HU J W. Image fusion with guided filtering [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2013, 22(7): 2864-2875.
- [6] 蔡怀宇,卓励然,朱攀,等. 基于非下采样轮廓波变换和直觉模糊集的红外与可见光图像融合[J]. *光子学报*, 2018, 47(6):0610002.
- CAI H Y,ZHUO L R,ZHU P, et al. Fusion of infrared and visible images based on non-subsampled contourlet transform and intuitionistic fuzzy set [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2018, 47(6):0610002(in Chinese).
- [7] 江泽涛,吴辉,周晓玲. 基于改进引导滤波和双通道脉冲发放皮层模型的红外与可见光图像融合算法[J]. *光学学报*, 2018,38(2):0210002.
- JIANG Z T,WU H,ZHOU X L. Infrared and visible image fusion algorithm based on improved guided filtering and dual-channel spiking cortical model[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(2):0210002(in Chinese).
- [8] 邓辉,王长龙,胡永江,等. 基于非下采样双树复轮廓波与自适应分块的红外与可见光图像融合[J]. *光子学报*, 2019,48(7):0710006.
- DENG H,WANG C L,HU Y J, et al. Fusion of infrared and visible images based on non-subsampled dual tree complex contourlet and adaptive block[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2019, 48(7):0710006(in Chinese).
- [9] 吴冬鹏,毕笃彦,何林远,等. 基于 NSSCT 的红外与可见光图像融合[J]. *光学学报*, 2017,37(7):0710003.
- WU D P,BI D Y,HE L Y, et al. A fusion algorithm of infrared and visible image based on NSSCT [J]. *Acta Optica Sinica*, 2017,37(7):0710003(in Chinese).
- [10] LIU Y,CHEN X,WARD R K, et al. Image fusion with convolutional sparse representation [J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2016,23(12):1882-1886.
- [11] ZHANG Q,FU Y,LI H, et al. Dictionary learning method for joint sparse representation-based image fusion[J]. *Optical Engineering*, 2013,52(5):057006.
- [12] LIU C H,QI Y,DING W R. Infrared and visible image fusion method based on saliency detection in sparse domain[J]. *Infrared Physics & Technology*, 2017,83:94-102.
- [13] LIU Y,CHEN X,WANG Z F, et al. Deep learning for pixel-level image fusion: Recent advances and future prospects [J]. *Information Fusion*, 2018,42:158-173.
- [14] LIU Y,CHEN X,CHENG J, et al. Infrared and visible image fusion with convolutional neural networks [J]. *International Journal of Wavelets, Multiresolution and Information Processing*, 2018,16(3):1850018.
- [15] LI H,WU X J. DenseFuse: A fusion approach to infrared and visible images [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2019,28(5):2614-2623.
- [16] LIU G C,LIN Z C,YU Y. Robust subspace segmentation by low-rank representation [C] // *Proceedings of the 27th International Conference on Machine Learning*, 2010:663-670.
- [17] LIU G C,YAN S C. Latent low-rank representation for subspace segmentation and feature extraction [C] // *IEEE International Conference on Computer Vision*. Piscataway: IEEE Press, 2011: 1615-1622.
- [18] KAREN S,ANDREW Z. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition [C] // *International Conference on Learning Representations*, 2015,5(3):345-358.
- [19] MA J L,ZHOU Z Q,WANG B, et al. Infrared and visible image fusion based on visual saliency map and weighted least square optimization [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2017, 82: 8-17.
- [20] SRIVASTAVA R, PRAKASH O, KHARE A. Local energy-based multimodal medical image fusion in curvelet domain [J]. *IET Computer Vision*, 2016,10(6):513-527.
- [21] WANG Z,BOVIK A C. A universal image quality index [J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2002,9(3):81-84.
- [22] ASLANTAS V,BENDES E. A new image quality metric for image fusion: The sum of the correlations of differences [J]. *International Journal of Electronics and Communications*, 2015, 69(12):1890-1896.
- [23] KUMAR B K S. Multifocus and multispectral image fusion based on pixel significance using discrete cosine harmonic wavelet transform [J]. *Signal, Image and Video Processing*, 2013,7(6):1125-1143.

Infrared and visible image fusion based on latent low-rank representation decomposition and VGG Net

SHEN Yu^{*}, CHEN Xiaopeng

(School of Electronic and Information Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

Abstract: An image fusion algorithm combining low-rank representation decomposition and deep neural network is proposed to solve the problem of serious feature loss and non-prominent target in infrared and visible image fusion. First, Latent Low-Rank Representation Decomposition (DLatLRR) was performed on the source image to obtain the corresponding low-rank part, saliency part and sparse noise. Then, the VGG Net model and the joint feature weighting algorithm were used to fuse the low-rank part and the saliency part respectively, and the sparse noise of two parts were discarded. Finally, image reconstruction was carried out on the low-rank part and saliency part of the fusion to obtain the final fusion image. Compared with other methods, the experimental results show that the algorithm can fuse the deep details of the image and highlight the “interested” area in the scene. The objective indexes of the fused image including the sum of the correlations of differences, structure similarity index measure, correlation coefficient all improve, with the maximum values of 0.73, 0.15 and 0.11 respectively, and the maximum reduction value of noise generation rate is 0.041 2.

Keywords: image processing; image fusion; Latent Low-Rank Representation Decomposition (DLatLRR); VGG Net; joint feature weighting

Received: 2020-05-08; **Accepted:** 2020-06-19; **Published online:** 2020-07-20 11:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200720.1102.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61861025, 61562057, 61761027, 51669010); Program for Changjiang Scholars and Innovative Research Team in University (IRT_16R36); Key Laboratory of Opt-electronic Technology and Intelligent Control of Ministry of Education (Lanzhou Jiaotong University) Open Object (KFKT2018-9); Lanzhou Talent Innovation and Entrepreneurship Project (2018-RC-117); Research Project of Institutions of Higher Learning of Education Department of Gansu Province (216130); Lanzhou Jiaotong University Youth Fund (2015005)

* **Corresponding author.** E-mail: 18609311366@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0155

全向移动机器人动态避障方法

张大志¹, 刘万辉¹, 缪存孝¹, 余远金^{2,*}

(1. 北京科技大学 机械工程学院, 北京 100083; 2. 北京理工大学 自动化学院, 北京 100081)



摘 要: 动态避障是全向移动机器人在复杂工作环境下不可或缺的能力。针对在复杂动态环境下传统人工势场法容易陷入局部极小点、目标点不可达和振荡等问题,提出了利用水流场的思想重新定义人工势场的斥力势场函数及其方向,改进方法在不增加计算量的情况下能够使机器人平滑且安全无碰撞到达目标点,实现避障过程。为了实现三维动态仿真,提出了一种基于 V-REP 与 MATLAB 的联合仿真方法,并结合改进人工势场法实现全向移动机器人的动态避障模拟,验证了方法的平滑性和可行性。将所提方法应用于实验室内真实场景,全向移动机器人成功实现了动态规避动作,验证了方法的实用性。

关键词: 全向移动机器人; 动态避障; 水流场; 人工势场法; 联合仿真

中图分类号: TP242.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1115-09

全向移动机器人不仅能实现圆弧运动或直线运动,而且不需要转向机构就能实现转向,并且是原地自转动作,这种灵活的运动方式、较小的工作空间要求使其可以应用到更为复杂的工作环境中,如仓储搬运、消防灭火、生产调度、实验室安防等^[1]。因此,全向移动机器人除了要能够全局路径规划,还需要在自主移动过程中具备以自主避障的方式规避未知环境下的动态障碍物,保证更为安全的到达目标点完成作业。

自主避障的方法主要有 A* 算法^[2]、人工神经网络算法^[3-4]、强化学习算法^[5-6]、粒子群算法^[7-8]、模糊逻辑算法^[9-10]及动态窗算法^[11]等。Dai 等^[2]将 A* 算法与蚂蚁算法相结合,将 A* 算法的评价函数和弯曲抑制算子作为蚂蚁算法的启发式信息,加快了收敛速度,提高了全局路径的平滑度,该算法虽然能够规划出全局最优或较优路径,但是实时性不高。Llewyn 等^[4]以蝗虫的一种识别神经元为灵感,提出了一种人工神经网络模

型并优化了模型参数,增强了模型的自适应性,将该模型与视觉传感器结合可以实现机器人的动态避障,该方法虽然可以应用于复杂的动态避障场景,但是由于避障过程中机器人要处理大量的视觉信息,对处理器硬件要求高。Dooraki 和 Lee^[5]提出神经网络与强化学习算法相结合的方法,提高强化学习算法的学习效率,并且能够令机器人规避运动障碍物,但是该方法需要知道全局地图信息,应用场合有局限性。Qiang 和 Gao^[7]提出了一种结合三次样条函数的粒子群优化算法,该算法解决了粒子群算法编码维数高、收敛过早等问题,并且求解质量高、稳定性好、速度较快,但是不能使机器人在未知环境下实现避障。Nasrinahar 和 Chuah^[9]设计了 4 种基本的行为控制器,分别为目标到达行为、速度控制行为、目标搜索行为和避障行为,并利用模糊逻辑算法将其实现,能够在较为复杂的动态环境下实现自主避障,该方法具有丰富的规则库,致使计算量成指数级上升,不易

收稿日期: 2020-04-21; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-07-13 10:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200713.0954.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (FRF-TP-17-052A1)

* 通信作者. E-mail: buaayyj@126.com

引用格式: 张大志, 刘万辉, 缪存孝, 等. 全向移动机器人动态避障方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1115-1123.
ZHANG D Z, LIU W H, MIAO C X, et al. Dynamic obstacle avoidance method for omnidirectional mobile robots [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1115-1123 (in Chinese).

保证避障的实时性。Eduardo 等^[11]提出了2种动态窗口的改进算法,即动态障碍物动态窗口算法(DW4DO)和动态障碍物树动态窗口算法(DW4DOT),并与基于曲率速度法的预测曲率速度法(PCVM)和动态曲率速度法(DCVM)进行了比较,表明改进后的算法可以有效规避动态障碍物,并且最后改进得到的DW4DOT算法使用建议的树构建方法减少了评估的路径数,使避障路径更为合理,但是该方法计算量增加,使得其不适用于计算能力不足的机器人之中,并且改进的方法没有在实验室内进行验证。

人工势场法(APF)由于结构简单、计算量小、反应速度快及规划结果安全可靠等优点,成为自主避障方法中高效且应用广泛的一种方法,并且优秀的实时性使其能够应用于具有动态障碍物的场景中。Guo 等^[12]采用分段规划的思想对人工势场法进行改进,在巡航段和末段分别应用不同的规划算法,实现了从单无人机到多无人机在三维地图下的路径规划,但未实现动态地图下的应用。Hu 等^[13]利用 Zhukovsky 变换对势场模型的结构和功能进行了优化,以满足避障的可靠性,通过仿真发现改进后的方法能够有效避开移动障碍物,防止局部极小值,但是该方法没有进行实验验证。Lazarowska^[14]提出了离散人工势场算法(DAPF),该算法通过构造离散势场实现动态方法,算法规划的路径长度更为合理,并且缩短了运行时间,改进后的算法在 MATLAB 环境下进行了仿真,并在四轮差动驱动移动机器人上进行了实际实验,但该算法需要在全局地图已知的情况下使用,应用场景比较有限。Oscar 等^[15]提出了一种利用细菌进化算法(BEA)改进人工势场法的新路径规划方法,称为细菌势场(BPF),其能保证在具有静态和动态障碍物的复杂场景中规划路径的可行性、最优性和安全性,但是该方法要先获取精准的地图信息才能实现避障。Wang 等^[16]提出了一种改进的人工势场方法,通过引入相对距离函数,利用扇形网格生成局部虚拟目标,来解决易陷入局部最小及目标点不可达问题,仿真结果表明,改进后的方法能够找到平滑安全路径,具有较强的搜索性和适应性,但是未进行动态场景下的仿真验证。Du 和 Nan^[17]通过加入机器人与目标之间的相对距离改进势场函数,并且改变斥力方向来避免机器人陷入局部极小值,使机器人能够顺利地到达目标点,但是该方法只是在静态环境下进行仿真,并没有在动态地图中仿真与实验。

针对全向移动机器人动态避障问题,本文以

水流场为灵感提出一种改进人工势场法,创建水流场坐标系,改变传统人工势场法对斥力场的定义,解决了目标点不可达、振荡、局部极小等问题,并提出了 V-REP 与 MATLAB 联合仿真方法,在三维动态环境下对改进后方法的性能与可行性进行了验证。在实验室内搭建的动态环境中,对结合了改进人工势场法的全向移动机器人进行动态避障实验,验证了方法的可应用性。

1 传统人工势场法及问题

人工势场法利用势场对环境加以描述,其基本思想是:建立目标位置的引力场及障碍物产生的斥力场,两者结合形成人工势场^[18]。基于人工势场法的机器人路径规划,通过判断势场的下降方向来搜寻移动机器人的无碰撞路径,移动机器人在人工势场中的受力示意图如图1所示。

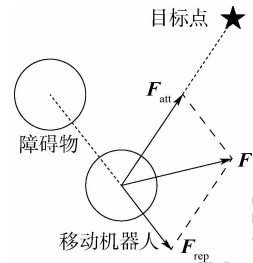


图1 移动机器人在人工势场中受力示意图
Fig.1 Schematic diagram of forces on mobile robot in artificial potential field

人工势场主要包括引力势场、斥力势场及全局势场。目标点产生引力势场 U_{att} ,由此产生引力 F_{att} ,其方向由移动机器人指向目标点。障碍物产生斥力势场 U_{rep} ,由此产生斥力 F_{rep} ,其方向由障碍物指向移动机器人。引力 F_{att} 和斥力 F_{rep} 组成移动机器人的合力 F 。

引力势场函数 U_{att} 和引力 F_{att} 可表示为^[18]

$$U_{att}(\mathbf{x}) = \frac{1}{2}k_{att}(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_g\|)^2 \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_{att}(\mathbf{x}) = -\nabla U_{att}(\mathbf{x}) = -k_{att}|\mathbf{x} - \mathbf{x}_g| \quad (2)$$

式中: k_{att} 为引力场比例系数; \mathbf{x} 为移动机器人当前位置; \mathbf{x}_g 为移动机器人的目标位置。

斥力势场函数 U_{rep} 和斥力 F_{rep} 可表示为^[18]

$$U_{rep}(\mathbf{x}) = \begin{cases} \frac{1}{2}k_{rep}\left(\frac{1}{d} - \frac{1}{d_0}\right)^2 & d \leq d_0 \\ 0 & d > d_0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_{rep}(\mathbf{x}) = -\nabla U_{rep}(\mathbf{x}) = \begin{cases} k_{rep} \frac{1}{2(d-d_0)^2} \cdot \frac{\partial d}{\partial \mathbf{x}} & d \leq d_0 \\ 0 & d > d_0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: k_{rep} 为斥力场比例系数; d 为移动机器人与障碍物之间的距离; d_0 为障碍物的作用半径。

可以得到全局势场函数 U 和合力 F 为

$$U(\mathbf{x}) = U_{att}(\mathbf{x}) + U_{rep}(\mathbf{x}) \quad (5)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{F}_{att}(\mathbf{x}) + \mathbf{F}_{rep}(\mathbf{x}) \quad (6)$$

人工势场法具有很好的实时性与动态性,但仍存在一些特殊的情况。第1种情况称为陷入局部极小点问题^[18],如图2所示。此时移动机器人受到的合力为0但未达到目标点。

第2种情况称为目标点不可达问题^[19],如图3所示。此时目标点在障碍物作用区域范围内,越靠近目标点,引力减小,斥力反而增大,产生的合力使移动机器人无法到达目标点。

第3种情况称为轨迹振荡问题^[20],如图4所示。此时移动机器人在障碍物斥力场作用边界,产生的合力可能存在突变导致机器轨迹振荡,严重时可能会导致发生碰撞。

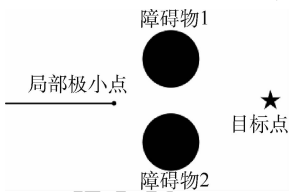


图2 算法陷入局部极小示意图^[18]

Fig.2 Schematic diagram of algorithm with local minima^[18]

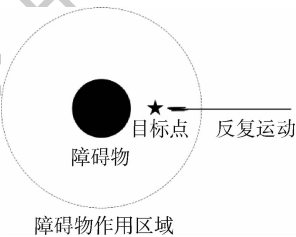


图3 目标点不可达示意图^[19]

Fig.3 Schematic diagram of unreachable target point^[19]

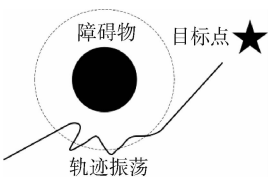


图4 轨迹振荡问题示意图^[20]

Fig.4 Schematic diagram of trajectory oscillation^[20]

2 基于水流场的人工势场法

针对传统人工势场法面临目标点不可达、振荡、局部极小等问题,提出一种基于水流场思想的改进方法。

水流场是由大自然中河流的流动而来,如图5所示。



图5 水流场示意图

Fig.5 Schematic diagram of water flow field

水流从地势高处流向地势低处,当其遇到石块或岛礁时,会平滑地绕过,并继续向地势低处流动,这是一种自然的避障现象,仔细观察水流场避开障碍物的规律可以发现,石块或岛礁对水流场的影响是使水流沿障碍物的边缘流动,从而绕开障碍物。

将水流场避障规律与传统人工势场法相结合,首先采用一种改进的人工势场法,其引力势场函数与式(1)相同,斥力势场函数如下^[19]:

$$U_{rep}(\mathbf{x}) = \begin{cases} \frac{1}{2}k_{rep}\left(\frac{1}{d} - \frac{1}{d_0}\right)^2(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_g\|)^n & d \leq d_0 \\ 0 & d > d_0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: n 为待优化的参数。

改进的人工势场法将移动机器人距目标点的距离 $\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_g\|$ 引入斥力场函数中,斥力场会随着移动机器人接近目标点而逐渐减小,能够解决目标点不可达问题。式(3)和式(7)的斥力势场产生的斥力方向从障碍物指向移动机器人,当斥力场过大,且与引力场角度为钝角时,就会造成移动机器人的后退性运动,进而引起振荡运动现象。受水流场的启发,通过改变斥力场的方向,令斥力场的方向沿障碍物边缘的切线方向,以实现移动机器人平滑避障。

考虑实际应用场景中,移动机器人所获取的数据包括自身的位置、目标点的位置及机器人利用传感器测得的障碍物的距离和方向,为使斥力场的方向得到图5所示水流方向的效果,将世界坐标系转换为以移动机器人为原点、 x 轴指向目标点的水流场坐标系,如图6所示。图中: O' 为移动机器人所在的位置,也是水流场坐标系的原点,在世界坐标系下为 (x_0, y_0) ;目标点 G 的世界坐标系下位置为 (x_g, y_g) ,坐标变换后 $\overrightarrow{O'G}$ 为水流场 x' 轴的方向,与世界坐标系 x 轴的夹角为 α 。

为了得到水流场坐标系下障碍物的坐标,先将世界坐标系做平移变换,将原点平移到 O' 处,如下:

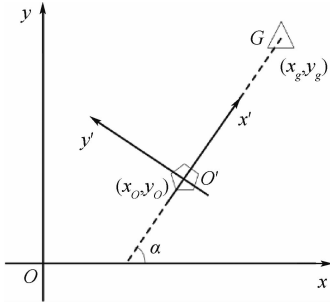


图6 水流场坐标系

Fig. 6 Water flow field based coordinate system

$$[x_1 \ y_1 \ 1] = [x \ y \ 1] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -x_o & -y_o & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: x_1 为平移后的横坐标; y_1 为平移后的纵坐标; x_o 为横坐标平移量,即移动机器人世界坐标系下横坐标; y_o 为纵坐标平移量,即移动机器人世界坐标系下纵坐标。

再通过坐标系旋转变换,得到最终的水流场坐标系,如下:

$$[x' \ y' \ 1] = [x_1 \ y_1 \ 1] \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

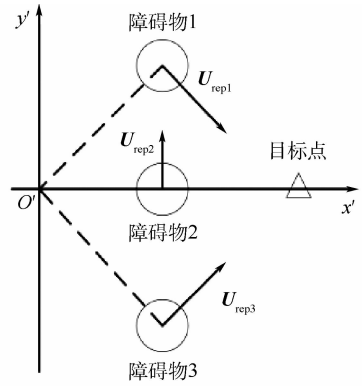
式中: x' 为水流场坐标系下的横坐标; y' 为水流场坐标系下的纵坐标; α 为坐标系旋转的角度。

为了达到水流场的特征,利用障碍物在水流场坐标系下的坐标描述斥力场,并用如下的复势场表示:

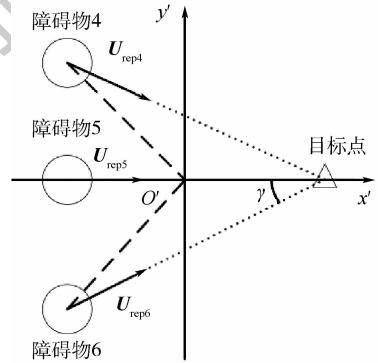
$$U_{rep} = - (x' + y'i) \quad (10)$$

式中: x' 为障碍物在水流场坐标系下的横坐标; y' 为障碍物在水流场坐标系下的纵坐标。

斥力场示意图如图7所示。当障碍物在移动机器人的右半侧($x' \geq 0$)时(见图7(a)),若 $y' = 0$,障碍物位于移动机器人与目标点之间,可能产生局部极小值问题,此时将复势场变换为 $y' - x'i$ 或 $y' + x'i$ (如 U_{rep2} 所示),可以使移动机器人离开局部极小点,随着移动机器人的运动,将会进入 $y' \neq 0$ 状态。若 $y' \neq 0$,可能会出现斥力场与引力场间的夹角为钝角从而产生轨迹振荡问题,此时在 $y' > 0$ 时将斥力场变换为 $-(-y' + x'i)$ (如 U_{rep1} 所示),在 $y' < 0$ 时将斥力场变换为 $-(y' - x'i)$ (如 U_{rep3} 所示),从而使得斥力场与引力场间的夹角不再为钝角。当障碍物在移动机器人的左半侧(见图7(b)),此时障碍物不对移动机器人到达目标点造成障碍,对于静态障碍物可不予处理,考虑更实际的动态障碍物对移动机器人的影



(a) 障碍物在移动机器人的右半侧



(b) 障碍物在移动机器人的左半侧

图7 水流场坐标系下的斥力场

Fig. 7 Repulsive force field in water flow field based coordinate system

响,将斥力势场变换为 $-[\cos \gamma \sqrt{x'^2 + y'^2} + \sin \gamma \cdot \sqrt{x'^2 + y'^2}]$,如图7(b)中 U_{rep4} 、 U_{rep5} 、 U_{rep6} 的方向, γ 为在水流场坐标系中从 x' 轴的正方向向障碍物至目标点的矢量逆时针旋转的角度,通过这一变换使得障碍物4和障碍物6的状态均趋向于障碍物5所示的状态,从而避免动态障碍物对移动机器人追尾。

通过上述变换可以得到新的斥力场函数,并通过微分得出斥力。

$$F_{rep} = - \nabla U_{rep} = \begin{cases} F_{rep1} e_{rep} + F_{rep2} e_{att} & d \leq d_0 \\ 0 & d > d_0 \end{cases} \quad (11)$$

式中: e_{rep} 为沿水流场 U_{rep} 方向的单位向量; e_{att} 为沿引力场 U_{att} 方向的单位向量; F_{rep1} 为在水流场方向的斥力值大小,表示为

$$F_{rep1} = k_{rep} \left(\frac{1}{d} - \frac{1}{d_0} \right) \frac{(\|x - x_g\|)^n}{d^2} \quad (12)$$

F_{rep2} 为在引力场方向的斥力值大小,表示为

$$F_{rep2} = \frac{n}{2} k_{rep} \left(\frac{1}{d} - \frac{1}{d_0} \right)^2 (\|x - x_g\|)^{n-1} \quad (13)$$

经斥力场变换,可使其特征变为水流场,解决了传统人工势场法的振荡、陷入局部极小值

问题。但是由于水流场的固有特性,在障碍物重叠的情况下会出现穿越障碍物的情况,如图8所示。

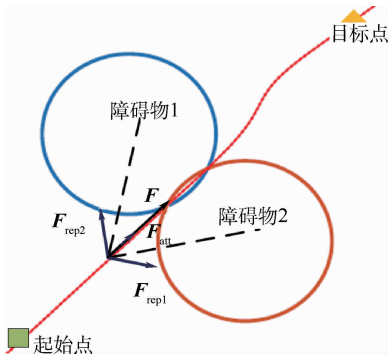


图8 障碍物重叠问题示意图

Fig.8 Schematic diagram of obstacle overlap

此时2个障碍物水流场方向都流向目标点,使得斥力 $F_{rep1} + F_{rep2}$ 和引力 F_{att} 同向,在合势场的作用下会引导移动机器人在其之间穿过,将相近或重叠的障碍物实现填充合并成单个障碍物并修正斥力场的方向。

采用水流场的思想对斥力函数中 e_{att} 方向向量进行改进,当障碍物在移动机器人与目标点之间并造成影响时, e_{att} 为引力角 α 正向旋转 90° ; 并且若障碍物间隙小于移动机器人宽度或发生重叠,则将障碍物进行填充使其成为整体,可有效解决标点不可达、振荡、局部极小问题,并避免障碍物重叠。

3 V-REP 与 MATLAB 联合仿真验证

为了验证本文方法的有效性,对其进行仿真验证。首先在基于 MATLAB 的二维环境下进行避障仿真,并与传统人工势场法进行对比。然后在 V-REP 仿真模拟器中与 MATLAB 联合编程对全向移动机器人的避障方法进行仿真,为之后的实验验证奠定基础。

3.1 基于 MATLAB 的二维环境避障仿真

给定地图大小为 $450\text{ cm} \times 450\text{ cm}$, 目标点位置坐标为 $(410, 410)\text{ cm}$, 全向移动机器人的初始位置为 $(0, 0)$, 并按 $(x$ 轴坐标, y 轴坐标, 半径) 的数据形式设置障碍物, 共设置 9 个障碍物分别为 $(40, 45, 15)\text{ cm}$ 、 $(150, 150, 25)\text{ cm}$ 、 $(240, 140, 20)\text{ cm}$ 、 $(300, 120, 30)\text{ cm}$ 、 $(230, 300, 30)\text{ cm}$ 、 $(380, 240, 30)\text{ cm}$ 、 $(390, 360, 15)\text{ cm}$ 、 $(360, 390, 15)\text{ cm}$ 、 $(250, 210, 15)\text{ cm}$ 。

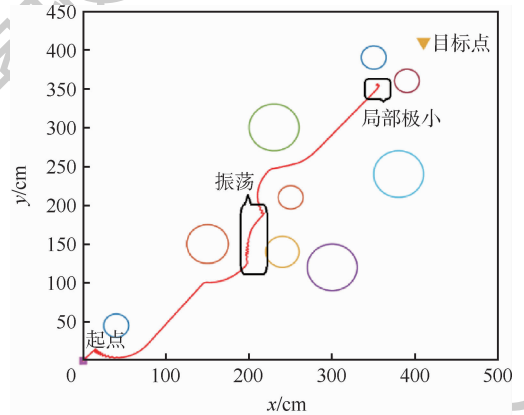
为了便于比较,2种方法采用相同的参数,如表1所示。

分别采用传统人工势场法和本文方法进行仿真,结果如图9所示。

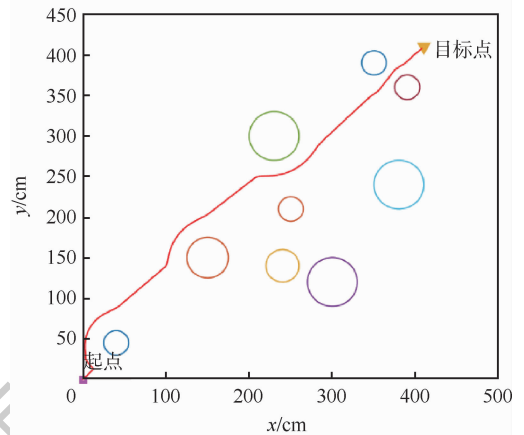
表1 方法参数

Table 1 Algorithm parameters

参数	数值
引力场比例系数 k_{att}	15
斥力场比例系数 k_{rep}	25
障碍物作用半径 d_0/cm	30
优化参数 n	2
步长 l	3



(a) 传统人工势场法



(b) 本文方法

图9 两种方法的仿真结果

Fig.9 Simulation results of two methods

图9中,红线为机器人的移动路径,9个圆圈表示障碍物,三角形为目标点,起点为坐标系原点。由图9(a)可知,采用传统的人工势场法面临了轨迹振荡和陷入局部极小问题(见图9(a)中矩形框),移动机器人无法到达目标点。而从图9(b)可以看出,移动机器人能够到达目标点,且无轨迹振荡。经过仿真对比发现,本文方法在相对复杂的静态环境中,能够平滑且安全无碰撞的到达目标点,实现避障过程。

3.2 基于 V-REP 的三维动态避障仿真

为了进一步验证本文方法的有效性,利用一

种具有物理引擎,能够三维建模,并且可以创建全向移动机器人运动学模型的仿真软件 V-REP 仿真模拟器与 MATLAB 联合对全向移动机器人的避障方法较为真实的模拟仿真。

采用 V-REP 建立全向移动机器人的模型(见图 10)和仿真环境(见图 11)。

全向移动机器人安全保护范围为 2 m,扫描角度为 270°。利用全向移动机器人逆运动学方程来计算 4 个输出轴的转速,进而控制移动机器人的运动。

仿真环境中添加了 6 个静态的障碍物及 1 个移动机器人和 1 个人形机器人 NAO 的动态障碍物,蓝色砖块位置为目标点。

采用本文提出的避障方法,参数如表 2 所示。

根据以上参数进行动态环境下的 V-REP 与 MATLAB 的联合三维避障仿真验证,可以得到仿真结果,关键时刻的运动轨迹如图 12 所示。

图 12 中,红色为雷达扫描范围,右上角为跟踪摄像头记录的视野,左下角则为雷达数据可视

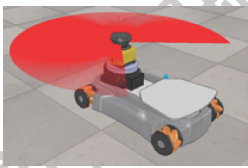


图 10 全向移动机器人模型

Fig. 10 Omnidirectional mobile robot model

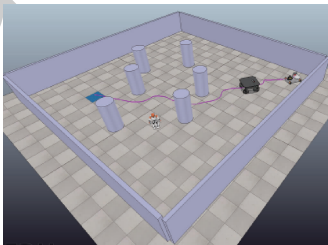


图 11 仿真环境

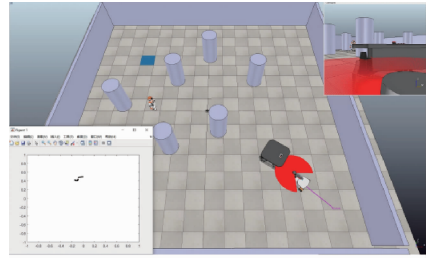
Fig. 11 Simulation scenario

表 2 V-REP 仿真参数

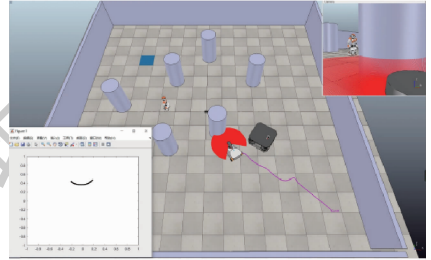
Table 2 V-REP simulation parameters

参数	数值
k_{att}	20
k_{rep}	3
d_0/m	0.6
n	5
$v_{max}/(m \cdot s^{-1})$	5
a_v	0.1
$\omega_{max}/(rad \cdot s^{-1})$	0.9
α_ω	0.4

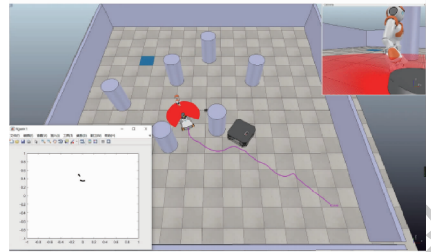
注: v_{max} 为移动机器人最大运动速度; a_v 为移动机器人加速度系数; ω_{max} 为移动机器人最大转弯角速度; α_ω 为移动机器人角加速度系数。



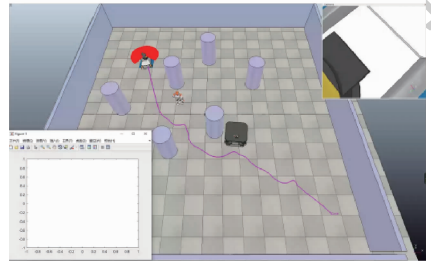
(a) $t=9s$



(b) $t=23s$



(c) $t=36s$



(d) $t=60s$

图 12 关键时刻的运动轨迹

Fig. 12 Movement trajectory at key moments

化界面,粉色线条为全向移动机器人的行走轨迹。在时间 $t=9s$ 时全向移动机器人检测到另一个移动机器人的威胁;在 $t=23s$ 时可以发现已经成功规避开动态的移动机器人,并检测到了静态障碍物;在 $t=36s$ 时全向移动机器人已经平滑地避开了静态障碍物,并且检测到了 NAO 的存在;在 $t=60s$ 时全向移动机器人已经避开移动中的 NAO,并且成功无碰撞地到达了目标点,可以验证本文方法的合理性。

同时 V-REP 记录的全向移动机器人在世界坐标系下 x,y 轴方向的位移与速度如图 13 所示。

由图 13 可发现,全向移动机器人在运动过程中,移动方向基本延一个方向运动,并没有出现巨大的波峰与波谷,证明了移动路径比较平滑,没有产生振荡现象。再一次验证了本文方法的有效性。

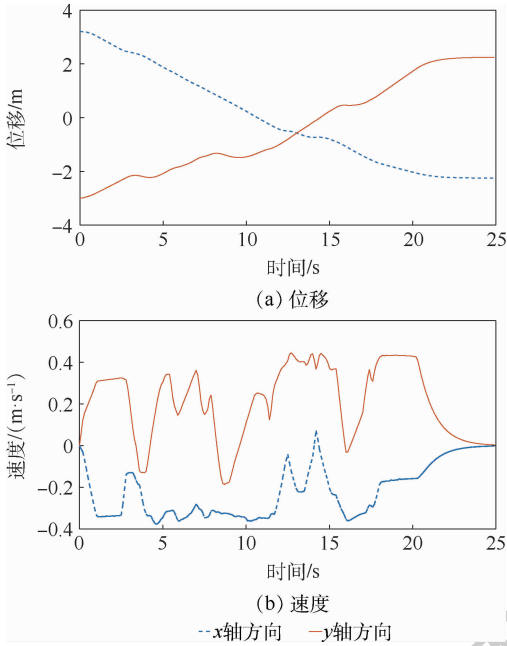


图 13 世界坐标系下 x 、 y 轴方向的位移与速度

Fig. 13 Displacement and velocity in the direction of x and y axis in world coordinate system

4 实验验证

在实验室内设计避障实验平台,包括通信系

统、定位系统、动力系统、车载控制系统及控制站等 5 个部分,并搭建动态避障场景。

在室内设置 $2.6\text{ m} \times 2.6\text{ m}$ 的实验地图,正方形 4 个顶点的世界坐标分别为 $(-0.5, 0.5)\text{ m}$ 、 $(-0.5, -2.1)\text{ m}$ 、 $(2.1, -2.1)\text{ m}$ 、 $(2.1, 0.5)\text{ m}$,设置目标点位置为 $(1.9, -1.9)\text{ m}$,移动机器人的起始点为 $(-0.25, 0.5)\text{ m}$ 。设置 3 个障碍物,其中障碍物 2 为动态障碍物,其起始位置为 $(2.5, -0.7)\text{ m}$,并以匀速向 $(-0.5, -0.7)\text{ m}$ 运动,速度系数为 0.001,最大速度可达 0.2 m/s ,障碍物 1 和障碍物 3 为静态障碍物,其位置分别为 $(0.05, -0.05)\text{ m}$ 和 $(1.25, -1.4)\text{ m}$,避障方法的参数如表 3 所示。

实验关键时刻的真实场景与同时刻的可视化地图界面显示如图 14 所示。

表 3 实验参数

Table 3 Parameters in experiment

参数	数值
k_{att}	15
k_{rep}	5
d_0/m	0.5
n	2
$v_{max}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0.2

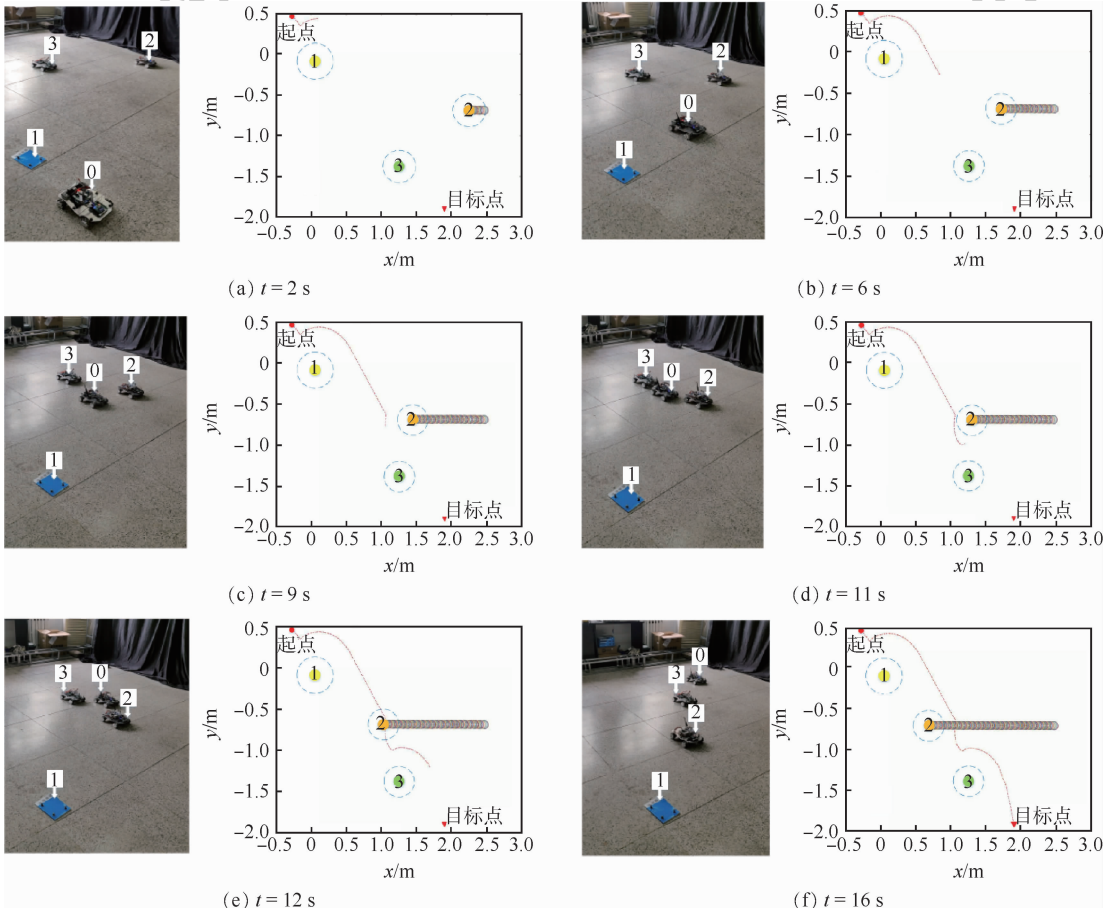


图 14 关键时刻实验结果示意图

Fig. 14 Schematic diagram of experimental results at key moments

图 14 中,被控制的全向移动机器人标号为 0,其轨迹可在可视化地图界面中显示,标号为 1、2、3 的分别为障碍物 1、障碍物 2 和障碍物 3,其中 2 为动态障碍物,其轨迹也可在可视化地图界面中显示,本实验将障碍物视为圆形,其半径为中心至边界的最大距离,蓝色虚线为障碍物的圆形范围,实线圆形为障碍物的中心位置。

如图 14(a)所示,在 $t = 2$ s 时移动机器人进入障碍物 1 的影响范围并开始实施规避行为。如图 14(b)所示,在 $t = 6$ s 时全向移动机器人已经顺利避开障碍物 1 并离开障碍物 1 的影响范围,可以看出其避障轨迹较为平滑。如图 14(c)所示,在 $t = 9$ s 时全向移动机器人进入了动态障碍物 2 的影响范围内,开始其动态避障过程。如图 14(d)所示,在 $t = 11$ s 时全向移动机器人进入了障碍物 2 与障碍物 3 的共同影响范围内,其开始了双障碍物避障过程。如图 14(e)所示,在 $t = 12$ s 时全向移动机器人已经成功避开动态障碍物 2 的影响范围,但依然在障碍物 3 的影响范围内,并继续向目标点前进。如图 14(f)所示,在 $t = 16$ s 时全向移动机器人已经成功的到达目标点。

实验可发现,本文提出的避障方法使全向移动机器人成功完成避障任务,并成功到达目标点,其路径比较平滑,未发现振荡现象,在遇到动态障碍物时也同样稳定避障,体现了本文方法较好的稳定性与适应性,证明了方法具有可实际应用的有效性与其可行性。

5 结论

1) 改进人工势场法通过创建水流场坐标系,改善了传统人工势场法易陷入局部极小值点、目标点不可达及轨迹振荡等问题。

2) 通过斥力场修正方向,解决了改进人工势场法穿透重叠障碍物的问题,保证了方法的可靠性。

3) 通过基于 MATLAB 的二维地图仿真、V-REP 与 MATLAB 联合仿真,验证了方法可以平滑、稳定地规避静态和动态障碍物,并应用于多个场景,验证了动态避障方法的有效性与通用性。

4) 通过室内全向移动机器人动态避障实验,验证了改进人工势场法能够应用于真实的场景中,验证了本文动态避障方法的可实现性。

参考文献 (References)

- [1] QIAN J, ZI B, WANG D, et al. The design and development of an omnidirectional mobile robot oriented to an intelligent manufacturing system[J]. *Sensors*, 2017, 17(9) : 2073.
- [2] DAI X L, LONG S, ZHANG Z W, et al. Mobile robot path planning based on ant colony algorithm with A* heuristic method [J/OL]. *Frontiers in Neurorobotics*, 2019(2019-04-16) [2020-04-01]. <https://doi.org/10.3389/fnbot.2019.00015>.
- [3] WEI W Q. Research on path planning of mobile robot based on artificial neural network[C] // 2019 2nd International Conference on Intelligent Systems Research and Mechatronics Engineering. London: Francis Academic Press, 2019: 433-436.
- [4] LLEWYN S, DAVID H, GIACOMO I, et al. Parameter optimization and learning in a spiking neural network for UAV obstacle avoidance targeting neuromorphic processors[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2020, 31(9) : 3305-3318.
- [5] DOORAKI A R, LEE D J. An end-to-end deep reinforcement learning-based intelligent agent capable of autonomous exploration in unknown environments[J]. *Sensors*, 2018, 18(10) : 2-17.
- [6] MIHAI D, MOGAN G. Neural networks based reinforcement learning for mobile robots obstacle avoidance[J]. *Expert Systems with Applications*, 2016, 62: 104-115.
- [7] QIANG N, GAO J. A new method for mobile robot path planning based on particle swarm optimization algorithm[C] // 2017 2nd International Conference on Advances in Materials Mechatronics and Civil Engineering. Amsterdam: Atlantis Press, 2017, 131: 95-98.
- [8] WANG B F, LI S, GUO J, et al. Car-like mobile robot path planning in rough terrain using multi-objective particle swarm optimization algorithm[J]. *Neurocomputing*, 2018, 282: 42-51.
- [9] NASRINAHAR A, CHUAH J H. Intelligent motion planning of a mobile robot with dynamic obstacle avoidance[J]. *Journal on Vehicle Routing Algorithms*, 2018, 1: 89-104.
- [10] KUNDU S, DDYAL R P. Reactive navigation of underwater mobile robot using ANFIS approach in a manifold manner[J]. *International Journal of Automation and Computing*, 2017, 14(3) : 307-320.
- [11] EDUARDO J M, ÁNGEL L, MANUEL O. Dynamic window based approaches for avoiding obstacles in moving[J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2019, 118: 112-130.
- [12] GUO Z T, HU H J, FENG F. 3D path planning for multi-UAV base on artificial potential field method[C] // International Conference on Electronic, Control, Automation and Mechanical Engineering, 2017: 86-91.
- [13] HU X P, LI Z Y, CAO J. A path planning method based on artificial potential field improved by potential flow theory[C] // 2017 2nd International Conference on Computer Science and Technology, 2017: 617-625.
- [14] LAZAROWSKA A. Discrete artificial potential field approach to mobile robot path planning[J]. *IFAC PapersOnLine*, 2019, 52(8) : 277-282.
- [15] OSCAR M, ULISES O R, ROBERTO S. Path planning for mobile robots using bacterial potential field for avoiding static and dynamic obstacles[J]. *Expert Systems with Applications*, 2015, 42(12) : 5177-5191.
- [16] WANG L, LI B J, YIN Z H, et al. An improved artificial poten-

- tial field for unmanned aerial vehicles path planning [C] // 2017 2nd International Conference on Computer Science and Technology, 2017: 510-515.
- [17] DU Y, NAN Y Y. Research of robot path planning based on improved artificial potential field [C] // Proceedings of the 2nd International Conference on Advances in Mechanical Engineering and Industrial Informatics. Amsterdam: Atlantis Press, 2016: 1024-1029.
- [18] 罗强,王海宝,崔小劲,等.改进人工势场法自主移动机器人路径规划[J].控制工程,2019,26(6):1091-1098.
LUO Q, WANG H B, CUI X J, et al. Improved artificial potential field method for autonomous mobile robot path planning [J]. Control Engineering of China, 2019, 26 (6) : 1091-1098 (in Chinese).
- [19] 梁献霞,刘朝英,宋雪玲,等.改进人工势场法的移动机器人路径规划研究[J].计算机仿真,2018,35(4):291-294.
LIANG X X, LIU C Y, SONG X L, et al. Research on path planning of mobile robot based on improved artificial potential field method [J]. Computer Simulation, 2018, 35 (4) : 291-294 (in Chinese).
- [20] 杨萌,王玥.基于改进人工势场法的无人机避让航迹规划[J].导航与控制,2019,18(1):76-83.
YANG M, WANG Y. UAV evasion trajectory planning based on improved artificial potential field method [J]. Navigation and Control, 2019, 18 (1) : 76-83 (in Chinese).

Dynamic obstacle avoidance method for omnidirectional mobile robots

ZHANG Dazhi¹, LIU Wanhui¹, MIAO Cunxiao¹, YU Yuanjin^{2,*}

(1. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;

2. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Dynamic obstacle avoidance is an indispensable ability of omnidirectional mobile robots in complex working environments. The idea of water flow field is used to redefine the repulsive potential field function of artificial potential field and its direction, which solves the problems of traditional artificial potential field method, such as easily falling into local minimum point, inaccessible target point and oscillation. The improved algorithm can make the robot reach the target point smoothly and safely without increasing the amount of calculation, and realize the obstacle avoidance process. At the same time, in order to achieve three-dimensional dynamic simulation, a joint simulation method based on V-REP and MATLAB is proposed. By constructing a three-dimensional dynamic simulation environment, the dynamic obstacle avoidance simulation of omnidirectional mobile robot was realized by the proposed method combined with the improved artificial potential field method, and the smoothness and feasibility of the algorithm are verified. Finally, the algorithm was applied to the real scene in the laboratory, and the omnidirectional mobile robot successfully realized the dynamic avoidance action, which verifies the practicability of the algorithm.

Keywords: omnidirectional mobile robot; dynamic obstacle avoidance; water flow field; artificial potential field method; joint simulation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0177

倾转旋翼机巡航状态旋翼滑流影响

马铁林¹, 张子伦², 刘振臣^{1,*}, 王祥胜², 郝帅^{2,3}

1. 航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

3. 海鹰航空通用装备有限责任公司, 北京 100074)



摘 要: 倾转旋翼机由于需要兼顾垂直起降和高速平飞 2 种典型工况下的动力需求, 采用大直径旋翼作为推进装置会使机翼大部分处于旋翼滑流区内, 这与常规螺旋桨飞机存在较大差异。为评估不同数值计算方法并研究旋翼滑流对倾转旋翼机气动特性的影响, 针对选取两叶旋翼的某倾转旋翼机方案, 利用激励盘模型、多参考系(MRF)模型、滑移网格模型分别进行了巡航状态下旋翼滑流对全机气动特性影响的数值模拟研究。结果表明: 相对于无滑流状态, 滑流定常影响使全机阻力增大, 最大升阻比降低了 7.5%, 尾翼产生的升力增大, 纵向静稳定度增加了 17.1%, 全机低头力矩增大; 当迎角较小时, 滑流虽然改变了机翼表面的升力分布, 但是全机升力变化不大; 滑流非定常影响会使全机气动特性产生周期性波动, 升力系数波动幅度为 9.0%, 阻力系数波动幅度为 10.8%, 并且随着迎角的增大, 波动幅度也越大。

关键词: 倾转旋翼机; 旋翼滑流; 激励盘; 多参考系(MRF)模型; 滑移网格模型; 气动特性

中图分类号: V221^{+.3}

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1124-14

倾转旋翼式垂直起降飞机不仅具有直升机的垂直起降特性, 还具有固定翼飞机的高速巡航特性^[1], 可以在无机场条件下完成物流运输、应急救援投送、复杂地形环境监测等任务, 具有广阔的应用前景, 近年来成为了旋翼飞行器发展的一个重要方向。

倾转旋翼机主要存在巡航、悬停、过渡 3 种飞行状态。其中, 巡航状态下倾转旋翼机的布局与普通固定翼螺旋桨飞机布局类似, 但为了满足垂直起降与悬停状态的性能要求, 通常需要采用大直径的旋翼作为推进装置以减小桨盘载荷, 进而提高气动效率。在巡航状态下, 机翼等部件大部分处于旋翼滑流区域内, 导致旋翼滑流对全机气动性能的影响也相应地大于一般的螺旋桨飞机。因此, 在进行倾转旋翼机设计时需要考虑旋翼滑

流带来的影响。当前关于旋翼滑流的研究手段主要有风洞试验^[2-5]和数值模拟, 数值模拟相对于高成本、耗时长风洞试验来说可以更快地得到结果, 得益于高速发展的计算机技术和数值理论, 基于 Navier-Stokes 方程的 CFD 方法已成为研究旋翼滑流影响的一种重要方法。

目前, 旋翼滑流的数值模拟方法从桨叶模型的选取上可以分为虚拟桨叶模型与真实桨叶模型 2 类^[6]。虚拟桨叶模型是指将桨叶简化为一张薄厚度等直径的圆面, 通过在圆面上添加源项的方式来模拟气流通过桨盘面后被加速、旋转的效果^[7-12], 通常也称为激励盘模型。例如, 赵寅宇等^[10]将叶素理论计算得到的动量源项添加至激励盘模型中, 研究了复合式高速直升机中旋翼对流场的干扰问题, 由于简化了旋翼外形, 其计算效

收稿日期: 2020-05-08; 录用日期: 2020-07-11; 网络出版时间: 2020-08-28 14:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200828.1055.001.html

基金项目: 北京市科技计划项目(Z181100003218015)

* 通信作者. E-mail: liuzhenchen@buaa.edu.cn

引用格式: 马铁林, 张子伦, 刘振臣, 等. 倾转旋翼机巡航状态旋翼滑流影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1124-1137. MA T L, ZHANG Z L, LIU Z C, et al. Effect of rotor slipstream of tiltrotor aircraft in cruise mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1124-1137 (in Chinese).

率得到了相当大的提升,并得到了一些关于旋翼/螺旋桨干扰流场的结论;夏贞锋^[11]根据非定常计算得到的桨叶载荷建立了激励盘载荷分布模型,提高了激励盘方法对螺旋桨滑流作用模拟的准确度,成功实现了对滑流收缩及桨盘后气流旋转的滑流流动特征的模拟。采用真实桨叶模型的方法可根据求解方式选取的不同分为定常求解与非定常求解2类。基于真实桨叶模型的多参考系(Multiple Reference Frame, MRF)模型可以实现流场的定常数值模拟,通过求解桨叶在某一相位角下流场的瞬态解,将非定常问题转化为定常计算^[13-17]。例如,陈广强^[13]、王科雷^[14]等均采用MRF模型分别对尾推式螺旋桨无人机的滑流效应和分布式螺旋桨的滑流效应进行了模拟,对低雷诺数下受螺旋桨滑流影响的机翼表面流动特征变化进行了深入的研究,表明滑流效应使得桨盘后部总压和流速增大,提高了机翼升力,但也会使机翼阻力急剧恶化,反而降低了升阻比。基于动态面搭接技术的滑移网格模型可以实现非定常滑流效应研究^[18-20]。例如,付炜嘉^[18]、赵帅^[19]等均采用滑移网格模型分别对直升机旋翼的尾涡结构和涡桨飞机各部件受滑流的影响进行了研究,通过使用滑移网格实现了对流场的高精度数值模拟,初步揭示了螺旋桨滑流复杂尾迹流动的特点,研究表明在滑流影响下全机升力与阻力均被增大,升阻比和纵向静稳定度有所降低。

近年来,国内外学者对滑流影响进行了较多的数值模拟研究,但研究对象多数为直升机和螺旋桨动力的固定翼飞机,而倾转旋翼与螺旋桨和直升机旋翼均有不同之处,在巡航状态下倾转旋翼产生的滑流区远大于螺旋桨,并且相关研究通常采用一种方法针对一个设计点进行研究,而不同方法具有各自的优势与局限,如何准确高效地模拟巡航状态下旋翼滑流对倾转旋翼机气动特性的影响是倾转旋翼机设计的一个重要内容。本文针对旋翼滑流作用影响下的某倾转旋翼机巡航状态流场,采用基于叶素理论建立的激励盘模型与基于真实旋翼模型的MRF模型进行了定常数值模拟,采用基于动态面搭接技术的滑移网格模型进行了非定常数值模拟,对比分析了有无滑流状态下气动特性的改变,研究了滑流的影响机理,并对不同方法的适用性进行了评估。研究成果可为倾转旋翼机的总体设计和气动设计提供相关参考。

1 数值方法及验证

1.1 激励盘模型

激励盘模型将旋翼简化为一张薄厚度等直径的圆面,忽略旋翼附近的细节流动,将旋翼对气流的加速、旋转效果使用叶素理论计算得到的动量源项时间平均后添加至控制方程中进行模拟。当计算叶素气动力时,需要通过叶素当地迎角与雷诺数信息查询二维翼型气动数据库得到升阻力系数,再将叶素气动力按惯性坐标系下 x 、 y 、 z 三个方向分解后求得3个方向的动量源项,由控制方程更新流场后再对动量源项重新进行计算迭代,直至流场最后收敛求得定常解。沿 x 、 y 、 z 三个方向的动量源项计算式为

$$\begin{cases} dS_x = -\frac{N\rho V^2 c(C_L \sin \beta + C_D \cos \beta) ds}{4\pi r} \sin \phi \\ dS_y = -\frac{N\rho V^2 c(C_L \sin \beta + C_D \cos \beta) ds}{4\pi r} \cos \phi \\ dS_z = \frac{N\rho V^2 c(C_L \cos \beta - C_D \sin \beta) ds}{4\pi r} \end{cases} \quad (1)$$

式中: dS_x 、 dS_y 、 dS_z 分别为 x 、 y 、 z 三个方向的动量源项; N 为旋翼叶片数; ρ 为密度; V 为当地合速度; c 为叶素弦长; C_L 、 C_D 分别为叶素翼型的升力、阻力系数; β 为入流角; ds 为叶素面积; ϕ 为叶素相位角; r 为旋翼半径。具体推导过程详见文献^[6]。

1.2 MRF模型

MRF模型是将旋翼周围的流场包含在一个圆柱形旋转区域内,从而与飞机所在的流场区分开来,在该旋转流域内建立与旋翼具有相同旋转方式的旋转坐标系,因此旋转区域内的网格与旋翼保持相对静止,进而将旋转区域内的流场转化为旋翼在某一相位角下的瞬态流场进行定常求解。旋转区域与固定区域在搭接面处通过插值算法进行惯性坐标系下的数据传递,从而实现旋翼旋转运动在静态网格下的定常数值模拟^[13]。

MRF模型中有关坐标变换如图1所示。旋转坐标系相对惯性坐标系以角速度 ω 旋转,其原点位置矢量用 \mathbf{r}_i 表示,旋转域中某一点位置矢量用 \mathbf{r} 表示,则旋转域中流体速度可由式(2)进行计算:

$$\mathbf{v}_r = \mathbf{v} - (\mathbf{v}_i + \omega \times \mathbf{r}) \quad (2)$$

式中: \mathbf{v}_r 为旋转坐标系下流体的相对速度; \mathbf{v} 为惯性坐标系下流体的绝对速度; \mathbf{v}_i 为旋转域的平移速度。

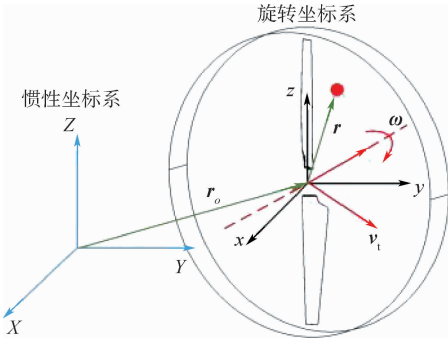


图1 旋转坐标系与惯性坐标系

Fig.1 Rotating and inertial coordinate systems

1.3 滑移网格模型

采用基于动态面搭接技术的滑移网格模型可以实现非定常数值模拟,旋转区域与静止区域通过一个共同的面进行对接,不同子区域之间没有重叠也没有空隙,在搭接面处不需要保证网格点分布一一对应。与MRF模型不同之处在于:实际计算时旋翼所在的旋转区域是真实旋转的,在每一个物理时间步长内,旋转区域内的网格得到新的坐标后会根据事先指定的搭接面组合重新搜索搭接面处网格单元对应关系,将不同子区域间的流场信息通过空间通量守恒插值算法在搭接面处实现耦合和交换。

二维搭接面处网格如图2所示,图中,(i,j)表示区域1网格中心的坐标,(n,m)表示区域2网格中心的坐标。定义F为x方向上的通量,按照通量守恒的关系,应有

$$\int F^{(1)}(x_{i+1/2}) dy = \int F^{(2)}(x_{n-1/2}) dy \quad (3)$$

定义 $F_j^{(1)}$ 、 $F_m^{(2)}$ 分别为2个网格块某点处x方向上的通量,采用分段近似插值的方法可以得到

$$F_j^{(1)} = \sum_m F_m^{(2)} N_j^m \quad (4)$$

$$N_j^m = \begin{cases} 0 & y_{m+1/2} < y_{j-1/2} \\ 0 & y_{m-1/2} > y_{j+1/2} \\ \frac{1}{\Delta y_i} \int_{\max(y_{m-1/2}, y_{j-1/2})}^{\min(y_{m+1/2}, y_{j+1/2})} dy & y_{m+1/2} \geq y_{j-1/2} \cap y_{m-1/2} \leq y_{j+1/2} \end{cases} \quad (5)$$

式中: N_j^m 表示x坐标为m和j的相对重叠面积,且有 $0 \leq N_j^m \leq 1$ 。

由

$$\sum_j N_j^m \Delta y_i = \Delta y_m = y_{m+1/2} - y_{m-1/2} \quad (6)$$

可以得到式(3)在搭接面处通量守恒的离散形式为

$$\sum_j F_j^{(1)} \Delta y_i = \sum_m F_m^{(2)} \Delta y_m \quad (7)$$

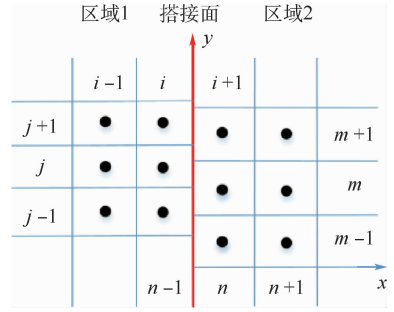


图2 二维搭接面

Fig.2 Two-dimensional patched interface

三维搭接面的通量守恒方程具体求解详见文献[21]。

1.4 方法验证

为了验证数值方法的可靠性,将数值计算结果与单独旋翼系统试验数据进行对比。

针对基于动量源的激励盘模型,以文献[22]中的旋翼模型作为算例,旋翼相关参数如表1所示。图3给出了激励盘后方0.104R和0.326R(R为桨盘半径),两个位置处不同径向位置的动压q计算值与试验值[22]的对比,r表示数据点所在位置的半径大小。可以看出,计算值与试验值吻合较好,证明了激励盘模型的可靠性。

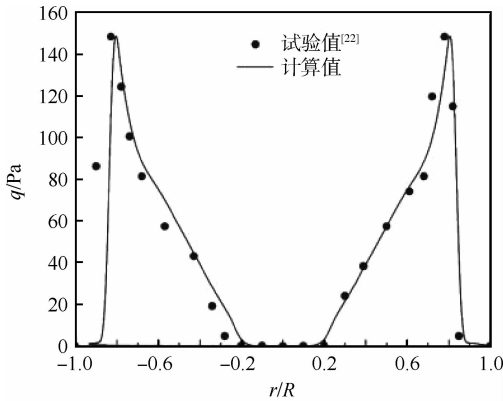
针对所研究的倾转旋翼机采用的旋翼,进行了1:1模型地面静拉力试验,试验台架如图4所示。旋翼安装角为10°,测试转速范围为300~1000 r/min,每隔100 r/min取一次数据,同时使用MRF模型进行数值模拟。旋翼表面网格如图5所示,网格数量为600万。将不同转速下MRF模型的计算值与单独旋翼地面试验所测的试验值进行对比,从图6中可以看出,MRF模型计算的拉力值和转矩值均略大于试验值,但误差始终在5%以内,证明MRF模型的结果具有较高的可靠性。

由于MRF模型与滑移网格模型使用的计算网格与搭接面相同,而且MRF模型所求解的是旋翼在某一相位角下的瞬态流场,对MRF模型的验证也能证明滑移网格模型的可靠性,不再进行重复验证。

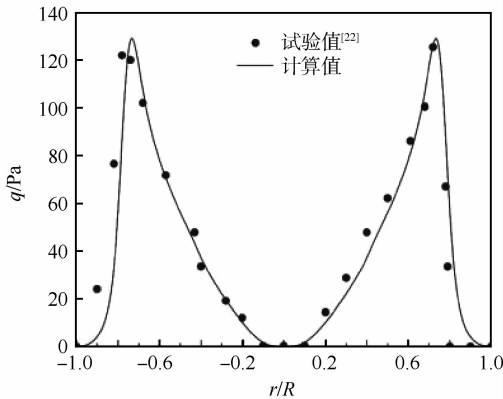
表1 验证算例旋翼参数[22]

Table 1 Rotor parameters of verification example[22]

参数	数值或翼型
旋翼半径/m	0.914
桨毂半径/m	0.229
旋翼翼型	NACA0012
旋翼弦长/m	0.1
旋翼桨距/(°)	11
旋翼片数	2
转速 n/(r·min ⁻¹)	1 167



(a) 0.104R



(b) 0.326R

图 3 激励盘模型动压计算值与试验值对比

Fig. 3 Comparison of dynamic pressure between calculation values and test values of actuator disk model



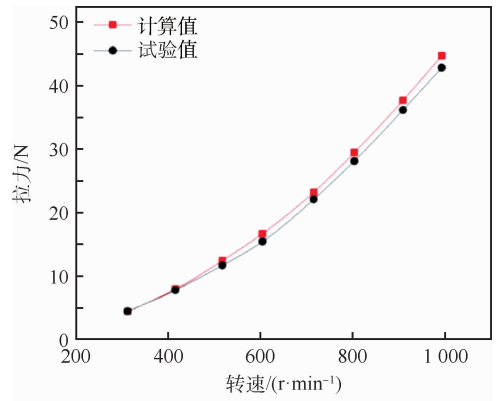
图 4 试验台架

Fig. 4 Test bench

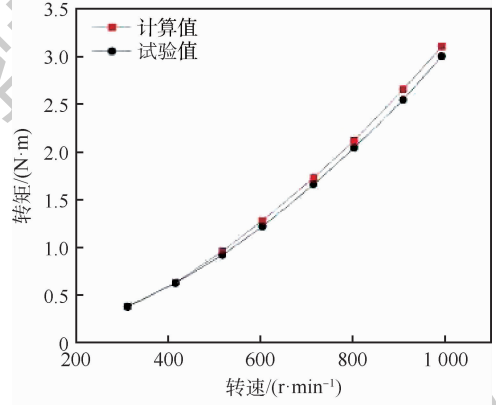


图 5 旋翼表面网格

Fig. 5 Surface grid of rotor



(a) 拉力随转速变化曲线



(b) 转矩随转速变化曲线

图 6 MRF 模型计算值与试验值对比

Fig. 6 Comparison between calculation values and test values of MRF model

2 计算模型

本文所研究的倾转旋翼机布局如图 7 所示。机翼以发动机短舱为界可分为内段翼与外段翼。内段翼为平直翼,外段翼上反角为 10° ,并且可随短舱共同进行倾转,采用 V 型尾翼布局,右旋翼旋转方向为顺时针(从机头方向看)。前机身下方安装有光电吊舱,后机身上部为进气道,将进气道采用堵锥进行修型简化模拟。计算时以机头为原点,俯仰力矩系数参考点为重心位置,距离机头

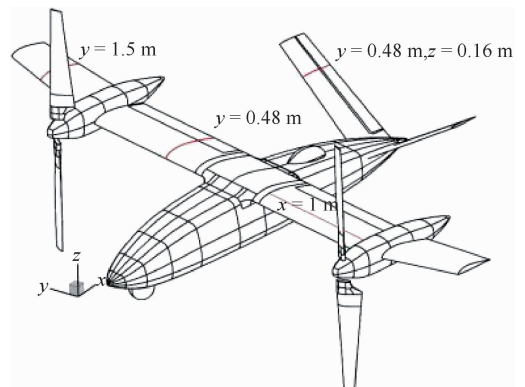


图 7 倾转旋翼机布局

Fig. 7 Configuration of tiltrotor aircraft

1.013 m,机翼与尾翼上的截面位置选取用于下文进行压力系数与流线的对比。与计算相关的参数如表2所示。

为减少网格数量,选取飞机半模进行多块结构网格划分,计算域前、后方距离飞机机头均为30倍机身长度,并设定为压力远场边界条件。不带旋翼构型的网格数量为650万;采用激励盘模型的网格数量为780万(见图8),由于机翼及发动机短舱附近需要进行网格加密,而激励盘与机翼及发动机短舱距离较近,为保证激励盘与机翼之间的网格质量,将激励盘网格沿相同方向进行网格加密处理;MRF模型与滑移网格模型的网格划分相同,网格数量为1080万(见图9)。近壁面第1层网格厚度满足 $y^+ = 1$,搭接面网格切面

表2 倾转旋翼机参数

Table 2 Parameters of tiltrotor aircraft

参数	数值
机翼翼展/m	3.5
机翼面积/m ²	1.18
机翼安装角/(°)	3
巡航高度/km	4
平均气动弦长/m	0.33
飞行速度/(km·h ⁻¹)	150
旋翼转速 n/(r·min ⁻¹)	1500
旋翼直径/m	1.5

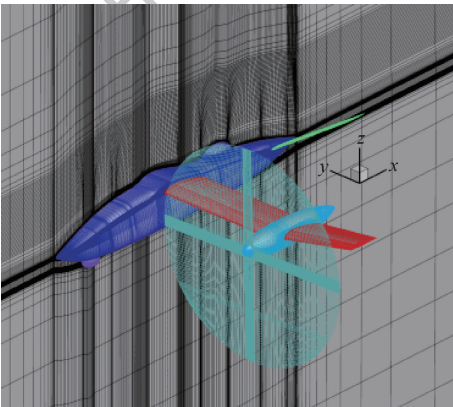


图8 激励盘模型计算网格

Fig. 8 Computational grids of actuator disk model

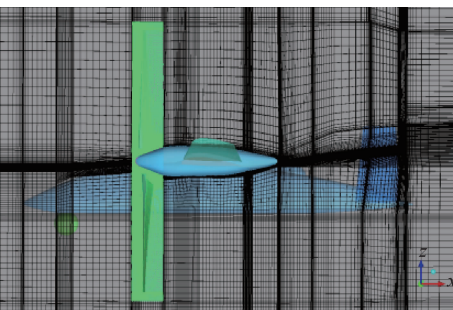


图9 搭接面网格切面示意图

Fig. 9 Schematic of slice of patched interface grids

示意如图9所示。基于有限体积法求解 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 方程,空间离散均采用二阶迎风差分格式,湍流模型选用 SST $k-\omega$ 模型,所有计算在 Fluent 软件中进行。

3 滑流影响分析

3.1 全机气动特性

图10给出了激励盘模型、MRF模型的计算结果与无滑流状态的对比。图中:横坐标 α 为来流迎角,纵坐标 C_L 、 C_D 、 K 、 C_m 分别为升力系数、阻力系数、升阻比、俯仰力矩系数。

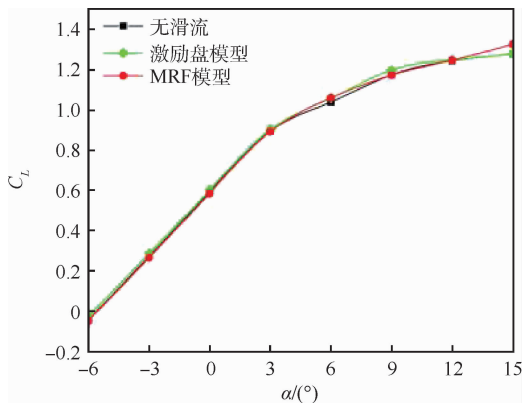
由图10(a)可以看出,旋翼滑流对于全机升力的影响并不明显,在所计算的迎角范围内与无滑流计算结果接近一致;由图10(b)可以看出,当机身迎角大于 3° 时,有滑流状态相比无滑流状态全机阻力增大,且随着迎角的增大阻力系数的增幅随之相应增加。考虑到MRF模型更加接近真实情况,因此在讨论滑流对全机气动影响时主要以该方法为主。可以看出,当迎角为 3° 时,阻力系数增加了7.8%,当迎角为 15° 时,阻力系数增加了14.7%,说明滑流对阻力的影响更加显著。由于阻力系数的增加更加明显,有滑流状态下的全机升阻比下降,最大升阻比降低了7.5%;从图10(d)中的线性段斜率可以看出,滑流影响使得全机纵向静稳定度增加了17.1%,当升力系数大于0.2时,即从机身迎角大于 -3° 开始,全机低头力矩增大。

图11给出了MRF模型计算下的各部件阻力系数与俯仰力矩系数有无滑流状态的对比。可以发现,机翼对阻力系数的增加、V尾对低头力矩的增加贡献最大。

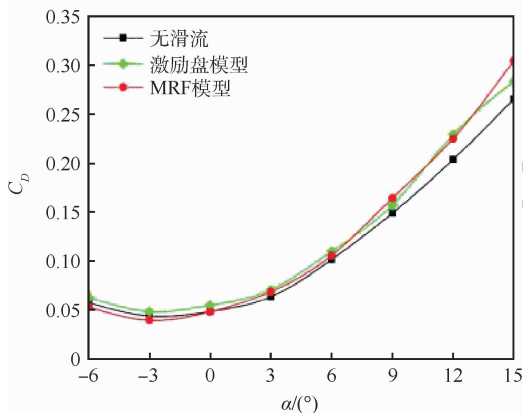
3.2 滑流影响机理

图12给出了 0° 与 6° 迎角下MRF模型计算的有滑流状态与无滑流状态的全机上下表面压力系数 C_p 云图对比。从图12(a)、(b)可以看出,有滑流状态上表面的低压区并未得到明显扩大,下表面高压区分布也接近一致,说明滑流的影响作用在小迎角下并不明显。而从图12(c)、(d)可以看出,有滑流状态上表面内段翼的低压区有所扩大,下表面内段翼前缘附近高压区变得更加明显,由此可见随着迎角的增大旋翼滑流的影响作用也会变大。

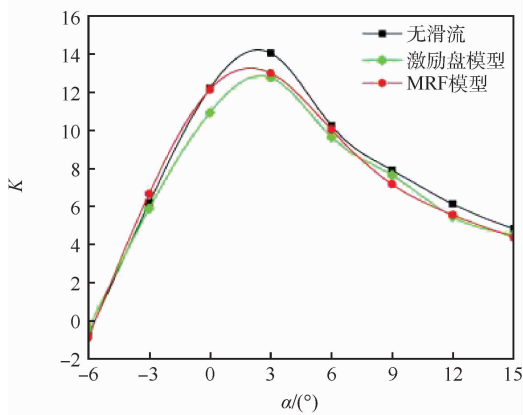
为进一步探究滑流对整机气动特性的影响,在内段翼和外段翼上选取 $Y = 0.48$ m、 $Y = 1.5$ m



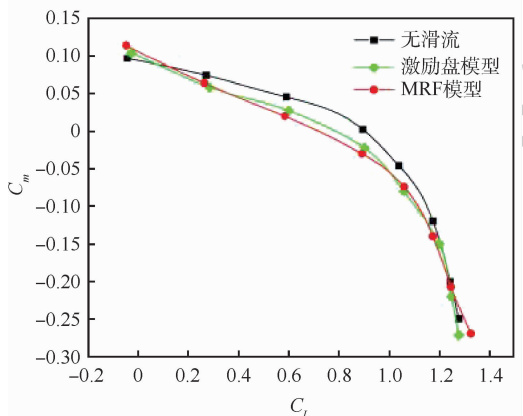
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



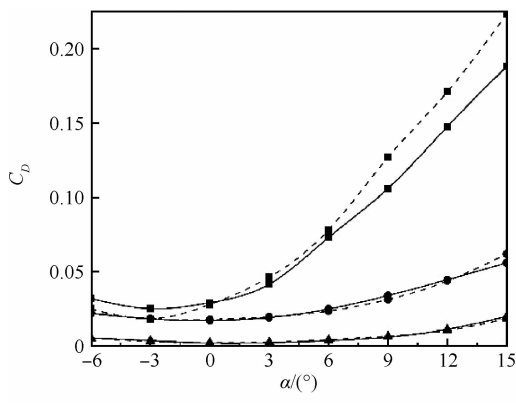
(c) 升阻比



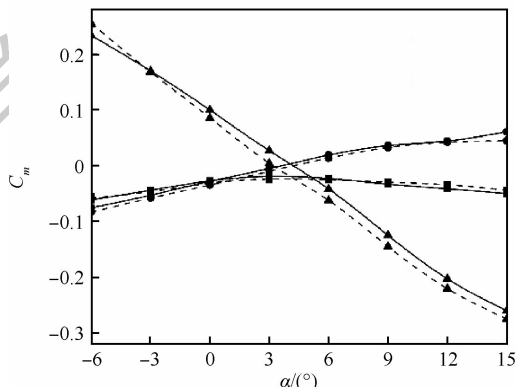
(d) 俯仰力矩系数-升力系数

图 10 有/无滑流全机气动特性对比

Fig. 10 Comparison of aerodynamic characteristics of aircraft with and without slipstream



(a) 阻力系数



(b) 俯仰力矩系数

■ 机翼(无滑流) ▲ V尾(无滑流) -●- 机身(有滑流)
 ● 机身(无滑流) -■- 机翼(有滑流) -▲- V尾(有滑流)

图 11 有/无滑流各部件气动特性对比

Fig. 11 Comparison of aerodynamic characteristics of components with and without slipstream

两处截面,如图 7 所示,分别对应旋翼滑流的上洗区与下洗区,图 13 给出了 2 处截面在迎角为 0° 和 6° 下的压力系数分布。在旋翼上行运动一侧,从图 13(a)、(b)可以看出, $Y = 0.48\text{ m}$ 处截面在 0° 迎角时上表面负压绝对值有所增大而下表面压力变化不大,而 6° 迎角时压力分布改变较为明显,上下表面压力系数绝对值增大,说明产生了升力增量。而在旋翼下行运动一侧,从图 13(c)、(d)可以看出, $Y = 1.5\text{ m}$ 处截面上下表面压力系数绝对值均有不同程度的减小,说明相对无滑流状态外段翼的升力下降。

图 14 给出了 $X = 1\text{ m}$ 截面有无滑流速度 V 云图的对比。可以看出, 0° 迎角有滑流状态内段翼上表面气流被加速,随着迎角增大加速效果则更加明显,外段翼表面流速在 0° 迎角时变化不大,而在 6° 迎角时上表面流速有减小的趋势。如图 15 所示, $X = 1\text{ m}$ 截面当地迎角增量 $\Delta\alpha$ 变化, 0° 迎角时内段翼当地迎角没有明显的改变,而外段翼上表面当地迎角被减小,且越靠近翼尖减小程度越大, 6° 迎角时内段翼下表面当地迎角有 3° 左右的增量,范围从翼根延续至短舱,外段翼当地迎角则进一步下降。

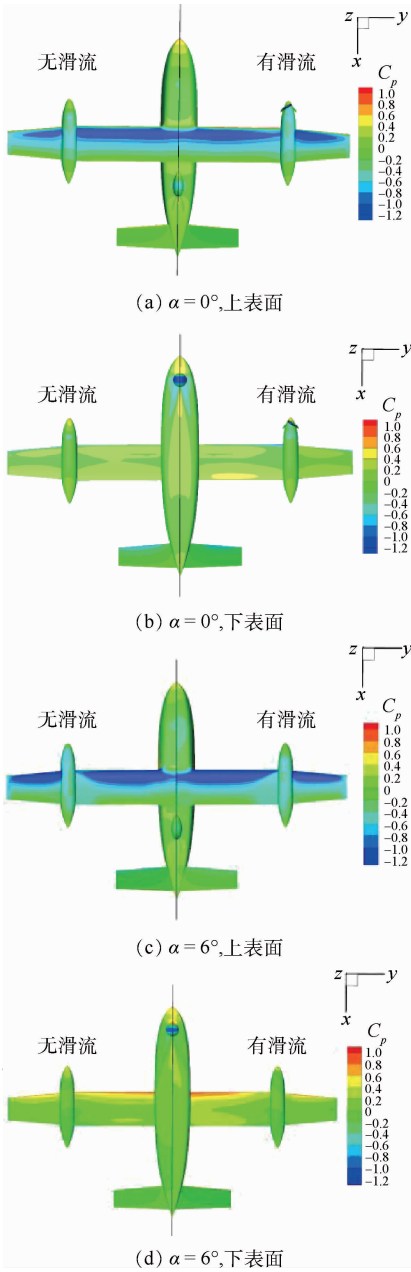


图 12 有/无滑流压力系数云图对比

Fig. 12 Comparison of pressure coefficient contour with and without slipstream

由此可见,当迎角较小时,内段翼主要受旋翼滑流加速效应影响,上表面流速增大,进而使得上下翼面压差增大,但是当地迎角变化不大,产生升力增量,外段翼则主要受旋翼滑流旋转效应影响,当地迎角被减小,升力下降,此时机翼迎角仍处于升力系数线性段的迎角范围内。虽然机翼上的升力分布受滑流影响发生了改变,但机翼升力总量受到滑流的加速与旋转效应的影响很小。当迎角较大时,内段翼不仅上表面流速被增大,同时受到旋翼上行运动产生的滑流上洗作用使得当地迎角也得到了提高,而外段翼受滑流影响的趋势无太大变化,只是影响效果有所增强。综合来看,内段

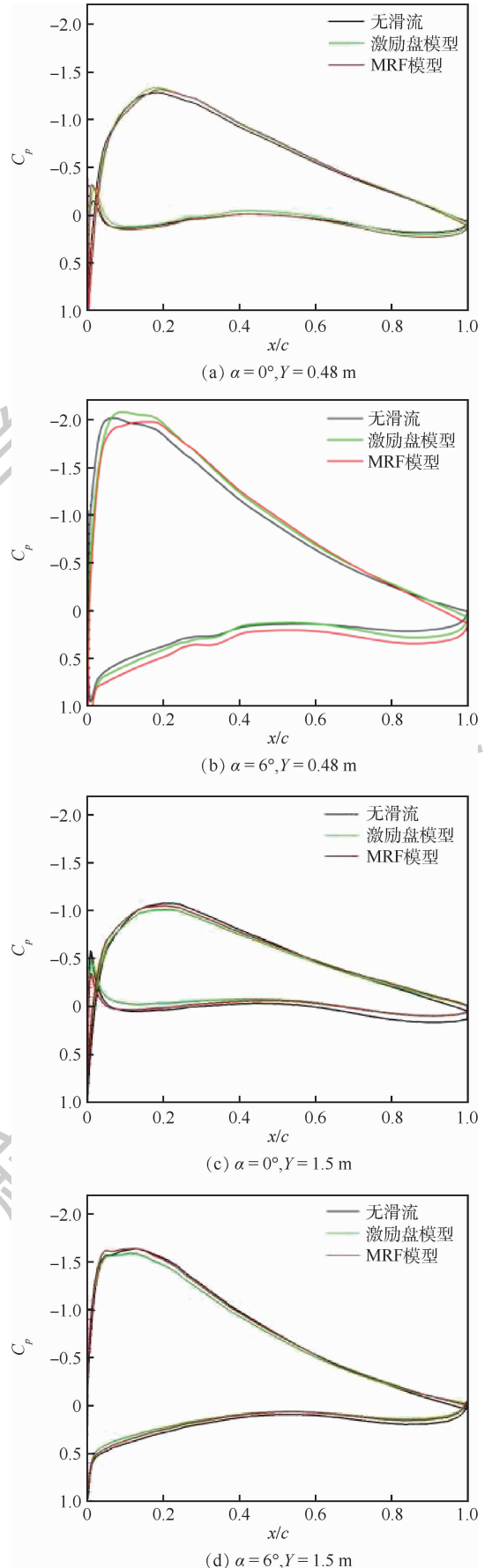


图 13 有/无滑流机翼截面压力系数分布对比

Fig. 13 Comparison of pressure coefficient distribution of wing section with and without slipstream

翼受旋翼滑流加速旋转效应引起的升力增量大于内段翼的升力损失量,升力总量有所增加。

为了探究旋翼滑流对 V 尾的影响,在 V 尾上游 10 cm 处布置 2 个动压监测点,如图 16 所示。动压监测结果如表 3 所示。表中: q_U 和 q_P 分别表示无滑流和有滑流状态下的动压值,下标 1、2 表示监测点的序号, Δ 表示动压增加的比例。可以看出,相对于无滑流状态,有滑流状态下 V 尾上游的动压有所提高,并且随着迎角的增大,动压增加的幅度越大。靠近 V 尾翼尖的 Point 2 的动压值及动压增量均大于 Point 1,从 V 尾与旋翼的位

置关系来看,V 尾翼尖部分仍处于旋翼滑流区内,因此受到滑流加速效应的影响要大于翼根部分。

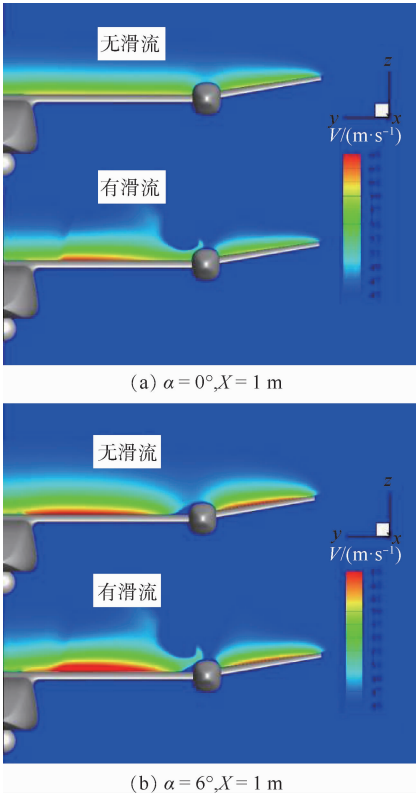


图 14 有/无滑流速度云图对比

Fig. 14 Comparison of velocity contour with and without slipstream

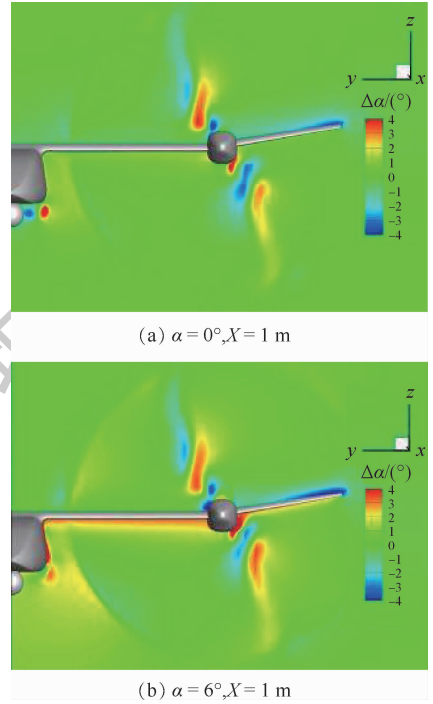


图 15 $X = 1 \text{ m}$ 截面当地迎角增量变化
Fig. 15 Increment of local angle of attack of $X = 1 \text{ m}$ section

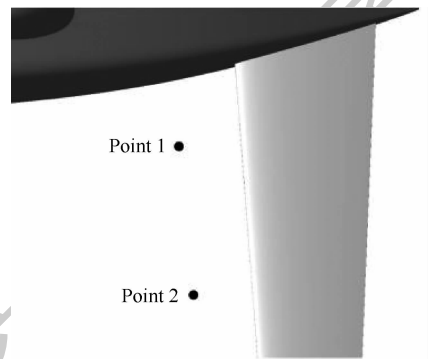


图 16 V 尾动压监测点布置

Fig. 16 Distribution of dynamic pressure monitoring point of V-tail

表 3 不同迎角下 Point 1 与 Point 2 的动压监测值

Table 3 Dynamic pressure of Point 1 and Point 2 at different angles of attack

$\alpha / (^\circ)$	q_{U1} / Pa	q_{P1} / Pa	$\Delta_1 / \%$	q_{U2} / Pa	q_{P2} / Pa	$\Delta_2 / \%$
0	674.6	689.6	2.22	699.8	739.5	5.67
3	620.4	650.6	4.87	700.9	762.4	8.77
6	562.8	600.9	6.77	702.8	789.8	12.38
9	580.6	630.6	8.61	705.4	817	15.82

图 17 和图 18 给出了 6° 迎角下 $Y = 0.48 \text{ m}$ 截面机翼和尾翼附近的速度云图与压力系数分布曲线。可以看出,有滑流状态下 V 尾已经处于滑流的加速影响区域内,导致 V 尾附近动压明显增加。需要指出的是,虽然旋翼滑流在一定程度上

改变了 V 尾的当地迎角,但与动压增加带来的影响相比较小,相对无滑流状态 V 尾上下表面压力系数绝对值均被增大,即 V 尾产生的升力分量增加,这与图 11 相符。因此,旋翼滑流的加速作用会使 V 尾产生的升力增大,提高了 V 尾效率,纵

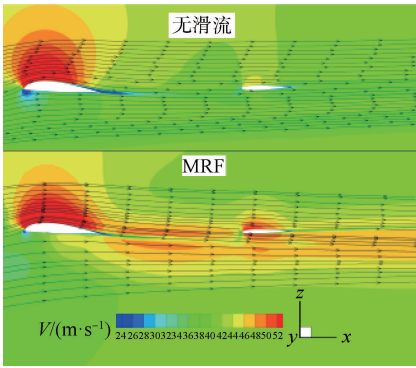


图 17 有/无滑流速度云图与流线对比
($\alpha = 6^\circ$, $Y = 0.48$ m)

Fig. 17 Comparison of velocity contour and streamline with and without slipstream
($\alpha = 6^\circ$, $Y = 0.48$ m)

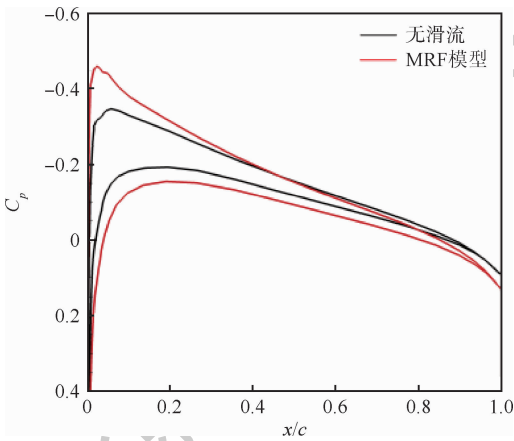


图 18 有/无滑流 V 尾截面压力系数分布对比
($\alpha = 6^\circ$, $Y = 0.48$ m)

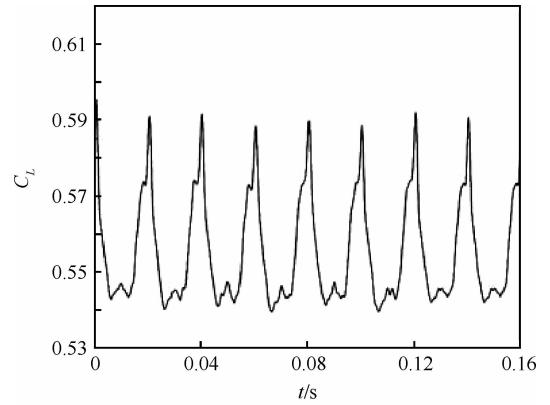
Fig. 18 Comparison of pressure coefficient distribution of V-tail section with and without slipstream
($\alpha = 6^\circ$, $Y = 0.48$ m)

向静稳定度增加,低头力矩增大。

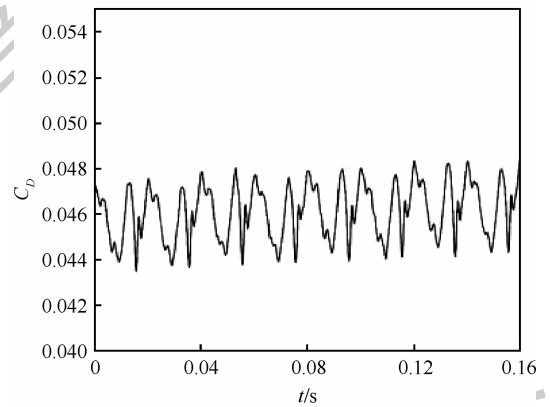
3.3 滑流非常影响

基于 MRF 模型计算得到的定常流场是旋翼在某一相位角下的瞬态流场,而实际在一个旋转周期内旋翼相位角的不断改变会产生非定常滑流,因此,采用滑移网格模型对 0° 巡航迎角下的旋翼滑流进行非定常数值模拟。旋翼转速为 1 500 r/min,则一个旋转周期为 0.04 s,在一个旋转周期内进行 360 步物理时间推进,每一物理时间步内旋翼转动 1° ,子迭代步数为 40 步,计算 4 个旋转周期,时长为 0.16 s。

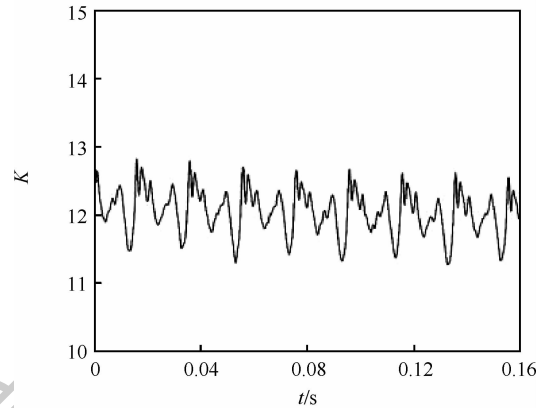
为了探究滑流区非定常流动对全机气动特性的影响,图 19 给出了全机气动特性随时间变化曲线。可以看出,由于采用了两叶旋翼,每一个旋转周期内气动特性会出现 2 次周期性波动,而旋翼桨盘面积较大,大部分机翼都处于旋翼的滑流影响中,气动特性波动范围较大。其中,升力系数波



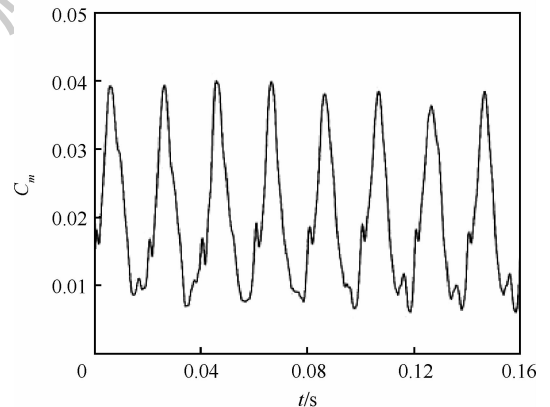
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 升阻比



(d) 俯仰力矩系数

图 19 全机气动特性随时间变化情况($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 19 Variation of aerodynamic characteristics of aircraft with time ($\alpha = 0^\circ$)

动范围为 0.54 ~ 0.59,波动幅度为 9.0%,阻力系数波动范围为 0.043 ~ 0.048,波动幅度为 10.8%,升阻比波动范围为 11.4 ~ 13.3,俯仰力矩系数波动范围为 0.006 ~ 0.04。同时,波动幅度也会随着迎角的增大而增大。由此可见,旋翼滑流对飞机稳定性的影响非常明显。

4 数值方法结果对比

4.1 激励盘模型与 MRF 模型

图 20 给出了 0°迎角下激励盘模型和 MRF 模型计算得到的全机上表面压力系数云图对比。可以看出,两者计算所得的压力分布相似,仅在短舱与内段翼连接处的附近有所差异。这是由于两者对旋翼根部的简化处理方式不同所引起的,可以认为 2 种模型的计算结果在一定程度上具有一致性。

图 21 给出了激励盘模型与 MRF 模型在 6°迎角下压力云图及流线示意图。激励盘模型计算得到的流线在经过激励盘面后方向改变不太明显,而 MRF 模型计算得到的流线在经过旋翼后方向

有所改变,体现了滑流的旋转作用。图 22 给出了 6°迎角下激励盘模型计算得到的 $X = 1\text{ m}$ 截面当地迎角增量变化。通过与图 15(b)对比可以发现,虽然激励盘模型也能预测机翼表面当地迎角的变化,但是对于远离机翼表面的位置并不能有效模拟出气流经过桨盘后方向改变的结果,说明较大迎角下 MRF 模型能更为真实地模拟滑流旋转效应。

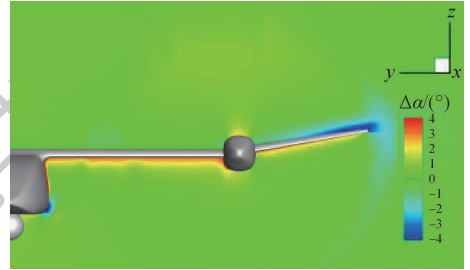


图 22 激励盘模型 $X = 1\text{ m}$ 截面当地迎角增量变化
Fig. 22 Increment of local angle of attack of $X = 1\text{ m}$ section of actuator disk model

通过以上分析,可以对激励盘模型与 MRF 模型适用性进行评估。激励盘模型将旋翼简化为一张圆盘面后可以降低网格数量和网格要求,具有方法简单、计算速度快的特点,适用于飞机概念设计阶段考虑滑流效应进行快速气动分析和方案优化,也可用于旋翼性能的快速评估。MRF 模型采用了真实旋翼模型,为了高精度保留旋翼几何外形,需要在旋翼表面生成高质量的贴体网格,并且旋翼所在的旋转流域也需要满足一定的网格质量和数量要求,相比激励盘模型对于网格要求大幅提升,但在迎角较大的情况下对于模拟滑流加速和旋转效果比激励盘模型更为真实,可用于进行旋翼模型的优化或安装位置的调整等研究^[23]。

4.2 MRF 模型与滑移网格模型

针对本文研究对象,将旋翼相位角每 45°进行一次划分,共 4 种计算状态,具体如图 23 所示。采用 MRF 模型进行定常计算,图 24 给出了不同

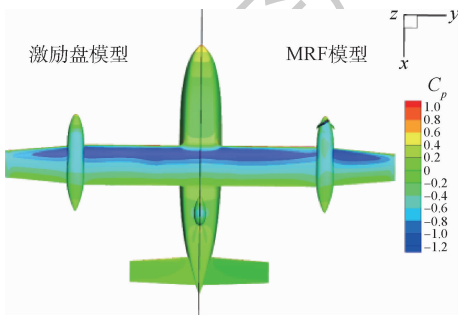


图 20 激励盘与 MRF 模型计算的压力系数云图对比 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 20 Comparison of pressure coefficient contour calculated by actuator disk and MRF models ($\alpha = 0^\circ$)

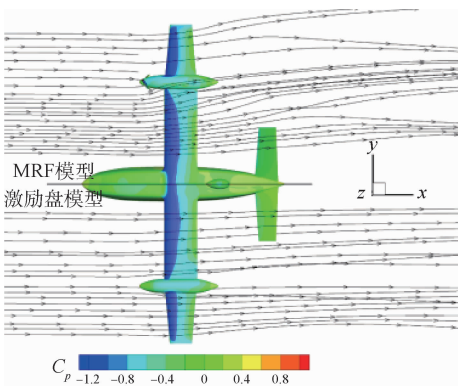


图 21 激励盘与 MRF 模型压力系数云图及流线对比 ($\alpha = 6^\circ, Z = 0.16\text{ m}$)

Fig. 21 Comparison of pressure coefficient contour and streamline between actuator disk and MRF models ($\alpha = 6^\circ, Z = 0.16\text{ m}$)

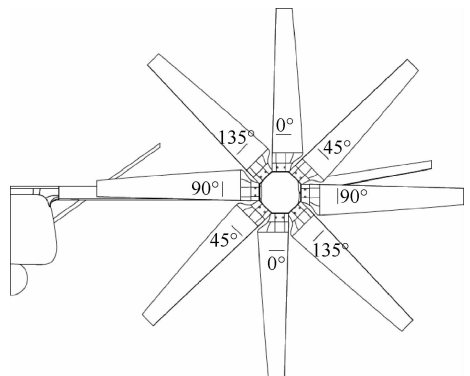


图 23 MRF 模型 4 种旋翼相位角示意

Fig. 23 Schematic of four rotor phase angles of MRF model

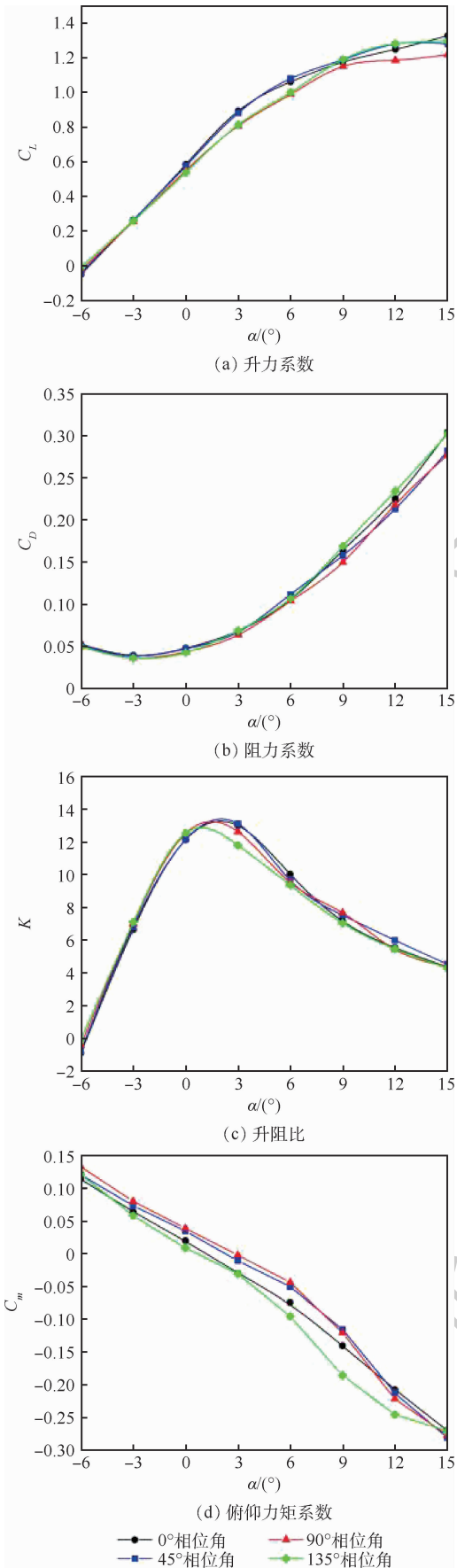


图 24 MRF 模型 4 种旋翼相位角气动特性曲线
 Fig. 24 Aerodynamic characteristic curves of four rotor phase angles of MRF model

相位角条件下的气动特性曲线。可以看出,计算结果在变化趋势上保持一致,但从每个迎角下的结果来看相互存在着差异,而且随着迎角的增大气动特性的差异也越大,说明滑流的周期性影响会随着迎角的增大而增大。

为了进一步比较不同相位角的定常计算结果与非定常计算结果,图 25 给出了两者在同一周期内的结果对比。可以看出,MRF 模型计算结果随着相位角变化的趋势与滑移网格模型计算结果随时间变化的趋势具有一致性,MRF 模型计算结果的波动范围也与非定常结果相符合。但是由于 MRF 模型只能给出某一相位角下的结果,不具有连续性,无法预估 2 个相位角之间气动特性的变化趋势,如图 25 (b) 所示,在 0.010 ~ 0.015 s 范围内,阻力系数变化出现一个峰值,但 MRF 模型计算结果并不能预测该变化趋势。图 26 给出了 0° 与 90° 相位角 MRF 模型与滑移网格模型计算的压力系数云图对比。可以看出,两者压力分布具有一致性。当旋翼处于 90° 相位角位置时,对机翼前来临流遮挡效果变大,因此图 26 (b) 中机翼上表面低压区有所减小,2 种模型计算结果均能体现该变化。综上所述,采用 MRF 模型更改旋翼相位角的方法也能较好地得到全机气动特性受旋翼滑流周期性影响的结果。

通过以上分析,可以对滑移网格模型进行评估。滑移网格模型与 MRF 模型网格生成方法一致,不同之处在于旋转流域的网格是真实旋转的,因此相比 MRF 模型可以更加真实地模拟旋翼与飞机的相互作用,但是进行非定常计算通常需要花费大量计算资源。倾转旋翼机由于使用大直径的旋翼,旋翼旋转会对全机产生周期性的影响,采用滑移网格模型针对一个设计点进行高精度的非定常滑流效应影响研究更为合适,但是非定常模拟难以直观得到合理简化非定常影响并满足分析精度要求的飞机气动特性。采用 MRF 模型进行多个迎角下的定常计算可以更为快速地得到全机气动特性,而通过更改旋翼相位角的方式也可以模拟旋翼的周期性影响,更适合在对飞机气动性能进行评估时使用。

结合 4.1 节中对激励盘模型与 MRF 模型的评估,将 3 种数值方法的特点及适用性总结,如表 4 所示。

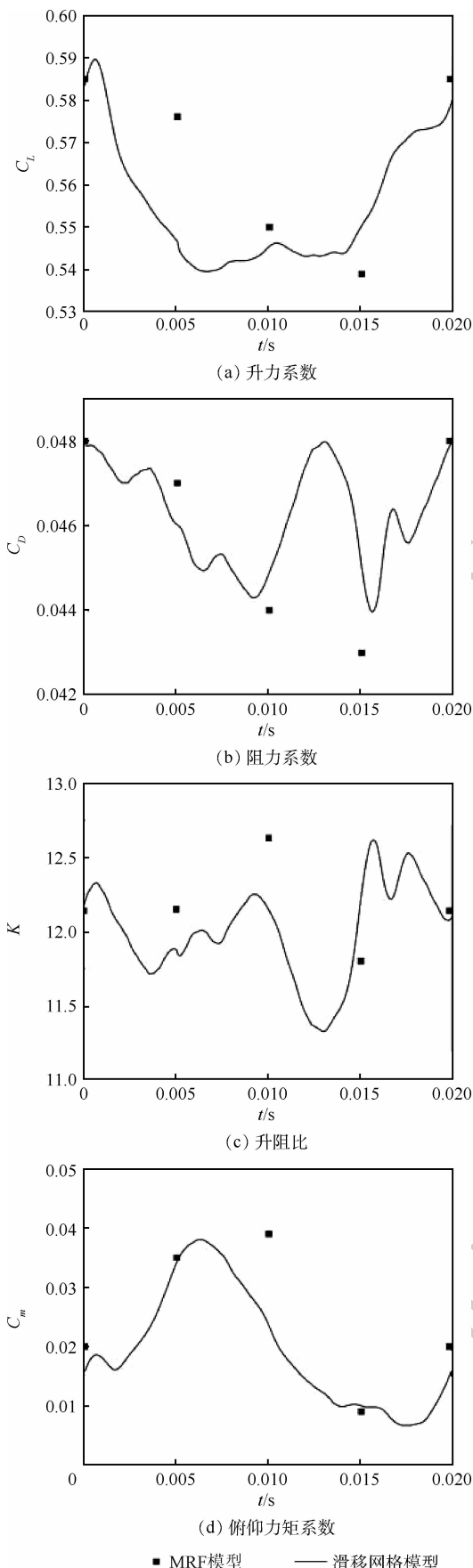


图 25 MRF 模型与滑移网格模型计算结果对比 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 25 Comparison of results calculated by MRF and sliding mesh models ($\alpha = 0^\circ$)

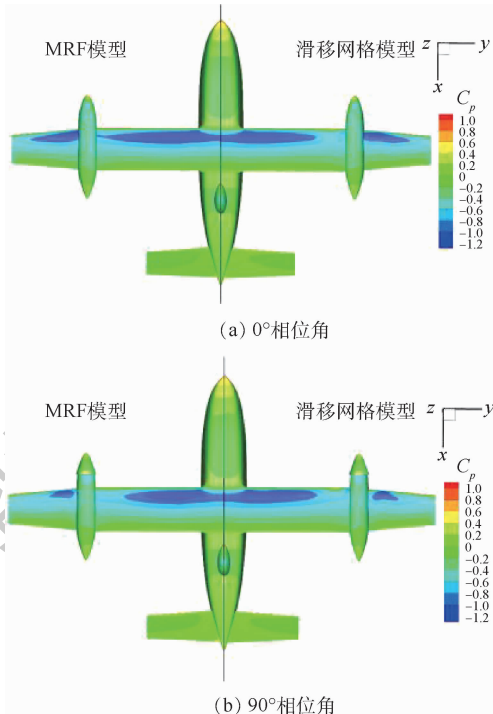


图 26 MRF 模型与滑移网格计算的压力系数云图对比 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 26 Comparison of pressure coefficient contour calculated by MRF and sliding mesh models ($\alpha = 0^\circ$)

表 4 三种数值方法评估

Table 4 Evaluation of three numerical methods

方法	旋翼模型	网格量	计算时间	精度	适用范围
激励盘	虚拟	少	短	低	定常
MRF	真实	多	中	中	定常
滑移网格	真实	多	长	高	非定常

5 结论

本文以选取两叶旋翼的某倾转旋翼机为对象,采用基于激励盘模型、MRF 模型、滑移网格模型 3 种数值模拟方法进行了旋翼滑流对全机气动特性的影响研究,得出以下结论:

1) 旋翼滑流对全机升力影响并不明显,有无滑流计算结果接近一致,全机阻力有滑流状态相比无滑流状态增大,且随着迎角的增大增幅随之相应增加,全机最大升阻比降低了 7.5%,纵向静稳定度增加了 17.1%,低头力矩增大。根据各部件有无滑流气动特性对比可以看出,机翼对阻力系数的增加、V 尾对低头力矩的增加贡献最大。

2) 滑流影响会改变机翼表面的升力分布,当迎角较小时,升力总量变化不大,但随着迎角的增大,滑流的加速旋流效应增大了内段翼表面流速和当地迎角,升力总量得到提高。

3) V 尾受到旋翼滑流加速作用的影响,当地动压有所提高,并且随着迎角的增大,动压增加的

幅度越大,因此V尾产生的升力增大,引起全机低头力矩增加,同时也有助于提高V尾效率和纵向静稳定度。

4) 倾转旋翼机采用的旋翼桨盘面积大、转速低,在一个旋转周期内会对全机气动特性产生影响造成周期性波动,随着迎角的增大影响也越大,可以考虑优化旋翼桨叶数量与旋翼的安装位置以满足设计要求。

5) 激励盘模型与MRF模型进行的定常计算是对滑流非定常影响的合理简化,激励盘模型适用于飞机概念设计阶段考虑滑流效应进行快速气动分析和方案迭代;MRF模型适合对飞机气动性能进行评估时使用;滑移网格模型更适合进行高精度旋翼滑流非定常影响研究。

参考文献 (References)

- [1] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 rotor research aircraft: From concept to flight; NASA SP-2000-4517[R]. Washington, D. C.: NASA, 2000.
- [2] MATOS C, REDDY U, KOMERATH N. Rotor wake/fixed wing interactions with flap deflection[C]//55th American Helicopter Society Annual Forum, 1999: 1-12.
- [3] JOHNSON W. Airloads and wake geometry calculations for an isolated tiltrotor model in a wind tunnel[C]//27th European Rotorcraft Forum, 2001: 20030063077.
- [4] 张铮, 陈仁良. 倾转旋翼机/机翼气动干扰理论与试验[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 31-39.
ZHANG Z, CHEN R L. Theory and test of rotor/wing aero-interaction in tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 31-39 (in Chinese).
- [5] 招启军, 倪同兵, 李鹏, 等. 倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12): 2900-2912.
ZHAO Q J, NI T B, LI P, et al. Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tilt-rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2900-2912 (in Chinese).
- [6] 李鹏. 倾转旋翼机非定常气动特性分析及气动设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 39-42.
LI P. Researches on aerodynamic design and analyses on unsteady aerodynamic characteristics of the tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 38-42 (in Chinese).
- [7] STRASH D, LEDNICER D, RUBIN T. Analysis of propeller-induced aerodynamic effects; AIAA-98-2414[R]. Reston: AIAA, 1998.
- [8] VELDHUIS L, NEBIOLO S. Analysis of calculated and measured wake characteristics of a propeller-wing model[C/OL]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000 (2012-08-22) [2020-05-01]. <https://doi.org/10.2514/6.2000-908>.
- [9] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.
LI B, LIANG D W, HUANG G P. Propeller slipstream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852 (in Chinese).
- [10] 赵寅宇, 黎鑫, 史勇杰, 等. 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 154-164.
ZHAO Y Y, LI X, SHI Y J, et al. Analysis on rotor-propellers interaction flowfield for compound double-thrust-propeller high-speed helicopters[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 154-164 (in Chinese).
- [11] 夏贞锋. 螺旋桨滑流数值模拟方法及气动干扰研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015: 57-72.
XIA Z F. Numerical approaches of propeller slipstream simulations and aerodynamic interference analysis[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015: 57-72 (in Chinese).
- [12] 杨小川, 李伟, 王运涛, 等. 一种分布式螺旋桨运输机方案及其滑流效应研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(2): 361-368.
YANG X C, LI W, WANG Y T, et al. Research on aerodynamic shape design scheme of a distributed propeller transport aircraft and its slipstream effect[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(2): 361-368 (in Chinese).
- [13] 陈广强, 白鹏, 詹慧玲, 等. 一种推进式螺旋桨无人机滑流效应影响研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 554-562.
CHEN G Q, BAI P, ZHAN H L, et al. Numerical simulation study on propeller slipstream effect on unmanned air vehicle with propeller engine[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 554-562 (in Chinese).
- [14] 王科雷, 祝小平, 周洲, 等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报, 2016, 37(9): 2669-2678.
WANG K L, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Distributed electric propulsion slipstream aerodynamic effects at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9): 2669-2678 (in Chinese).
- [15] 张小莉, 张一帆. 螺旋桨滑流对增升装置气动特性影响研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(4): 1-3.
ZHANG X L, ZHANG Y F. Research on interaction of propeller and high-lift system[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(4): 1-3 (in Chinese).
- [16] 任晓峰, 段卓毅, 魏剑龙. 滑流对飞机纵向静稳定性影响的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 383-391.
REN X F, DUAN Z Y, WEI J L. Numerical simulation of propeller slipstream effects on pitching static stability[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 383-391 (in Chinese).
- [17] 徐家宽, 白俊强, 黄江涛, 等. 考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2910-2920.
XU J K, BAI J Q, HUANG J T, et al. Aerodynamic optimization design of wing under the interaction of propeller slipstream[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2910-2920 (in Chinese).
- [18] 付炜嘉, 李杰, 娄琪琳. 基于动态面搭接技术的直升机旋翼流场分析[J]. 应用力学学报, 2014, 31(3): 311-316.
FU W J, LI J, LOU Q L. Transient response characteristic of magnetic fluid saturated poroelastic medium[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(3): 311-316 (in Chinese).

- [19] 赵帅,段卓毅,李杰,等. 涡桨飞机螺旋桨滑流气动干扰效应及流动机理[J]. 航空学报,2019,40(4):163-174.
ZHAO S, DUAN Z Y, LI J, et al. Interference effects and flow mechanism of propeller slipstream for turboprop aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4):163-174 (in Chinese).
- [20] ROOSENBOOM E W M, STÜRMER A, SCHRÖDER A. Advanced experimental and numerical validation and analysis of propeller slipstream flows [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1):284-291.
- [21] RAI M M. A relaxation approach to patched-grid calculations with Euler equations: AIAA-85-0295 [R]. Reston: AIAA, 1985.
- [22] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor: NACA TN 4239 [R]. Washington, D. C.: NACA, 1958.
- [23] 孙俊磊,王和平,周洲,等. 螺旋桨滑流对菱形翼布局无人机的影响[J]. 航空学报,2018,39(1):141-154.
SUN J L, WANG H P, ZHOU Z, et al. Effects of propeller slipstream on aerodynamic performance of diamond joined-wing configuration UAV [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1):141-154 (in Chinese).

Effect of rotor slipstream of tiltrotor aircraft in cruise mode

MA Tielin¹, ZHANG Zilun², LIU Zhenchen^{1,*}, WANG Xiangsheng², HAO Shuai^{2,3}

(1. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Hiwing General Aviation Equipment Co., Ltd., Beijing 100074, China)

Abstract: The tiltrotor aircraft needs to take into account the power requirements of vertical takeoff and landing and high-speed level flight, and using large diameter rotor as the propulsion device will make most of the wing in the rotor slipstream area, which is different from the conventional propeller aircraft. In order to evaluate different numerical methods and study the effect of rotor slipstream on the aerodynamic characteristics of a tiltrotor aircraft with two-blade rotor in cruise mode, the actuator disk model, the Multiple Reference Frame (MRF) model and the sliding mesh model are used respectively for numerical simulation study. The results show that, compared with no slipstream, the steady effect of slipstream increases the drag of the whole aircraft, and the maximum lift-drag ratio decreases by 7.5%. The lift generated by the tail wing is increased. The longitudinal static stability is increased by 17.1% and the pitch down moment of the whole aircraft is increased. When the angle of attack is small, although the slipstream changes the lift distribution on the wing surface, the lift of the whole aircraft does not change much. The unsteady influence of the slipstream causes periodic fluctuation of the aerodynamic characteristics of the aircraft. The fluctuation range of lift coefficient and drag coefficient are 9.0% and 10.8% respectively. With the increase of the angle of attack, the fluctuation range also increases.

Keywords: tiltrotor aircraft; rotor slipstream; actuator disk; Multiple Reference Frame (MRF) model; sliding mesh model; aerodynamic characteristic

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0135

基于 NACA0030 的波纹状翼型气动特性探索



张庆^{1,2}, 叶正寅^{3,*}

1. 西安航空学院 飞行器学院, 西安 710077; 2. 南洋理工大学 机械与航空工程学院, 新加坡 639798;

3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 相对于光滑翼型, 波纹状翼型的气动特性呈现出一些独特现象。为了深入探索这种布局的气动特点, 在前期风洞试验的基础上, 以 NACA0030 翼型为基础, 设计了一组具有不同外形特征的波纹状翼型, 开展了非定常数值模拟工作, 详细研究了低雷诺数 ($Re = 12 \times 10^4$) 流动情况下波纹状外形对流场涡流结构和总体气动特性的影响规律。计算结果表明: 相对于光滑翼型, 波纹状翼型流动的分流现象更明显, 升力和升力线斜率有明显下降, 但推迟了失速现象。波纹状翼型表面越光滑, 气动特性越接近于光滑翼型。虽然波纹状翼型的压差阻力大于光滑翼型, 但是波纹状外形产生的回流可以减小摩擦阻力。

关键词: 波纹状翼型; 光滑翼型; 低雷诺数流动; 气动特性; 流场结构

中图分类号: V211.4172

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1138-07

进入 21 世纪以来, 随着柔性材料相关技术的发展和进步, 柔性充气式飞行器以其可折叠、结构质量轻的优势引起了航空航天新型飞行器设计领域内的广泛关注^[1-4]。美国、瑞士、英国等先后研制并试飞了不同类型的充气式飞机^[2-3], 美国、俄罗斯等也相继开展了充气式太空再入探测器的研究^[5-8]。由于充气式柔性材料的结构承力特点, 充气式机翼的外形并不能像传统硬式机翼那样光滑, 其表面一般都是波纹状的, 存在着一定程度的凹凸^[9-11]。目前为止, 常见的充气式机翼构型一般有 2 种。一种是多梁式机翼, 上下翼型的蒙皮通过中间的拉条约束, 整体性较好, 承载能力较强。另一种是多管式机翼, 内部包含不同直径的圆柱式充气结构, 这些圆柱外再蒙上外蒙皮结构, 内部的圆柱与外层的外蒙皮结构刚好相切, 由于具有 2 层柔性结构, 多管式机翼的密封性能好, 抗毁损能力较强。此外, 自然界的一些飞行昆虫 (如蜻蜓、蝗虫) 的翅膀表面也是褶皱形的非光滑

表面^[12-13]。受到这些启示, 笔者所在的课题组近年来以波纹状翼型相关流动为研究对象, 开展了风洞试验研究及数值仿真分析^[2-3, 9-10]。已完成的风洞试验和数值模拟结果表明, 翼型表面的波纹状凹凸结构会显著改变翼型的涡流发展特性及总体气动特性。

虽然国内外的一些研究机构对波纹状翼型的气动特性进行过风洞试验研究^[12-14]和数值模拟研究^[15-20], 但是由于所研究翼型的单一性, 所得结论对其他翼型的适用性尚待考证, 尚未形成系统性的规律和认识, 还远未达到指导工程实践的程度。为了充分理解充气式翼型的气动特性, 本文根据前期研究结果, 以较厚的 NACA0030 翼型为基础, 设计了一组具有不同几何特征的波纹状翼型, 开展了数值模拟, 详细研究了低雷诺数情况下表面波纹状外形变化对此类飞行器气动特性的影响规律。在当前大力发展通用航空和变体飞行器的时代背景下, 希望能为未来新型飞行器的研

收稿日期: 2020-04-13; 录用日期: 2020-05-15; 网络出版时间: 2020-05-20 15:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200520.1407.001.html

基金项目: 国家“863”计划 (2014AA7060201); 国家自然科学基金 (11732013); 陕西省自然科学基金 (2019JM-290)

* 通信作者。E-mail: yezy@nwpu.edu.cn

引用格式: 张庆, 叶正寅. 基于 NACA0030 的波纹状翼型气动特性探索 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (6): 1138-1144.
ZHANG Q, YE Z Y. Aerodynamic exploration for wavy airfoil based on NACA0030 [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47 (6): 1138-1144 (in Chinese).

制提供理论基础和技术支撑。

1 几何模型、计算方法及算例验证

为了厘清这些波纹状外形对气动特性的影响规律,以较厚的翼型 NACA0030 为基础,用了多段内切圆弧构造了一组波纹状外形的翼型,如图 1 所示,并通过数值模拟定量研究了波纹状外形带来的流场及气动特性变化。图 1 中的单点划线是 NACA0030 翼型,而另外 3 条线是在 NACA0030 基础上,分别用 14 个、21 个、34 个内切圆构造的波纹状翼型,所有圆弧的圆心均位于弦线上,因此波纹状翼型也是上下对称的。由图 1 可知,内切圆数量越多,翼型表面光滑程度越高,与 NACA0030 翼型的轮廓也越接近。

数值计算的来流条件与在西北工业大学低雷诺数风洞进行的风洞试验完全一致^[2,9],所有翼型的弦长 c 均为 0.1 m,来流风速 V_∞ 为 20 m/s,温度为 27.5 °C,压力为 95.19 kPa,迎角变化范围为 0°~16°,计算间隔为 2°,基于翼型弦长的雷诺数 $Re = 12 \times 10^4$ 。

本文数值模拟的重点在于:验证计算方法对低雷诺数流动的气动力计算及对波纹翼型褶皱处细微流动结构的捕捉能力,考虑到商业软件的普适性及鲁棒性,选择 ANSYS Fluent 19.5 作为本文的流场模拟工具,所有的计算工作在新加坡南洋理工大学高性能计算中心 Gekko 集群上完成。其中,流场求解部分采用基于 SA 湍流模型的有限体积法,计算网格采用混合网格,包括附面层内的四边形单元(3 组模型单元总数分别为 561×41 、 841×41 、 $1\,361 \times 41$)及其他区域内采用阵面推进法生成的三角形网格单元(约为 25 000),不同区域的网格分布情况如图 2 所示。远场为圆形,半

径为 $25c$,附面层第一层高度为 1.0×10^{-5} m(相应的 $y^+ = 1.0$),增长率为 1.12,总层数为 41 层。由于参考时间尺度 $\tau = c/V_\infty = 0.005$ s,非定常时间步长取为 0.000 1 s,内迭代次数为 40,总时间为 2 000 步。

为了验证本文计算方法的可靠性,首先采用 Fluent 及文献[9]中的计算方法分别计算了 NACA0030 模型在迎角为 8°时翼型表面的压力系数 C_p 分布情况(自由来流参数与文献[9]一致),详

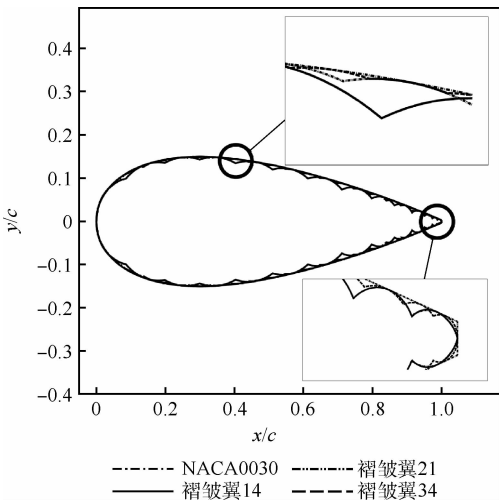
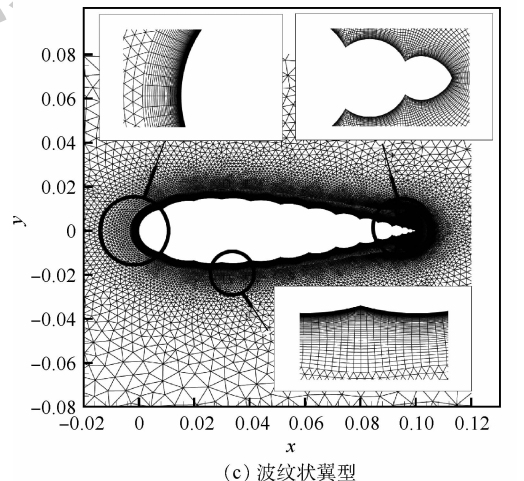
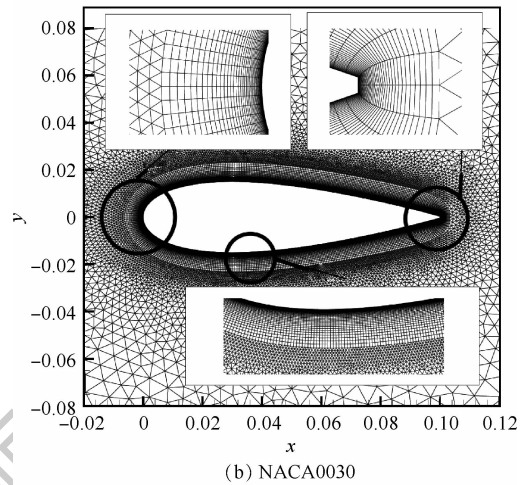
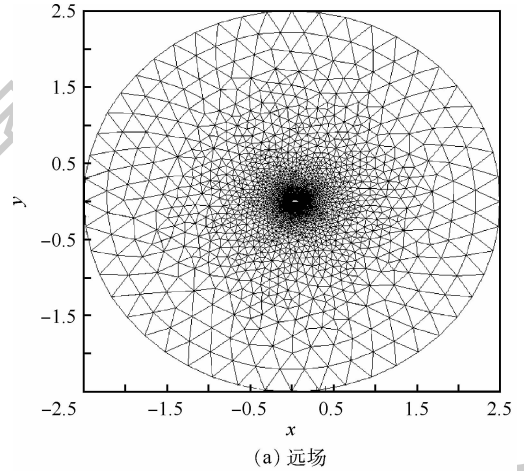


图 1 基于 NACA0030 翼型的波纹状翼型

Fig. 1 Wavy airfoil based on NACA0030

图 2 不同位置的计算网格分布

Fig. 2 Computational grid distribution at different positions

细结果如图3所示。可知,在该迎角下,Fluent模拟结果和文献[9]方法模拟结果在下表面几乎完全重合,只是在上表面的数值有细微区别,Fluent计算数值稍稍偏大,在上表面压力最低点处2种方法差别约为3%,这在工程允许的误差范围之内。总的来说,可以认为本文的计算方法和数值结果是可靠的,可以用来模拟此雷诺数下的流动特性。

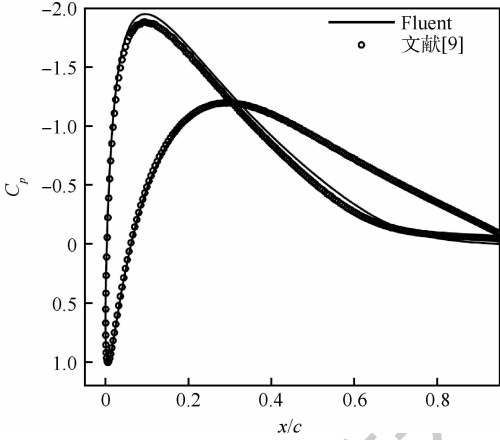


图3 NACA0030翼型的压力系数对比
Fig.3 Comparison of pressure coefficient for NACA0030 airfoil

2 数值模拟结果计算和分析

图4为不同模型总体气动特性随迎角 α 的变化,图4(a)~(d)分别对应升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、阻力系数分量(压差阻力系数 C_{DP} 和摩擦阻力系数 C_{DF})和升阻比 K 。注意,这里计算升力系数和阻力系数时参考面积取为 0.1 m^2 ,摩擦阻力由物面空气黏性作用在来流方向积分得到,压差阻力由物面的压力分布在来流方向积分得到。由图4(a)可知,波纹状翼型和NACA0030翼型的升力变化趋势类似,随着来流迎角的增加,升力都是先线性增加。但是,光滑翼型的升力增加到最大值($\alpha = 14^\circ$)后开始缓慢减小,而前2种波纹状翼型的升力系数仍在缓慢增加。由图1可知,由于第3种波纹状翼型轮廓与光滑翼型十分接近,升力系数也与光滑翼型几乎完全重合,仅在大迎角($\alpha = 14^\circ, 16^\circ$)处稍小。此外,波纹状翼的光滑程度越高,升力系数越高。从总的阻力系数来看,4组模型在小迎角时阻力缓慢增加,迎角超过 8° 以后,阻力迅速增加。波纹状翼型的光滑程度越

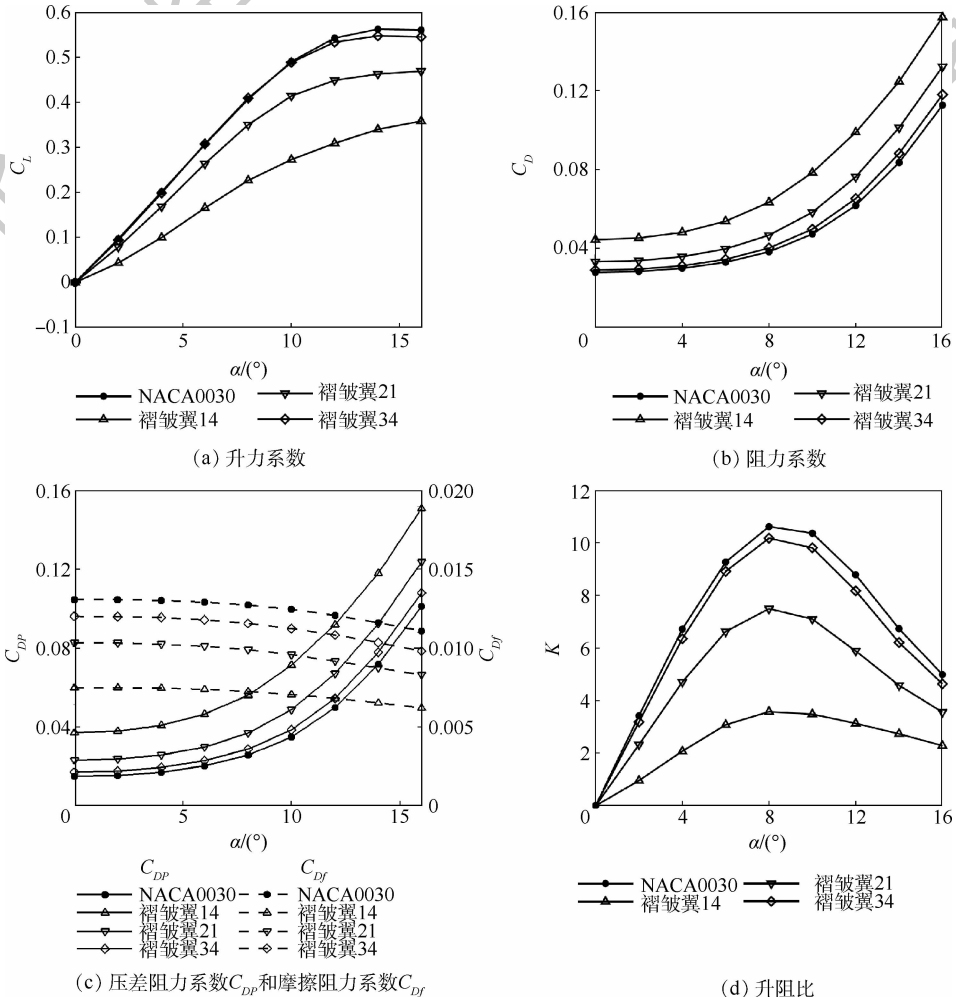


图4 不同翼型的气动特性对比
Fig.4 Comparison of aerodynamic characteristics among different airfoils

高,阻力系数越小。因此,第3种波纹状翼型的阻力与光滑翼型很接近,数值稍稍偏大。从摩擦阻力来看,随着迎角增大,所有模型的摩擦阻力均缓慢减小,波纹状翼模型的摩擦阻力小于光滑翼,第1组波纹状翼的摩擦阻力约为光滑翼的60%,第2组波纹状翼的摩擦阻力约为光滑翼的70%,第3组波纹状翼的摩擦阻力与光滑翼最为接近,约为光滑翼的90%。从压差阻力来看,4组模型在小迎角时阻力缓慢增加,迎角超过 8° 以后,阻力迅速增加。波纹状翼型越粗糙,压差阻力增加越明显。由于压差阻力比摩擦阻力大一个量级,总的阻力变化规律与压差阻力变化规律类似。从升

阻比可以看出,由于升力减小,阻力增加,波纹状翼的气动效率均小于光滑翼。但是,值得注意的是,对于第1种波纹状翼,在迎角超过 8° 后,其气动效率减小速度明显小于光滑翼模型。

总的来看,相对于光滑翼,波纹状翼的升力减小,压差阻力增加,因此气动效率降低。波纹状翼越光滑,气动效率降低程度越小。此外,由于波纹状翼褶皱处的回流会显著改变流场流动形态,第1组波纹状翼模型的摩擦阻力显著减小,大迎角下升力仍在继续缓慢增加。

图5为不同翼型在不同迎角下的表面压力系数 C_p 分布对比。因为升力的产生来源于机翼上

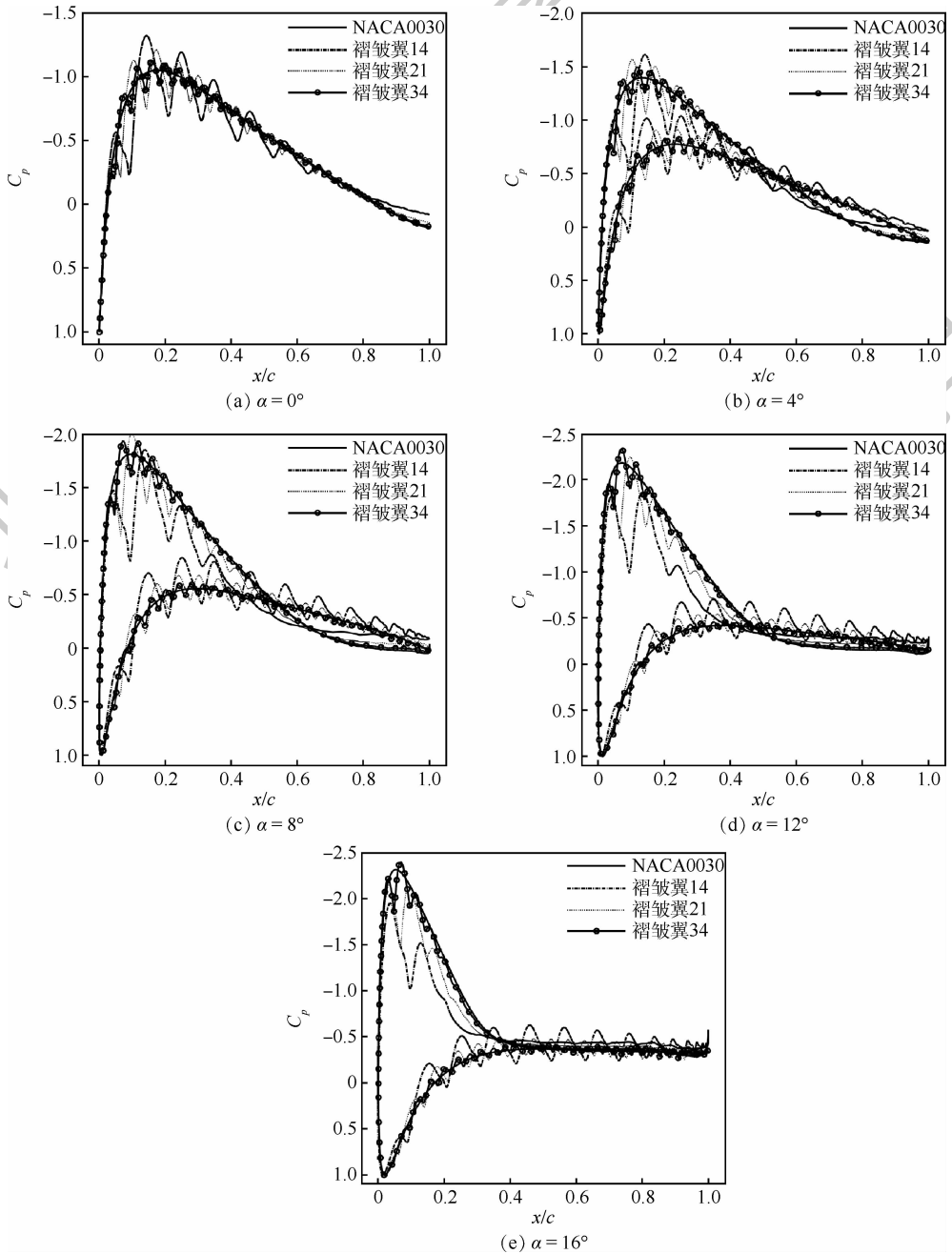


图5 不同迎角下翼型表面的压力系数分布对比

Fig. 5 Comparison of airfoil surface pressure coefficient distribution at different angles of attack

下表面的压力差,所以压力分布能精确反映升力的变化情况。图6为不同翼型在不同迎角下流场的压力分布和流线对比。由于波纹状外形的光滑表面,波纹状外形的表面压力分布也是波纹振

荡式的。在迎角为 0° 时,由于翼型上下表面是完全对称的,上下表面的压力分布完全重合,上下表面附近的流场和流线也是对称分布的。不同的是,光滑翼流场没有明显的分离涡,而波纹状翼流

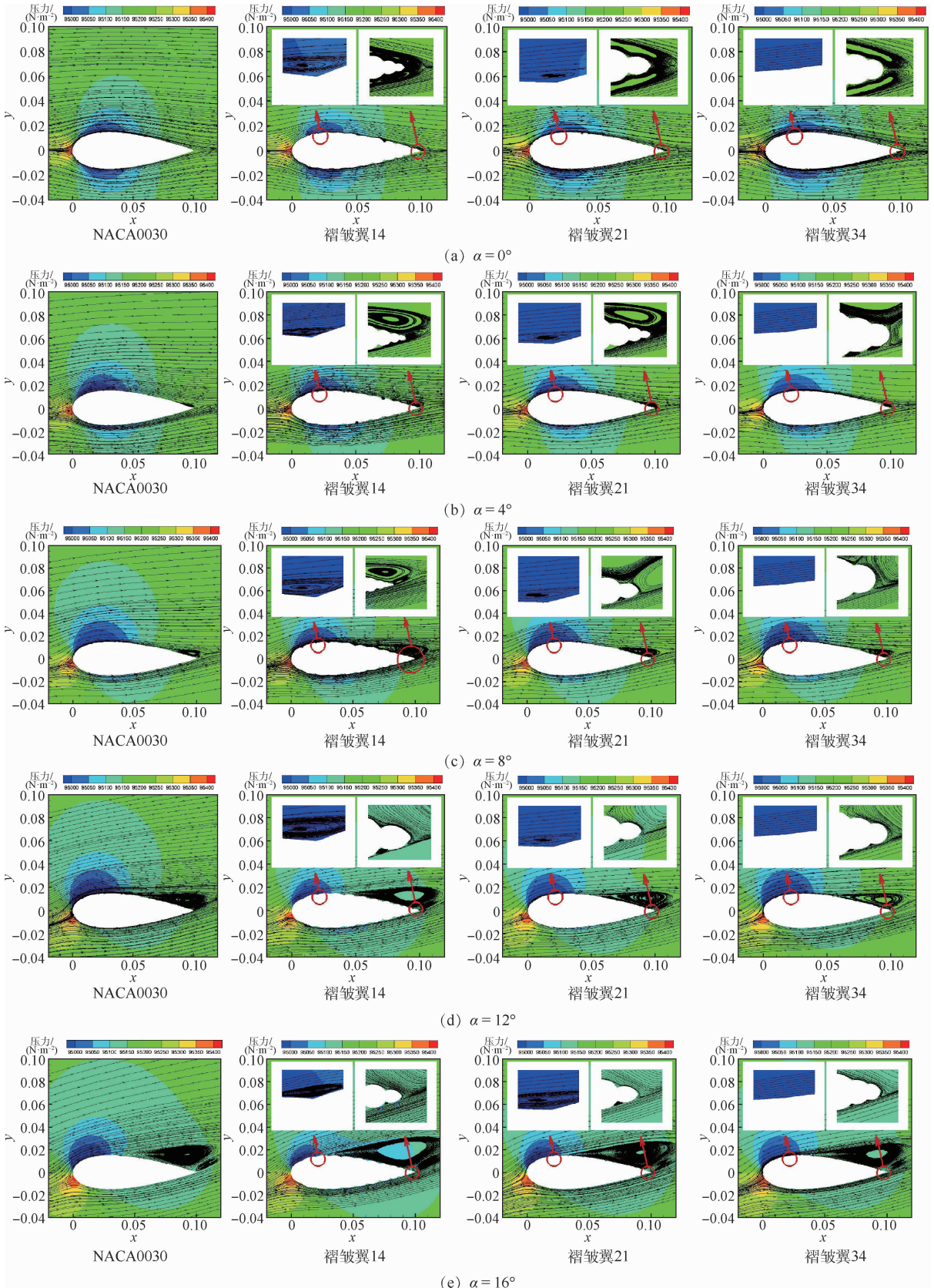


图6 不同迎角下压力场及流线对比

Fig.6 Comparison of pressure field and streamlines at different angles of attack

场的后缘出现明显的分离区,表面越粗糙,分离涡越明显。此外,第1种、第2种波纹状翼的褶皱处有明显的回流现象,而第3种波纹状翼的褶皱处较浅,没有回流,因此前2种模型的摩擦阻力明显比光滑翼小,而第3种模型的摩擦阻力跟光滑翼较接近。这也解释了图4(c)中的现象。

迎角增加为 4° ,光滑翼后缘上表面位置出现小范围分离涡,因此在后缘附近,上表面压力高于下表面,其他位置上表面压力较下表面小,整体升力比 0° 时显著增加。由于表面褶皱的存在,波纹状翼型压力分布仍然是振荡式的,不同的是,上表面靠近后缘的几个褶皱处形成了大范围的整体分离涡,这些地方的压力分布是光滑的。但是,因为下表面相应的褶皱处仍然存在小范围驻涡,所以下表面的压力分布仍然是振荡式的。第3种波纹状外形的表面压力虽然是振荡式的,但由于平均值与光滑翼几乎相当,升阻力特性几乎一样。

迎角增加为 8° 和 12° ,由于上翼面前半部分压力继续降低,下翼面对应的压力继续增大,升力阻力均继续增大。涡流发展规律与迎角 4° 时类似,不同的是,第1种波纹状翼由于表面更粗糙,褶皱处涡流更严重,相应的后缘分离也更严重。

迎角增加为 16° ,光滑翼上翼面后半部分的压力仍然稍小于相应的下翼面压力。但是,波纹状翼的上翼面后半部分的压力小于相应的下翼面位置,因此,光滑翼的升力系数开始下降,而波纹状翼,特别是前2种情况,升力系数继续缓慢增加。结合图6的流线图可知,褶皱位置的驻涡使波纹状翼的附面层外推,后缘涡流区域更大,导致上翼面压力较小,因此升力继续增加。

总的来说,波纹状外形表面的褶皱加剧了流动的分离,因此波纹状翼布局的后缘一直有分离区存在,后缘上表面的压力比光滑翼要大,升力普遍小于光滑翼。但是由于波纹状翼褶皱处驻涡使附面层外推,大迎角情况下波纹状翼的升力仍然缓慢增加。

3 结论

本文以NACA0030翼型为基础,设计了一组具有不同外形特征的波纹状翼型,开展了数值仿真,对这组波纹状翼型在低雷诺数下的气动特性进行了深入研究,探索了表面波纹状外形对气动特性的影响规律,结果表明:

1) 相对于光滑表面来说,波纹状外形会降低气动效率,在低雷诺数流动条件下,翼型表面越粗糙,升力降低越明显。当波纹状翼型表面与光滑

翼型足够接近时,两者的气动特性也几乎类似。

2) 波纹状表面的凹坑会形成回流区,可以减小表面的摩擦阻力,同时促使后缘上表面的大面积分离,压差阻力增加。

3) 波纹状翼型分离区的外移使大迎角情况下后缘处上翼面的压力继续减小,升力继续增加,间接改善了翼型的失速特性。

数值模拟结果表明,由于在低雷诺数流动时良好的失速特性,波纹状翼型是充气式机翼构型一个很好的选择形式,可作为高空飞艇、低空通用无人机、垂直起降飞机等使用。未来需要继续深入研究该布局在高空的突风响应特性和柔性材料在低雷诺数情况的气动弹性效应。

参考文献 (References)

- [1] 谢长川,王伟建,杨超. 充气式机翼的颤振特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 833-838.
XIE C C, WANG W J, YANG C. Flutter analysis of inflatable wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 833-838 (in Chinese).
- [2] 华如豪,叶正寅. 排式充气机翼的高效气动布局研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(2): 184-191.
HUA R H, YE Z Y. Research on effective aerodynamic configuration of row inflatable wings[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2): 184-191 (in Chinese).
- [3] 张庆,叶正寅. 一种基于充气气囊的垂尾抖振抑制新方法研究[J]. 工程力学, 2014, 31(12): 234-240.
ZHANG Q, YE Z Y. Study on a new method for suppression of vertical tail buffeting using inflatable bumps[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(12): 234-240 (in Chinese).
- [4] 王伟,王华,贾清萍. 充气机翼承载能力和气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2296-2301.
WANG W, WANG H, JIA Q P. Analysis on bearing capacity and aerodynamic performance of an inflatable wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2296-2301 (in Chinese).
- [5] 卫剑征,谭惠丰,王伟志,等. 充气式再入减速器研究最新进展[J]. 宇航学报, 2013, 34(7): 881-890.
WEI J Z, TAN H F, WANG W Z, et al. New trends in inflatable reentry aeroshell[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(7): 881-890 (in Chinese).
- [6] 张庆,叶正寅. 一种新型可控方向的再入充气罩[J]. 应用力学学报, 2013, 30(4): 504-509.
ZHANG Q, YE Z Y. A new controllable inflatable shield for re-entry[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(4): 504-509 (in Chinese).
- [7] 李爽,江秀强. 火星进入减速器技术综述与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 422-440.
LI S, JIANG X Q. Review and prospect of decelerator technologies for mars entry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 422-440 (in Chinese).
- [8] LI S, JIANG X. Review and prospect of guidance and control for mars atmospheric entry[J]. Progress in Aerospace Sciences,

- 2014,69:40-57.
- [9] 张庆,叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究[J]. 工程力学,2019,36(10):244-256.
ZHANG Q, YE Z Y. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations[J]. Engineering Mechanics,2019,36(10):244-256(in Chinese).
- [10] 张庆,叶正寅. 基于气动导数的类X-37B飞行器纵向稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(1):77-85.
ZHANG Q, YE Z Y. Longitudinal stability analysis for X-37B like trans-atmospheric orbital test vehicle based on aerodynamic derivatives[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(1):77-85(in Chinese).
- [11] 吕强,叶正寅,李栋. 充气结构机翼的设计和试验研究[J]. 飞行力学,2007,25(4):77-80.
LV Q, YE Z Y, LI D. Design and capability analysis of an aircraft with inflatable wing[J]. Flight Dynamics,2007,25(4):77-80(in Chinese).
- [12] HU H, TAMAI M. Bioinspired corrugated airfoil at low Reynolds numbers[J]. Journal of Aircraft,2008,45(6):2068-2077.
- [13] MURPHY J T, HU H. An experimental study of a bio-inspired corrugated airfoil for micro air vehicle applications[J]. Experiments in Fluids,2010,49(2):531-546.
- [14] YOKOZEKI T, SUGIURA A, HIRANO Y. Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure[J]. Journal of Aircraft,2014,51(3):1023-1029.
- [15] HORD K, LIANG Y. Numerical investigation of the aerodynamic and structural characteristics of a corrugated airfoil[J]. Journal of Aircraft,2012,49(3):749-757.
- [16] FLINT T J, JERMY M C, NEW T H, et al. Computational study of a pitching bio-inspired corrugated airfoil[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2017,65:328-341.
- [17] TANG H, LEI Y, LI X, et al. Numerical investigation of the aerodynamic characteristics and attitude stability of a bio-inspired corrugated airfoil for MAV or UAV applications[J]. Energies,2019,12(20):4021.
- [18] BARNES C J, VISBAL M R. Numerical exploration of the origin of aerodynamic enhancements in low-Reynolds number corrugated airfoils[J]. Physics of Fluids,2013,25(11):115106.
- [19] HO W H, NEW T H. Unsteady numerical investigation of two different corrugated airfoils[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,2017,231(13):2423-2437.
- [20] SHI X, HUANG X, ZHENG Y, et al. Effects of cambers on gliding and hovering performance of corrugated dragonfly airfoils[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow,2016,26(3/4):1092-1120.

Aerodynamic exploration for wavy airfoil based on NACA0030

ZHANG Qing^{1,2}, YE Zhengyin^{3,*}

(1. School of Aircraft, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China;

2. School of Mechanical & Aerospace Engineering, Nanyang Technological University, Singapore 639798, Singapore;

3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Compared with smooth airfoil, the aerodynamic characteristics of wavy airfoil exhibit some unique features. In order to further explore the aerodynamic characteristics of the wavy configuration, based on the previous wind tunnel tests, a group of wavy airfoils with different geometric shape modified from NACA0030 were designed and then unsteady numerical simulations were carried out in details to investigate the effect of waviness on the vortical structure in the flow field and overall aerodynamic characteristics in low Reynolds number ($Re = 12 \times 10^4$) region. Final results show that, compared to the smooth airfoil, the separation flow for the wavy airfoil is more obvious, and the lift and its slope decrease significantly, but the stalling is delayed. The smoother the wavy surface is, the closer the aerodynamic characteristics are to the smooth airfoil. Although the pressure drag of the wavy wing is greater than that of the smooth airfoil, the recirculation generated in the corrugation can reduce the viscous drag.

Keywords: wavy airfoil; smooth airfoil; low Reynolds number flow; aerodynamic characteristics; flow field structure

Received: 2020-04-13; Accepted: 2020-05-15; Published online: 2020-05-20 15:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200520.1407.001.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2014AA7060201); National Natural Science Foundation of China (11732013); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2019JM-290)

* Corresponding author. E-mail: yezy@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0145

连续变迎角试验数据自适应分段拟合滤波方法



王南天*, 王雄, 孙鹏, 许晓斌, 邹琼芬

(中国空气动力研究与发展中心 超高速所, 绵阳 621000)

摘 要: 针对常用的阶梯变迎角数据处理方法处理连续变迎角试验数据时,不能去除低频振动分量的问题,基于试验数据中的近似对称、局部线性等特点,提出一种将数据进行分段二项式拟合的处理方法,并详细论述其基本原理,重点介绍基于方差极小值动态确定数据分段长度的方法。基于测试信号的实验结果表明所提方法可将低频分量信号滤除近70%,有效提高数据处理精度。经标模试验测试验证,所提方法可成功应用于某些试验。

关键词: 风洞; 应变天平; 连续变迎角; 极小方差; 滤波; 低频振动

中图分类号: V216.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1145-07

在常规高超声速风洞测力试验^[1-3]中,常采用阶梯变迎角试验方式,即利用模型机构阶梯地改变试验模型的迎角,天平测量每个迎角台阶上试验模型的气动力,取一段时间进行平均,获取该模型在对应迎角的气动载荷。利用模型机构实现阶梯变迎角过程中产生较快的启动、停止,试验模型因而产生较大的振动,需要在每个迎角台阶停止一段时间以保证模型相对静止。

阶梯变迎角试验方式不仅风洞试验时间长,而且测量的模型迎角数量有限,提出连续变迎角试验方法^[4-8],已经成为国际上常规测力试验的重要手段。前期连续变迎角试验显示该方法可节省常规高超声速测力试验时间约20%~40%,但试验过程中模型存在一定的谐振,谐振产生的惯性力会叠加到天平中,引入天平的测量误差^[9]。

去除该测量误差常用的方法是采用加速度补偿^[10-12],即在模型中特定位置安装加速度计测量振动加速度,基于加速度扣除此偏差。该方法对1~4 Hz的低频噪声处理效果不理想;此外,高超声速风洞试验模型一般较小,受模型安装空间、引线等限制,安装加速度计等额外传感器比较困难,

故基于数据本身进行滤波补偿,提高测量精度具有重要意义。

文献[13-14]采用小波阈值函数及小波工具箱分析风洞连续信号,文献[15]采用基于db42小波的小波降噪方法处理连续变迎角信号。上述方法可以有效滤除噪声,但没有针对该低频振动信号的处理分析,直接针对连续变迎角数据中低频信号处理的文献较少。本文基于连续变迎角数据的近似对称、局部线性等特点,提出自适应分段拟合滤波方法。

1 自适应分段拟合滤波原理

1.1 连续变迎角数据特点

连续变迎角试验中模型存在振动,因而天平的测量结果中也叠加了该振动引起的天平输出。图1为某次连续变迎角(3°/s)的速度改变模型的迎角 α 测力试验数据,基于阶梯变迎角试验数据处理方法(主要进行电压增益修正、基于天平校准系数矩阵等计算气动力系数、并作弹性角修正等)的处理结果 y (真实信号,包含时域和频域)。

收稿日期: 2020-04-16; 录用日期: 2020-07-10; 网络出版时间: 2020-08-14 10:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200814.0937.001.html

* 通信作者。E-mail: wangnant@126.com

引用格式: 王南天, 王雄, 孙鹏, 等. 连续变迎角试验数据自适应分段拟合滤波方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1145-1151. WANG N T, WANG X, SUN P, et al. Self-adaptive piecewise fitting filtering method for test data in continuous sweeping angle of attack [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1145-1151 (in Chinese).

信号在 1~4 Hz 区域中存在较大的波动,表明阶梯变迎角的数据处理方法对连续变迎角试验的数据处理存在不足。

振动数据具有一定的对称性,在一个或者数个周期的长度中,数据的偏差之和基本为 0。图 2 所示的阶跃响应为典型的振动信号,从其误差(反向)积分可以看出,一个振动周期内,其偏差积分基本为 0。可借鉴振动信号近似对称整周期

偏差积分为 0 的特点,使用测力试验数据自身(不采用加速度等数据),取单个或者对整数个周期长度的数据(实际中可能有多种振动频率、多次谐波),做线性或者 2 次拟合,以消除振动干扰。

此外,在不考虑迎角-气动载荷剧烈变化(或存在奇异点)的情况下,测力试验的结果具有连续性以及局部的线性或近似线性。气动载荷剧烈变化的局部迎角范围,可以通过试验数据观测判定,并通过阶梯变迎角试验等其他方法获得相应的试验数据。

1.2 滤波原理

针对阶梯变迎角数据处理方法处理连续变迎角的数据结果中存在大约 1~4 Hz 的振动信号,基于振动信号的周期性、近似对称性、连续性和局部线性等特点,提出将数据分段拟合后再重组的方法。

本文方法的具体实现步骤如图 3 所示,主要包括 5 个步骤:①基于方差确定分段长度;②二项式拟合;③确定下一次拟合起点;④加高斯窗对拟合数据重组;⑤平滑处理。

1) 分段长度确定。试验获得的待处理信号,在不同的迎角下因受力等状态不同,因而具有不同的振动周期,故用基于频谱分析的方法确定周期进而确定分段长度的方法不太合适,从图 1 可看出上述特性。

由于信号中有某频率的周期振荡信号,如果信号的长度刚好为整数周期倍,一次或者二次拟合的数据正好两边偏差一致,是理想的结果,如果不是整数周期倍,则将往一边偏移,带来较大的偏差。

图 4(a)中的“var”为某试验数据“y”(与图 1 中的 y 相同)取第 1~n 个数据点进行二项式拟合后的方差,按照 MATLAB 计算得到,如式(1)所示。具体地,取长度为 n 的数据段 y,基于其对应

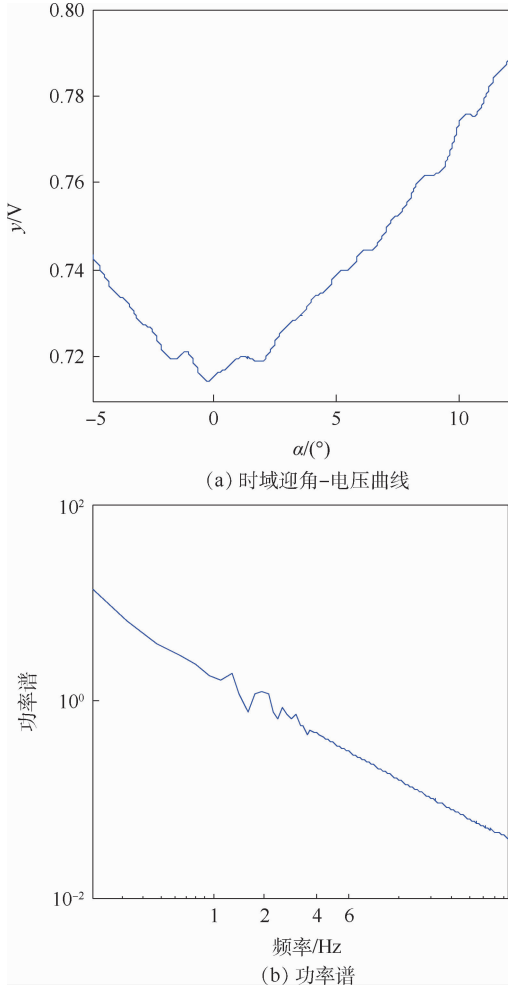


图 1 连续变迎角试验数据及其功率谱

Fig.1 Data of continuous sweeping angle of attack test and its power spectrum

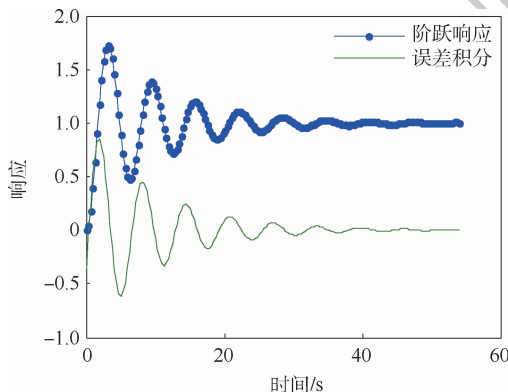


图 2 振动数据误差特性

Fig.2 Error characteristics of vibration data

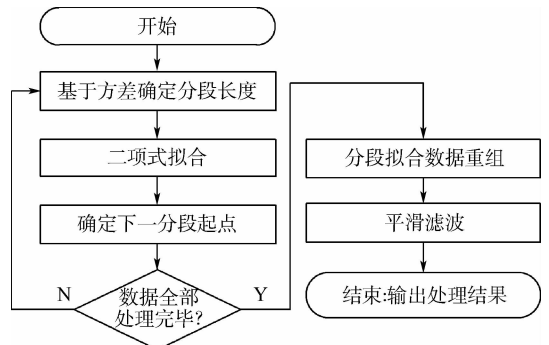


图 3 方法实现步骤

Fig.3 Implementation steps of proposed method

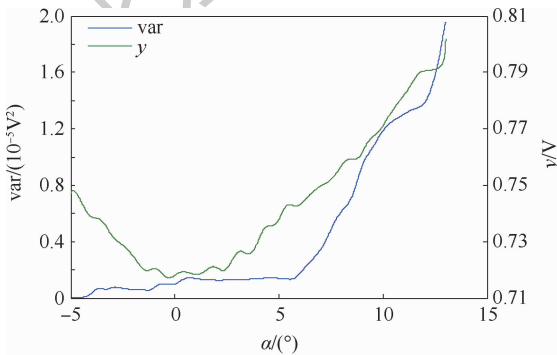
横坐标 α 做二次拟合,拟合结果与 y 的差为残差,各 α 对应点残差的方差,即为 $\text{var}(n)$ 。可以看出,当分段长度逐渐增加时,方差逐渐增大,在某时刻会有一定的下降然后再上升,即会在某个长度时刻形成极小值点(图 4(b)中横坐标约 -3.298 处),该长度对应的数据就是大约取到整数周期,即可用该极值点作为该次分段的终点。

$$\text{var}(n) = \text{var}(\text{polyval}(\text{polyfit}(\alpha(1:n), y(1:n), 2), \alpha(1:n)) - y(1:n)) \quad (1)$$

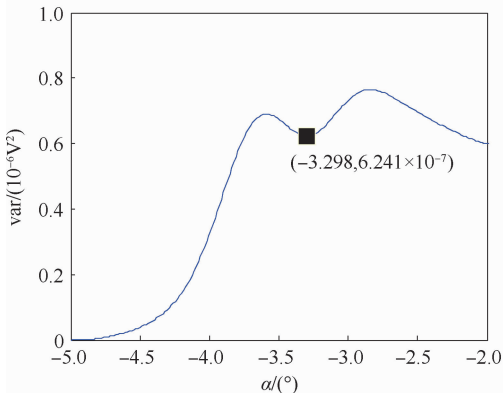
为了减少计算量,可以设定最小的数据长度。为了避免特殊情况引起的数据不“收敛”,可以设定数据长度上限。

2) 二项式拟合。前期数据处理结果表明,进行多项式拟合时,取二次和三次、四次的差别不大,直线拟合偏差较大。为减少计算量,可选择二次多项式拟合。

3) 确定下一分段起点。如果将数据不重叠的部分分割成多段,数据重组时将出现台阶,因此将数据滑动的部分分解为多段。为了控制重叠量,下一分段的起点,选择为上一数据段数据的 20% 处,即如果上一数据段的起点为 K ,长度为 L ,则下一数据段的起点为 $K + 0.2L$ 。该系数 0.2 可根据重叠数量酌情调整,系数越小,重叠次数越多。



(a) 全区域方差-迎角曲线



(b) 方差局部放大

图 4 某试验数据及拟合方差

Fig. 4 Data of a test and its fitting variance

分段结果如图 5 所示,分段过程中的方差变化情况如图 6 所示,每一段的方差都是逐渐增大然后下降到某个(极小)值。图 7 为数据分段拟合的结果。

4) 数据重组。各数据段拟合完成后,通过高斯窗函数加权取平均,对整个数据段进行融合。由于多项式拟合后两端的数据偏差较大,高斯窗将两端的权重降低,使融合后的数据尽量接近真值。

5) 平滑滤波。数据重组后,分段处可能存在细小的阶梯,通过平滑滤波予以削减。通过选择合适的高斯窗,可以出现较小的台阶。

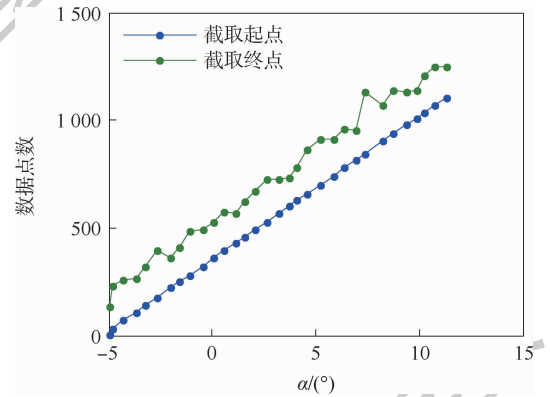


图 5 数据分段

Fig. 5 Data segmentation

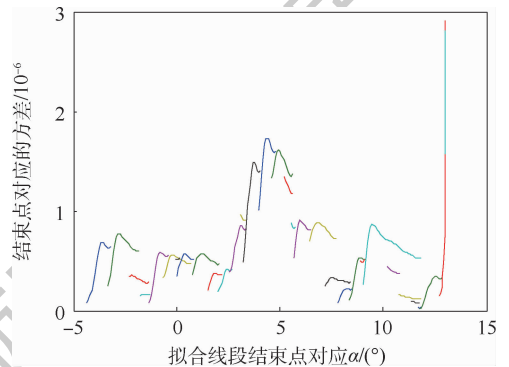


图 6 长度搜索过程中的方差变化

Fig. 6 Variance change during length search

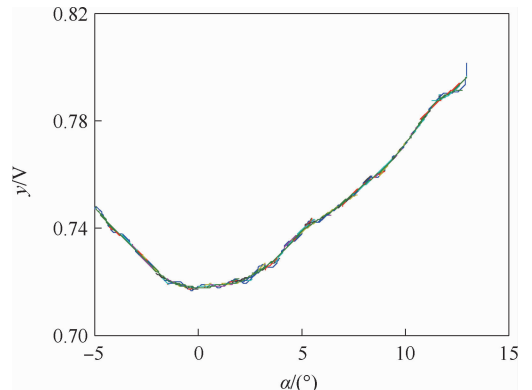


图 7 分段拟合结果

Fig. 7 Results of piecewise fitting

图8中“原始值”为使用阶梯变迎角数据处理方法得到的结果,“自适应多项式平滑”为本文方法的处理结果,“残差”为上述两信号对应的差值。

从滤波整体效果看,该方法滤波后的曲线明显比原始曲线平滑,且基本在原始曲线中心,具体表现为滤波残差在0附近上下波动。

数据段末尾存在较大的偏差,是因为数据段取到最后时,该数据段的长度并没有满足方差极小值点的条件,因而拟合出的曲线存在相对较大的“偏移”。但是该特点基本不影响工程应用,解决方案1是多取一段迎角数据,基于该方法处理后丢掉头尾,方案2是利用数据反转的方法,分别从前往后和从后往前取数据按照本文方法处理后再融合,确保每一段都取到方差极小。

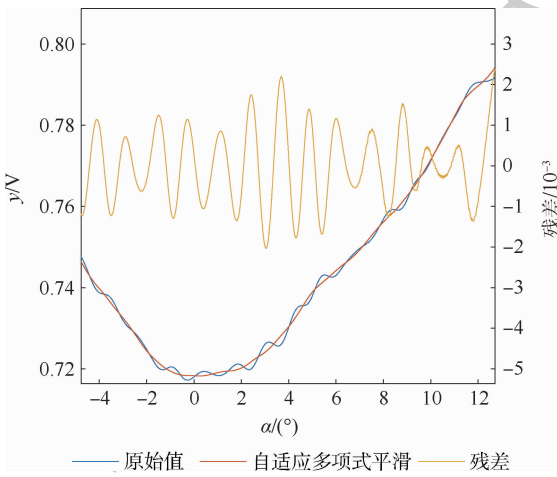


图8 滤波结果及对应残差

Fig. 8 Filtered results and corresponding residuals

2 测试信号误差分析

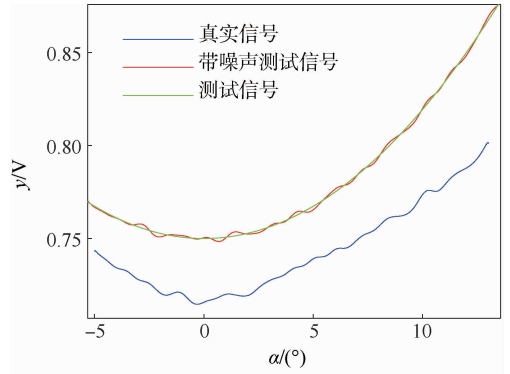
生成一个抛物线信号作为测试(原始)信号,以3个谐波和白噪声叠加模拟“噪声”信号,对本文方法进行测试。测试信号 y_0 以及带噪声测试信号 y_1 按照式(2)和式(3)计算得到。图9给出了测试信号和图1所示真实信号的时域和频域特征,测试信号的波形与功率谱与真实信号基本相当,表明测试信号具有一定代表性。

$$y_0(t) = (\alpha/1.2)^2/1\,000 + 0.75 \quad (2)$$

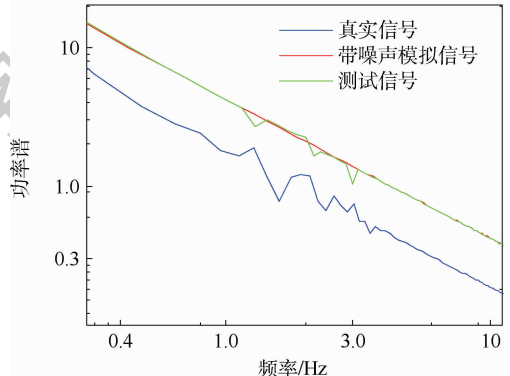
$$y_1(t) = y_0(t) + 0.001\sin(2\pi \times 1.3t) + 0.001\sin(2\pi \times 2.1t) + 0.0005\sin(2\pi \times 3t) \quad (3)$$

$$t = \alpha/3 + 2 \quad (4)$$

测试结果如图10所示,包含了测试信号、带噪声测试信号、滤波效果及滤波残差(残差等于滤波结果减去测试信号)。图11为各信号的功率谱。



(a) 信号时域曲线



(b) 信号功率谱

图9 测试信号

Fig. 9 Test signal

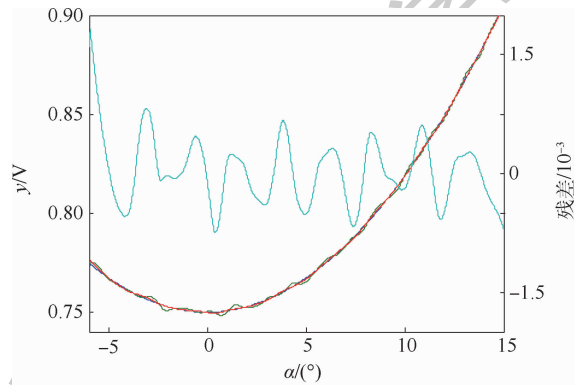


图10 测试信号滤波结果及对应残差

Fig. 10 Filtered results and corresponding residuals of test signal

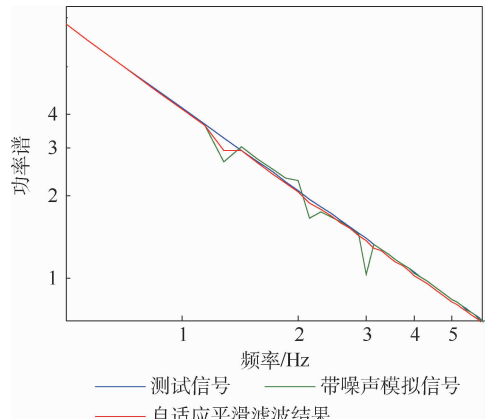


图11 测试信号及滤波后的功率谱

Fig. 11 Power spectrum of test signals and filtered results

从功率谱看,1~4 Hz 的波动信号大部分被滤除,残差为上下波动的原始信号。

表 1 给出了滤波后的信号 y_2 以及带噪声的测试信号 y_1 ,按照式(5)~式(10)计算的平均残差能量有效值 $power_k$ 、平均残差能量有效

值比例 $power_p_k$ 、最大残差 max_derta_k 、最大(残差)比例 $max_derta_p_k$ 、残差均值 $derta_k$ 以及残差与最大值的比例 $derta_p_k$,其中 y_k 分别为 y_1 或 y_2 , y_0 为测试信号,计算时丢掉了首尾各 34 个点。

表 1 试验数据分析结果

Table 1 Analyzed results of test data

y	$power_k/\%$	$power_p_k/\%$	$max_derta_k/\%$	$max_derta_p_k/\%$	$derta_k/10^{-6}$	$derta_p_k/10^{-6}$
y_1	0.104 4	0.115 2	0.222 3	0.245 9	-10.07	-11.11
y_2	0.035 7	0.039 4	0.083 3	0.092 0	7.91	8.73
$\frac{y_2}{y_1}/\%$	34.24	34.24	37.40	37.40	-78.52	-78.52

$$power_k = \sqrt{\text{mean}(\text{sum}((y_k - y_0)^2))} \quad (5)$$

$$power_p_k = power_k / \max(y_0) \quad (6)$$

$$\max_derta_k = \max(\text{abs}(y_k - y_0)) \quad (7)$$

$$\max_derta_p_k = \max_derta_k / \max(y_0) \quad (8)$$

$$derta_k = \text{mean}(y_k - y_0) \quad (9)$$

$$derta_p_k = derta_k / \max(y_0) \quad (10)$$

从结果看,使用本文方法可以取得较好效果,具体表现如下:

1) 将测试信号的平均残差能量有效值比例从 0.115 2% 降低到 0.039 4%,降低到了原来的约 34%,振动信号去除明显。

2) 最大残差从原来的 0.222 3% 降至 0.083 3%,能够有效提高常规测力试验精度。

3) 残差在均值附近波动,残差均值在滤波前后残差变化不大,比例在 10×10^{-6} 左右,远小于试验精度需求,说明该滤波方法引入的“稳态偏差”很小,基本可以忽略。

3 标模验证与试验应用

图 12(a)为某高超通气标模在总压 0.98 MPa,马赫数 $Ma = 4.992$ 条件下,测得的使用本文滤波方法滤波前(原始)和滤波后(滤波)的 C_{mz} 值和 C_A 值及其残差(滤波前后数据之差),图 12(b)为图 12(a)的局部放大图(隐藏了残差数据),图 12(c)为图 12(a)的功率谱(其中 C_A 功率谱放大了 10 倍)。从图 12(a)可看出残差在 0 上下波动;图 12(b)可看出滤波结果在原始曲线中央,图 12(b)显示滤波结果明显较平坦,说明稳态偏差较小;图 12(c)显示 1~4 Hz 的谱线基本被滤除,达到预期目的。

图 13 为某型号试验的数据,其中包含连续变迎角实验数据基于阶梯变迎角方法处理后的“原始数据” U_1 ,本文方法处理的“滤波结果” U_2 和“阶梯变迎角”试验数据 U_0 。表 2 给出了 U_0 、 U_1 、

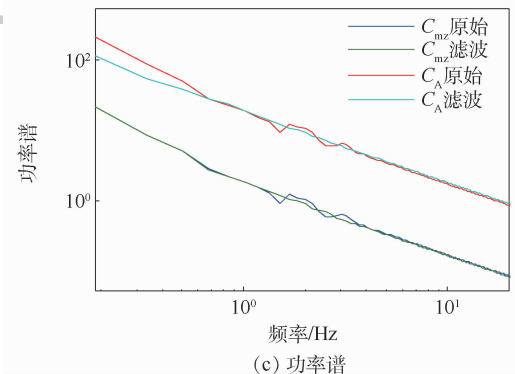
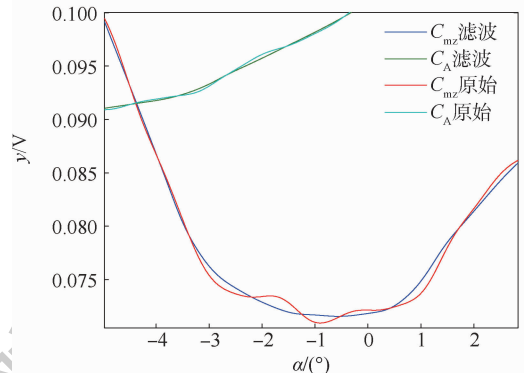
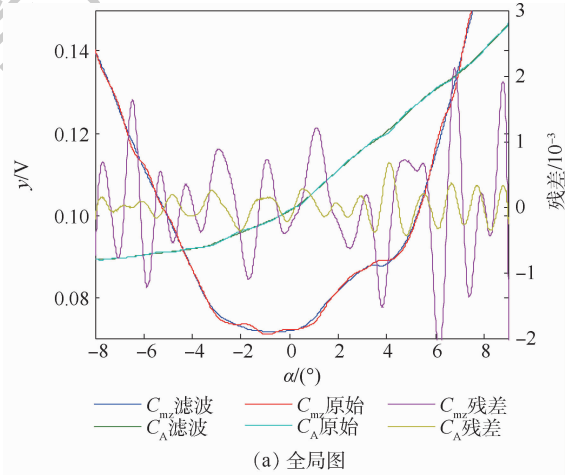


图 12 某高超标模测试结果

Fig. 12 Test results of a hypervelocity normal mode U_2 滤波前后的数据,以及相对于阶梯变迎角数据的偏差比例 $e_1 = (U_1 - U_0)/U_0$ 和 $e_2 = (U_2 -$

$U_0)/U_0$ 。

结果显示,本文方法可以滤除一定的波动,总体上能够减小振动带来的偏差,且偏差满足常规测力试验的精度要求。

局部地,在变化较剧烈的局部范围内(如本实例中的 $1^\circ \sim 3^\circ$ 范围,表 2 中迎角为 0.91° 、 1.97° 和 3.02° 的状态),偏差相对较大,说明该范围内可能存在比较“特殊”的气动力特性,需针对该范围开展进一步试验。采用阶梯变迎角,或者更慢更稳的连续变迎角试验,是较好的解决方案。

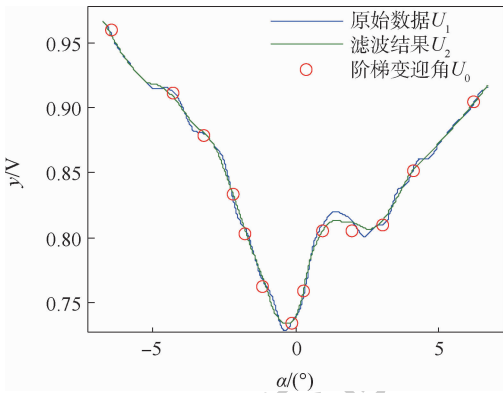


图 13 某试验模型测试结果

Fig. 13 Test results based on some test model

表 2 滤波效果分析

Table 2 Analyzed filtering results

$\alpha/$ ($^\circ$)	阶梯	滤波前	滤波后	滤波前	滤波后
	数据 U_0/V	数据 U_1/V	数据 U_2/V	偏差 $e_1/\%$	偏差 $e_2/\%$
-6.45	0.959 8	0.955 8	0.955 2	-0.41	-0.47
-4.30	0.911 6	0.912 4	0.908 7	0.09	-0.32
-3.24	0.878 7	0.880 4	0.881 1	0.19	0.28
-2.20	0.832 8	0.829 9	0.833 8	-0.35	0.12
-1.79	0.803 1	0.807 2	0.805 8	0.52	0.33
-1.16	0.762 7	0.767 1	0.769 2	0.58	0.85
-0.13	0.734 0	0.735 9	0.735 3	0.27	0.19
0.28	0.758 8	0.756 9	0.761 3	-0.25	0.33
0.91	0.805 4	0.809 5	0.804 7	0.52	-0.08
1.97	0.805 2	0.812 6	0.812 1	0.93	0.86
3.02	0.809 4	0.809 3	0.812 8	-0.01	0.41
4.08	0.851 6	0.851 9	0.851 6	0.04	0
6.20	0.904 2	0.902 9	0.902 8	-0.13	-0.14

4 结束语

本文提出基于方差极小自适应确定分段长度的分段拟合滤波方法,可以较好地滤除连续变迎角试验数据中 $1 \sim 4$ Hz 的低频噪声,有效提高了连续变迎角试验数据处理精度,可推进连续变迎角试验的应用,提高风洞试验效率。下一步将开展小波等更多分析方法的对比,探索更好的试验

数据分析处理方法。

参考文献 (References)

[1] 舒海峰,许晓斌,孙鹏.高超声速风洞多天平测力试验技术研究[J].实验流体力学,2014,28(4):49-53.
SHU H F, XU X B, SUN P. Technology investigation on force test with multi-balance in hypersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(4): 49-53 (in Chinese).

[2] 谢艳,李平,王瑞波,等.2.4米跨声速风洞连续变攻角测力试验技术研究[J].气动研究与发展,2009,19(3):10-14.
XIE Y, LI P, WANG R B, et al. An experimental investigation on force measurement of continuous angle of attack traverses in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Aerodynamics Research and Development, 2009, 19(3): 10-14 (in Chinese).

[3] 魏志,谢艳,吴军强,等.连续变攻角测力试验技术在大型暂冲式跨声速风洞中的应用[J].实验流体力学,2011,25(4):99-102.
WEI Z, XIE Y, WU J Q, et al. Application of continuous sweeping force measuring technology in large intermittent transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 99-102 (in Chinese).

[4] 黄辉,黄昊宇,凌忠伟,等. $\Phi 0.5$ 米高超声速风洞连续变攻角测力试验数据处理方法研究[J].计算机测量与控制,2019,27(8):281-285.
HUANG H, HUANG H Y, LING Z W, et al. Research on data processing method of continuous variable angle of attack force in $\Phi 0.5$ m hypersonic wind tunnel[J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(8): 281-285 (in Chinese).

[5] 唐志共,许晓斌,杨彦广,等.高超声速风洞气动力试验技术进展[J].航空学报,2015,36(1):86-97.
TANG Z G, XU X B, YANG Y G, et al. Research progress on hypersonic wind tunnel aerodynamic testing techniques[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 86-97 (in Chinese).

[6] 张俊.工程实用的飞行器低速风洞连续扫描试验技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2007.
ZHANG J. Investigation of the continuous scan technology on engineer to aircraft in low speed wind tunnel[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese).

[7] 唐乔乔,张卫国,刘忠华,等.8m×6m风洞特大迎角机构连续扫描试验技术研究与应用[J].实验流体力学,2012,26(2):81-85.
TANG Q Q, ZHANG W G, LIU Z H, et al. Research and application of the continuous scan technique to the high angle of attack equipment in 8 m × 6 m wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 81-85 (in Chinese).

[8] 张双喜,盖文,褚卫华,等.风洞试验连续变攻角控制策略[J].计算机测量与控制,2014,22(2):390-396.
ZHANG S X, GAI W, CHU W H, et al. Control strategy of uniform changing attack angle in wind tunnel[J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22(2): 390-396 (in Chinese).

[9] 孟宝清,韩桂来,姜宗林.结构振动对大型激波风洞气动力测量的干扰[J].力学学报,2016,48(1):102-110.

- MENG B Q, HAN G L, JIANG Z L. Theoretical investigation on aerodynamic force measurement interfered by structural vibrations in large shock tunnel[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(1):102-110 (in Chinese).
- [10] 程忠宇, 陈宏, 张琦. 多加速度计振动分离惯性补偿测力技术[J]. 流体力学实验与测量, 1993, 13(4):57-61.
- CHENG Z Y, CHEN H, ZHANG Q. Inertia compensation technology based on multi-accelerometer vibration separating[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1993, 13(4):57-61 (in Chinese).
- [11] 吕金州, 张小庆, 陈光雄, 等. 基于惯性补偿的脉冲风洞测力天平瞬态研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37(2):216-222.
- LV J Z, ZHANG X Q, CHEN G X, et al. Transient simulation for dynamic output of force measuring balance in an impulse combustion wind tunnel based on inertia compensation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(2):216-222 (in Chinese).
- [12] 艾迪, 许晓斌, 王雄. 风洞天平动态特性多阶惯性补偿技术研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32(4):87-92.
- AI D, XU X B, WANG X. Investigation of wind tunnel balance dynamic characteristics' multi-order inertial compensation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(4):87-92 (in Chinese).
- [13] 张鹏, 谢艳, 孙宁, 等. 基于改进小波阈值函数的风洞连续信号降噪方法[J]. 计算机测量与控制, 2014, 22(4):1300-1302.
- ZHANG P, XIE Y, SUN N, et al. Wind tunnel continuous signal de-noising method based on improved thresholding function[J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22(4):1300-1302 (in Chinese).
- [14] 张鹏, 刘晨雨, 曹宇晴. 基于 Matlab GUI 的风洞信号小波分析处理软件[J]. 兵工自动化, 2018, 37(1):61-67.
- ZHANG P, LIU C Y, CAO Y Q. Analysis and processing software of wind tunnel signals on the basis of the Matlab GUI programming[J]. Ordnance Industry Automation, 2018, 37(1):61-67 (in Chinese).
- [15] 张鹏, 魏志, 王春, 等. 基于小波变换的风洞连续信号降噪分析[J]. 兵工自动化, 2013, 32(5):63-67.
- ZHANG P, WEI Z, WANG C, et al. Analysis of wind tunnel continuous signal de-noising based on wavelet transformation[J]. Ordnance Industry Automation, 2013, 32(5):63-67 (in Chinese).

Self-adaptive piecewise fitting filtering method for test data in continuous sweeping angle of attack

WANG Nantian*, WANG Xiong, SUN Peng, XU Xiaobin, ZOU Qiongfeng

(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: When the traditional step sweeping attack angle data processing method is used for directly processing the test data of continuous sweeping attack angle test, the low-frequency vibration component cannot be removed. Based on the characteristics of approximate symmetry and local linearity in the test data, a piecewise binomial fitting method is presented. Principle of the method is presented, and its minimum variance based piecewise length determination is introduced in details. The experimental results based on the test signal show that the method can filter the low-frequency component signal by nearly 70%, effectively improving the data processing accuracy. The method is also verified by common mode test, and has been successfully applied to some model tests.

Keywords: wind tunnel; strain balance; continuous sweeping angle of attack; minimum variance; filter; low-frequency vibration

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0153

微重力下两相控温型储液器内气液界面仿真分析



周振华^{1,2}, 孟庆亮^{1,2,*}, 赵振明^{1,2}

1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 先进光学遥感技术北京市重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 两相控温型储液器对机械泵驱动两相流体回路的稳定运行起到关键作用, 而储液器内部气液分布状态是其控温性能的决定性因素之一。在轨微重力条件下, 储液器内两相流动特性与地面状态差别巨大, 这将给储液器的设计带来较大难度。针对两相控温型储液器在轨微重力下的两相工质分布特性, 通过计算流体力学(CFD)方法对其内两相流动行为进行数值模拟。通过使用连续表面张力模型计算表面张力, 使用多相流计算的流体体积分数方法对两相控温型储液器内气液界面形态的发展进行了追踪预测, 并与理论解进行对比, 结果吻合一致。通过对两相控温型储液器在不同 Bond 数、接触角、工质充灌量等参数下的仿真分析, 得到了不同条件下储液器内气液运动及分布情况, 结果表明: 两相控温型储液器内气液界面状态与储液器尺寸、壁面浸润性、工质充灌量相关。研究结果可以为微重力下两相控温型储液器内气液界面的控制提供理论依据, 并能指导储液器研制及在轨应用。

关键词: 两相控温型储液器; 机械泵驱动两相流体回路; 气液界面; 微重力; 数值模拟
中图分类号: V416; TK124

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1152-09

随着航天遥感技术的不断发展, 核心探测器器件的控温要求越来越高, 传统的热控技术逐渐难以满足要求^[1]。机械泵驱动两相流体回路(Mechanically Pumped Two-phase Loop, MPTL)技术具有控温精度高、传热功率大、传输距离远等特点, MPTL 技术特别适用于遥感器核心器件的控温与散热^[2]。MPTL 主要由机械泵、换热器、蒸发器、冷凝器、两相控温型储液器(简称储液器)及连接管路组成。在 MPTL 技术中, 储液器对于回路的工作点控制、流体分配与管理起着至关重要的作用, 储液器的运行正常与否决定着系统是否可靠稳定运行^[2]。储液器因其较高寿命和可靠性、较低的成本被选择为 MPTL 系统的控温组件。

在实际运行过程中, 为避免机械泵发生气蚀, 需保证储液器出口工质为纯液态。为了实现控

温, 需要在储液器外表面粘贴加热器, 加热过程中, 需保证加热片粘贴区域内壁面被液相工质覆盖。地面条件下, 由于重力场作用, 液体工质始终处在储液器底部, 通过重力作用可以保证出口为纯液态工质, 并可将来加热区域布置于底部。而在微重力条件下, 由于不再存在浮升力作用, 气相工质可能出现在储液器任何位置, 如不采取流体管理措施, 将会对机械泵的稳定运行和控温造成影响。因此, 研究微重力不同条件下储液器内气相分布特性、影响因素对于储液器的设计是至关重要的。

对于微重力下两相流流动行为, 早在 20 世纪 60 年代开始, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)就针对航天飞行器低温燃料贮箱内两相自由界面的形

收稿日期: 2020-04-21; 录用日期: 2020-08-07; 网络出版时间: 2020-09-01 10:23

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200831.1707.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51806010)

* 通信作者: E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

引用格式: 周振华, 孟庆亮, 赵振明. 微重力下两相控温型储液器内气液界面仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1152-1160. ZHOU Z H, MENG Q L, ZHAO Z M. Numerical analyses of liquid-vapor interface in two-phase thermal-controlled accumulator under microgravity condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1152-1160 (in Chinese).

状及分布进行了一系列研究,包括理论及数值模型建立,并针对不同形状贮箱进行了一系列的重力落塔试验^[3]。然而,落塔试验费用昂贵、模拟时间短,且测量困难,无法模拟在轨晃动影响等贮箱内复杂的状态。近年来,随着计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)技术的发展,NASA为削减空间探索的开支,开始大力发展微重力条件下的两相流动换热的CFD仿真技术。为了建立一个可靠的微重力两相CFD仿真方法,NASA从1991年开始就在航天飞机上进行了一系列的搭载试验,用试验数据来验证并修正CFD模型^[4-6]。在1991年的TPCE项目中,通过亚特兰蒂斯号STS-43搭载任务,进行了微重力两相流动搭载试验。由于当时数据存储技术限制,只记录了2 min的贮箱内压力自稳定过程及之后4 min喷射混合过程。在TPCE试验之前,Wendl等^[7]通过二维CFD仿真,模拟了贮箱内轴向加注喷射过程。Breisacher和Moder^[8]使用FLOW-3D软件及体积分数(VOF)模型,采用笛卡儿网格,针对STS-43搭载试验进行了CFD仿真,计算准确复现了在轨贮箱内气泡形态变化及运动过程,并详细阐述了当前CFD方法对微重力条件下两相流动捕捉的准确性。Kartuzova和Kassem^[9]使用ANSYS Fluent软件及VOF模型,采用非结构的多面体网格对TPCE试验中11、13、15和4测试工况进行了仿真,准确捕捉了气泡的动态变化过程。2017年NASA又对零蒸发量贮箱(ZOBT)进行了地面测试及空间搭载试验^[10-12]。Kassem等^[12]针对ZOBT的试验条件,建立了CFD仿真模型,仿真准确复现了试验中气液界面变化过程,且贮箱内压力及温度变化均与试验数据一致。可见CFD仿真方法在未来空间气液两相流探索中将是一种重要且有效的手段。目前国内已经有一些学者对微重力下的两相流做了一些CFD仿真研究^[13-14],也主要是针对航天飞行器燃料贮箱内燃料工质的界面分布及控制管理的探索,而针对MPTL系统储液器内两相流动的研究目前还很少。

本文使用CFD方法,对微重力条件下MPTL系统储液器内,两相工质的自由界面状态进行了仿真分析,分析了影响两相自由界面分布的主要因素,为MPTL系统储液器设计提供一定参考。

1 分析及模型

1.1 两相控温型储液器构成

图1给出了储液器的组成示意图,储液器内

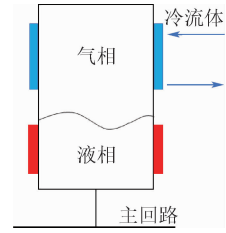


图1 两相控温型储液器示意图

Fig. 1 Schematic of two-phase thermal-controlled accumulator

部为气液两相流体。当热源功率增加时,主回路内的气体体积将大幅增加,回路内多余的液体被推入储液器内进行存储。当热源功率减小时,回路内的气体体积将大幅减小,此时储液器向主回路补液。当储液器向主回路补液时,为确保泵的安全运行,进入到主回路内的流体必须为纯液态。在地面使用时,液体和气体在重力作用下会自动实现分离。在空间应用时,需要采用特殊的结构设计实现气液分离,确保排出的为纯液态工质。

1.2 控制方程及数值方法

在储液器内,忽略工质可压缩性的影响,即假设储液器内气液工质为不可压流体,对于不可压流体,满足如下方程:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} - \nabla \mathbf{T} = \mathbf{g} + \mathbf{F}_\sigma \quad (2)$$

式中: \mathbf{u} 为速度; t 为时间; \mathbf{g} 为重力项; \mathbf{F}_σ 为表面张力产生的合力; \mathbf{T} 为黏性力和压力产生的张量,其表达式为

$$\mathbf{T} = - \left(P + \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \mathbf{u} \right) \mathbf{I} + \mu (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T) \quad (3)$$

式中: P 为压强; μ 为流体黏度; \mathbf{I} 为单位张量。

对于表面张力,本文采用连续表面张力(CSF)模型进行处理,该模型是由Brackbill等^[15]在1992年提出,此模型将表面张力项作为动量源项加入动量方程中。由于表面张力为自由界面两侧压力差的函数,根据散度定理,表面张力可转换成体积力,对于两相流,该体积力可表示为

$$\mathbf{F}_\sigma = \sigma_{ij} \frac{\rho k_i \nabla \alpha_j}{\frac{1}{2}(\rho_i + \rho_j)} \quad (4)$$

式中: ρ 为网格内两相组分平均密度, ρ_i 和 ρ_j 分别为不同相组分密度; α 为自由界面几何梯度; σ 为表面张力系数; k 为界面曲率。

在壁面附近,对于给定接触角 θ_c ,可求得壁面附近自由界面法向量:

$$\mathbf{n} = \mathbf{n}_w \cos \theta_w + \mathbf{t}_w \sin \theta_w \quad (5)$$

式中： \mathbf{n}_w 和 \mathbf{t}_w 分别为壁面的单位法向量和切向量。通过限定壁面附近界面法向量条件，保证界面在壁面附近满足润湿方程。

对于气-液自由液面的追踪，本文采用 VOF 方法进行处理。VOF 方法是处理复杂多相流自由界面的有效方法，通过求解包含相组分体积分数的连续方程，得到各网格内的各相组分的体积分数，能对自由界面进行准确追踪。液相体积分数的控制微分方程为

$$\frac{\partial \beta_l}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \beta_l = 0 \quad (6)$$

式中： β_l 为每个网格单元内液体所占体积与该单元可容纳流体体积之比。由定义可知，当单元被液体占满时 β_l 值为 1，单元全为气体时值为 0。单元网格内密度和黏度根据当地液相体积分数的 β_l 值求出，单元内平均密度和黏度的计算为

$$\rho = \beta_l \rho_l + (1 - \beta_l) \rho_v \quad (7)$$

$$\mu = \beta_l \mu_l + (1 - \beta_l) \mu_v \quad (8)$$

式中： ρ_l 和 ρ_v 分别为液相和气相工质密度。

边界条件：在储液器表面满足无滑移、无穿透条件，即

$$u_f = u_w \quad (9)$$

式中： u_f 为流体速度； u_w 为壁面速度。

使用二阶迎风格式对控制方程进行离散，使用基于压力修正的 SIMPLE 方法对离散方程进行求解。湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型，进行瞬态求解，时间离散采用显式格式。对模型进行多次计算后发现，时间步长小于 0.002 s 时，计算结果基本一致，因此计算时间步长取 0.002 s。

1.3 物理模型及网格划分

对轴对称圆柱储液器进行数值模拟研究，储液器半径 32.5 mm，高度 160 mm。储液器内工质为纯氨，表面张力系数取 0.026 N/m，氨工质参数如表 1 所示。当前仿真不考虑相变传热传质的过程。

使用 ANSYS Fluent 软件计算，由于储液器为轴对称容器，本文作二维计算，采用二维旋转对称模型。如图 2 所示，进行二维结构化网格划分，在靠近壁面附近进行加密， $Y^+ = 10$ ，网格总数 4 000，进行网格无关性验证，发现对网格再进行加密对气-液界面捕捉几乎无影响。

表 1 氨工质参数

Table 1 Parameters of ammonia as working medium

参数	液相氨	气相氨
密度 $\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	610	0.689
黏度 $\mu / (\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})^{-1})$	1.52×10^{-4}	1.015×10^{-5}

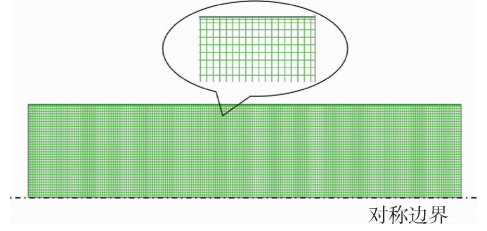


图 2 储液器网格模型

Fig. 2 Grid model of accumulator

1.4 模型验证方程

微重力条件下，储液器内气液界面形状主要受到表面张力的影响。气液自由界面静力学满足 Young-Laplace 方程：

$$P_2 - P_1 = \sigma \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \quad (10)$$

式中： R_1 、 R_2 分别为表面上一点 2 个垂直方向上的曲率半径； P_1 、 P_2 分别为界面两侧压力。

在壁面附近，由于液体与固体接触的浸润现象，气液界面满足润湿方程：

$$\delta_{SA} = \delta_{SL} + \delta_{LA} \cos \theta_c \quad (11)$$

式中： δ_{SA} 、 δ_{SL} 、 δ_{LA} 分别为固气、固液、液气界面张力； θ_c 为接触角。

图 3 为微重力下圆柱形容器内气液界面示意图，定义如图中所示的用容器半径无量纲化的坐标系， z 、 x 为笛卡儿坐标， y 、 θ 为极坐标， dH 为液面沿容器壁面爬升高度， a 为容器半径； B_N 为 Bond 数。根据式 (10) ~ 式 (11)，由力学平衡或势能最小原理^[6] 推导可得到静力学平衡的气液界面方程，对于旋转对称的腔体内气液界面方程可由非线性二阶微分方程表示：

$$\ddot{y} = \frac{2y^2 + 3\dot{y}^2}{y} - \frac{\dot{y}}{y^2} \cot \theta (y^2 + \dot{y}^2) + \frac{1}{y} [B_N (y \cos \theta - y_0) - 2k_0] (y^2 + \dot{y}^2)^{3/2} \quad (12)$$

式中： k_0 为静液面最低点曲率。

方程 (12) 满足初始条件：

$$y(0) = y_0 \quad (13)$$

$$\dot{y}(0) = 0 \quad (14)$$

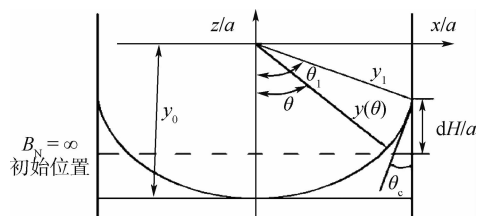


图 3 微重力条件下圆柱形腔体内气液界面形状

Fig. 3 Shape of liquid-vapor interface in cylindrical cavity under microgravity condition

方程(12)满足边界条件:

$$\tan \theta_c = \frac{\dot{y}_1 \sin \theta_c + y_1 \cos \theta_1}{y_1 \sin \theta_1 - \dot{y}_1 \cos \theta_1} \quad (15)$$

$$y(\theta_1) = \frac{1}{\sin \theta_1} \quad (16)$$

式中: θ_1 为最大角; θ_c 为液体与固体接触浸润的接触角; y_1 为 y 在壁面边界处值。

方程(12)的解可由四阶龙格库塔法或打靶法等数值方法得到^[16-17]。Leon等^[17]将通过龙格库塔法迭代的理论解与NASA的高空落塔试验对比,发现理论解与试验结果吻合较好,如图4所示。

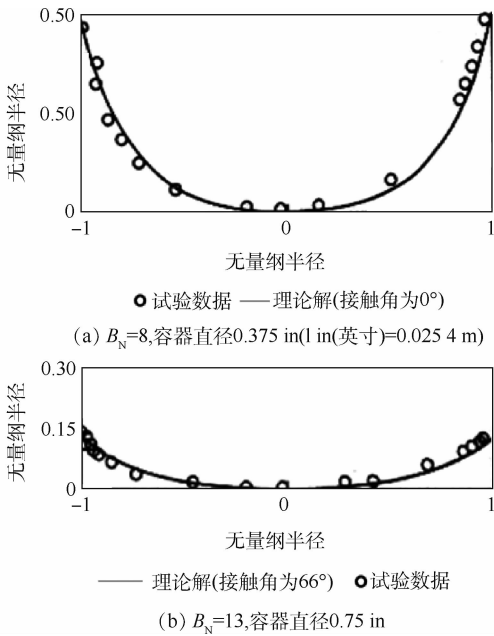


图4 理论解预测与NASA落塔试验结果对比^[17]

Fig.4 Comparison between theoretical solution prediction and NASA drop tower experimental results^[17]

由式(12)、式(15)可知,最终静液面形状由 B_N 和接触角 θ_c 决定。 B_N 为Bond数,该参数为无量纲参数,定义为

$$B_N = \frac{\Delta \rho g a^2}{\sigma} \quad (17)$$

式中: $\Delta \rho$ 为液相和气相工质的密度差; g 为重力加速度; a 为特征长度。 B_N 参数表征了重力与表面张力相对大小。 B_N 越小,表明重力影响越小,而表面张力的影响越大。

2 仿真分析结果

2.1 静液面仿真结果与理论预测结果及试验数据对比

分别计算了4种不同Bond数及接触角的情况,与Hastings等^[17]理论解进行对比。由于圆柱

形容器的理论解推导过程中假设容器无限长,解与充灌量无关,为保证液面不会爬升至越过顶部,对比模型充灌量按照50%给定。图5为最终稳定的静液面结果,黑线为理论解,图5(a)和(b)算例Bond数及接触角和NASA落塔试验一致,试验数据参见图4。可以看出,静液面的仿真结果与理论解及NASA落塔试验结果吻合较好。在表面张力和界面两侧附加压力作用下,最终自由界面达到静力学平衡,形成圆弧形界面,不同的Bond数和不同接触角的条件,最终形成的圆弧界面曲率也不一样。

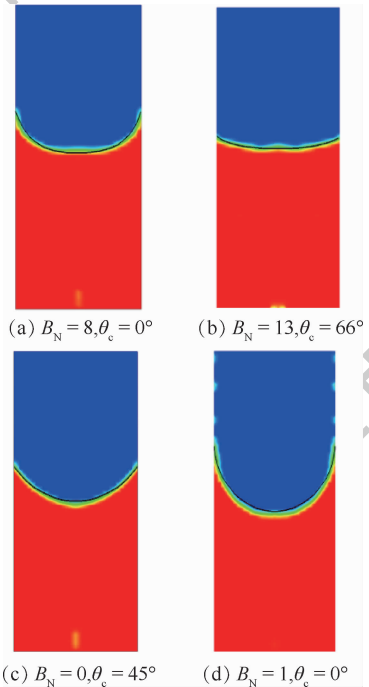


图5 静液面仿真结果与理论解对比

Fig.5 Comparison between static interface results and theoretical solutions

2.2 接触角的影响

计算 $B_N = 0$ 时,不同接触角的情况,分析接触角对气液界面分布的影响。

图6为不同接触角仿真的最终稳态静平衡液面的气液界面分布图,根据仿真结果,提取出不同接触角稳态平衡结果液面的爬升高度 dH 值,用储液器容器半径 a 无量纲化,得到的无量纲高度 dH/a 随接触角变化关系如图7所示。可以看出,相同Bond数条件下,接触角越小,液面沿壁面爬升的高度越大。由Young-Laplace方程可知,对于Bond数为0,即不存在重力影响的情况下,最终静力学平衡的界面上每一点的曲率只和界面两侧压力差有关。而界面两侧相同相工质内部压力处处相等,因此界面上各位置处曲率也处处相等,最终界面形状为球面。并且在壁面附近满足接触角条

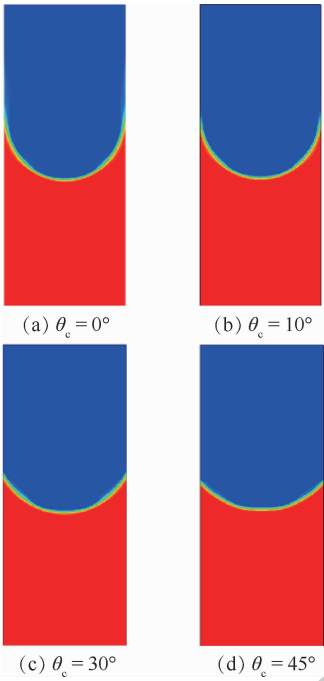


图6 不同接触角仿真结果($B_N = 0$)

Fig. 6 Simulation results with different contact angles ($B_N = 0$)

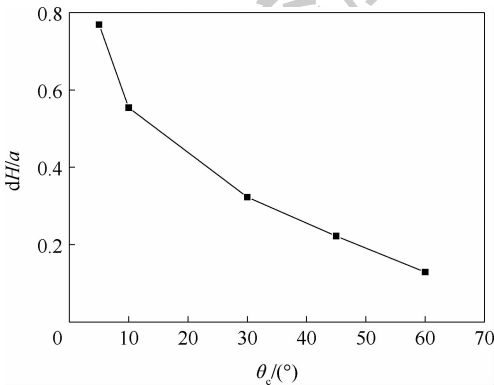


图7 液面爬升高度随接触角变化曲线

Fig. 7 Variation of height of liquid level with contact angles 件,球面切线与壁面夹角等于接触角。接触角越小,球面的曲率半径也越小,在满足液相体积不变的条件下,界面沿储液器壁面爬升高度也越高。

2.3 Bond 数的影响

计算接触角为 5° , 不同 Bond 数时的情况, 分析 Bond 数对气液界面分布的影响。图 8 为不同 Bond 数时, 仿真得到的气液界面分布图。

同样, 根据仿真结果提取出不同接触角稳态平衡结果液面的爬升高度 dH 值, 无量纲化后如图 9 所示。

Bond 数不等于 0 时, 界面上各点的表面张力与爬升液体的重力与界面两侧压差的合力平衡, 由于界面各点液面上升高度不一致, 界面上各点表面张力不再处处相等, 界面形状不再是圆球面, 且越靠近中心位置界面越平坦。由图 8 和图 9 可

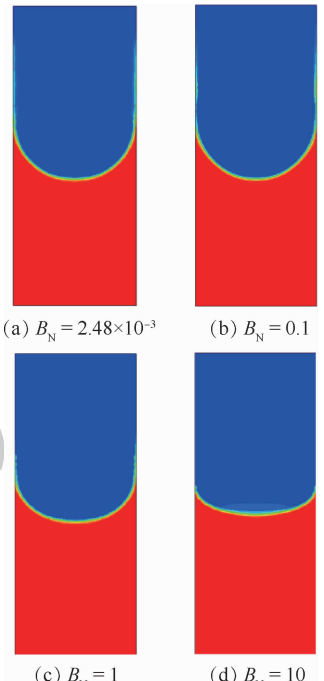


图8 不同 Bond 数仿真结果($\theta_c = 5^\circ$)

Fig. 8 Simulation results with different bond numbers ($\theta_c = 5^\circ$)

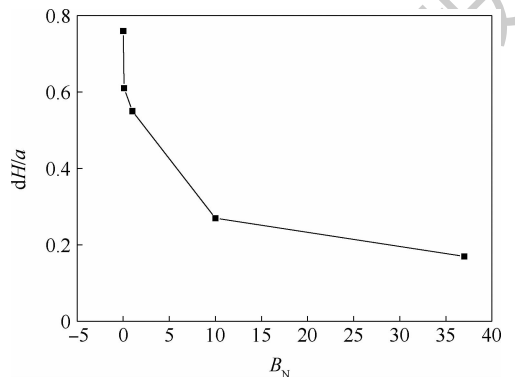


图9 液面爬升高度随 Bond 数变化曲线

Fig. 9 Variation of height of liquid level with bond number 可以看出, 相同接触角条件下, Bond 数越大, 液面沿壁面爬升高度越小, 界面越趋于扁平。当 Bond 数趋于 ∞ 时, 界面将最终变成一条水平直线。对于确定的工质, Bond 数只和重力加速度 g 及容器半径 a 相关。Bond 数表征了重力与表面张力的相对影响, Bond 数越大, 则重力作用越明显。重力加速度或容器尺寸越大, Bond 数也越大, 气液面分布受重力作用越明显, 液面爬升高度也越小。

为了解更多接触角及 Bond 数条件下, 液面爬升高度的变化规律, 本文还进行了更多的算例计算。图 10 为统计的对应不同 Bond 数, 液面爬升高度随接触角变化曲线。图 11 为对应不同接触角, 液面爬升高度随 Bond 数变化曲线。可以看出, 不同接触角时, 液面爬升高度均随 Bond 数增大而减小。不同 Bond 数时, 液面爬升高度均随着

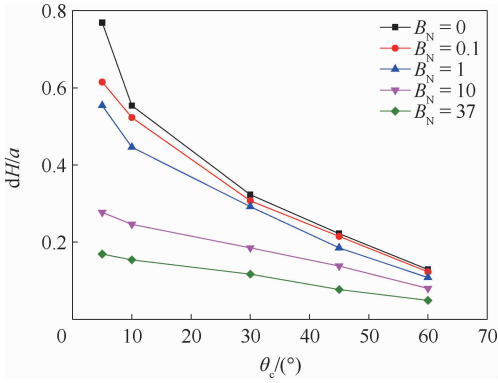


图 10 不同 Bond 数下,液面爬升高度随接触角变化曲线

Fig. 10 Variation of height of liquid level with contact angles under different Bond number

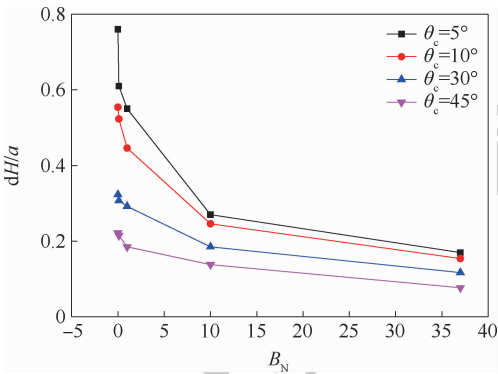


图 11 不同接触角下液面爬升高度随 Bond 数变化曲线

Fig. 11 Variation of height of liquid level with bond number under different contact angles

接触角增大而减小。且 Bond 数及接触角较小时,爬升高度受 Bond 数及接触角变化影响更为明显。

2.4 充灌量的影响

根据 2.1 ~ 2.3 节分析可知,在微重力条件下,由于表面张力作用,气液界面会沿着储液器容器壁面爬升,对于工质充灌量较小的情况,最终气液界面达到受力静平衡后,会稳定在圆柱腔体某个位置,形成圆弧形界面。但是当工质充灌量较大,界面爬升高度超过储液器最大高度时,界面会沿着顶部壁面继续移动。首先取 $B_N = 0$,接触角为 0 的情况分析,根据 2.2 节计算结果,此时 $dH \approx 21.5 \text{ mm}$ 。计算初始液面高度距离顶面 20 mm 的情况,即初始液面高度 140 mm。图 12 为各个时刻储液器内气液界面分布。

可以看出,由于初始界面距离容器顶部距离小于界面最大爬升高度 dH ,气液界面会沿着侧壁爬升至储液器顶部,此时壁面附近界面曲率变大,表面张力增大,壁面附近的界面上的合力指向气相一侧,界面会沿着储液器顶部壁面继续移动,最终形成了一个球形自由气泡,气泡由于惯性作用与壁面分离,并在储液器内向下移动,到达储液器底部后,由于壁面浸润吸附作用,停在了储液器底部附近。

当 $B_N \neq 0$ 时,此时气液界面还受到重力作用,取接触角为 0, B_N 分别为 0.025、0.1、1、10 的情况分析。根据第 2 节的计算结果, $B_N = 10$ 时, $dH \approx 10.5 \text{ mm}$, B_N 为 0.025、0.1、1 时爬升高度更大,计算初始液面高度距离顶面 10 mm 的情况,即初始液面高度为 150 mm,保证各工况界面均能爬升至储液器顶部。图 13 ~ 图 16 为不同 B_N 值各个时刻储液器内气液界面分布。

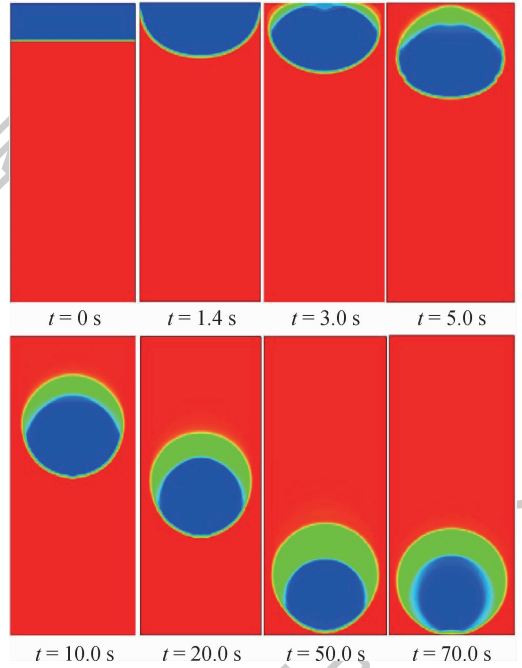


图 12 初始液面高度 140 mm 时各时刻气液界面形状

Fig. 12 Variation of liquid-vapor interface shapes with time at initial liquid level height of 140 mm

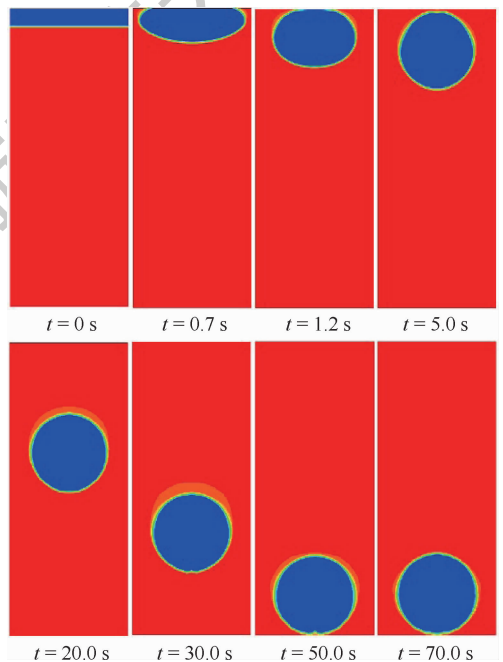
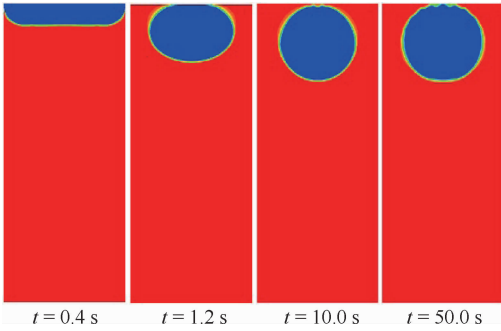
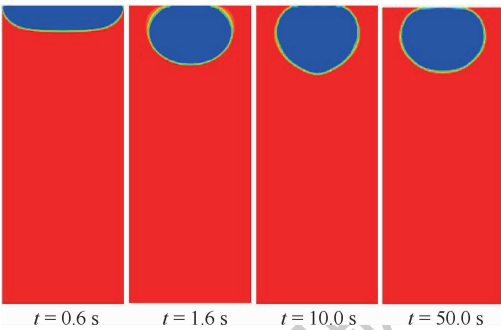
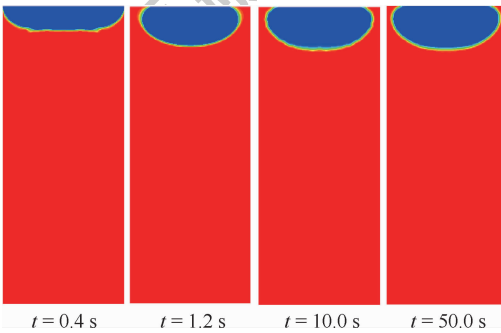


图 13 $B_N = 0.025$ 时各时刻气液界面形状

Fig. 13 Variation of liquid-vapor interface shapes with time at $B_N = 0.025$

图 14 $B_N = 0.1$ 时各时刻气液界面形状Fig. 14 Variation of liquid-vapor interface shapes with time at $B_N = 0.1$ 图 15 $B_N = 1$ 时各时刻气液界面形状Fig. 15 Variation of liquid-vapor interface shapes with time at $B_N = 1$ 图 16 $B_N = 10$ 时各时刻气液界面形状Fig. 16 Variation of liquid-vapor interface shapes with time at $B_N = 10$

可以看出,当 $B_N = 0.025$ 时重力水平极其微弱,自由界面发展规律与零重力情况一致,界面爬升至储液器顶部后继续沿顶部壁面移动,最终从顶部分离形成自由气泡,最终停在储液器底部。当 $B_N > 0.1$ 时,随着重力相对作用越来越大,浮升力作用越明显,界面沿着顶部壁面移动形成气泡后不再与顶部壁面分离,最终停留在储液器顶部。且随着浮升力增大,气泡受到顶部壁面挤压,由圆球状逐渐变成椭球状。虽然微弱的浮升力能使气泡停留在储液器顶部,但是储液器在轨工作时,卫星可能存在机动调姿,重力方向发生变化,气泡仍有可能在储液器内运动。

3 结 论

本文使用 CFD 方法对圆柱形储液器微重力条件下气液界面分布进行了仿真。根据本文分析研究工作,得到以下结论:

1) 静液面的仿真结果与理论解及 NASA 高空落塔试验数据对比基本一致,说明本文仿真方法的正确性。

2) 仿真结果表明,微重力条件下,储液器内气液界面分布主要由 Bond 数、接触角、液相充灌量影响。Bond 数、接触角越小,液面沿储液器壁面爬升高度越高。根据 Bond 数及接触角的定义可知,对于在轨确定的微重力条件和工质条件下,气液界面形状变化与储液器几何尺寸及表面浸润性相关。

3) 对于工质充灌量较大的情况,当液面爬升高度达到储液器顶部时,气液界面最终会形成自由气泡,气泡在储液器内自由运动,对于要求保证储液器底部出口处完全为液相工质的要求显然是不利的,因此需要合理设计储液器工质充灌量,避免自由气泡的形成。

参考文献 (References)

- [1] 李春林. 空间光学传感器热控技术研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(8): 863-870.
LI C L. Research on space optical remote sensor thermal control technique[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(8): 863-870 (in Chinese).
- [2] 赵振明, 孟庆亮, 张焕冬, 等. CCD 器件用机械泵驱动两相流体回路仿真与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 893-901.
ZHAO Z M, MENG Q L, ZHANG H D, et al. Simulation and experimental study of mechanically pumped two-phase loop for CCD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 893-901 (in Chinese).
- [3] ES J V, GERNER H J V, BENTHEM R C V, et al. Component developments in europe for mechanically pumped loop systems (MPLS) for cooling applications in space[C] // 46th International Conference on Environmental Systems, 2016: 96-110.
- [4] STARK J A, BRADSHAW R D, BLATT M H. Low-G fluid behavior technology summaries: NASA CR-134746[R]. Washington, D. C.: NASA STI/Recon Technical Report, 1974: 75-82.
- [5] AHUJA V, HOSANGADI A, MATTICK S, et al. Computational analyses of pressurization in cryogenic tanks[C] // AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 47-52.
- [6] KASSEMI M, KARTUZOVA O, HYLTON S. Validation of tow-phase CFD models for propellant tank self-pressurization: Crossing fluid types, scales, and gravity levels[J]. Cryogenics, 2017, 89: 1-15.

- [7] WENDL M C, HOCHSTEIN J I, SASMAL G P, et al. Modeling of jet-induced geyser formation in a reduced gravity environment: AIAA-1991-0803 [R]. Reston: AIAA, 1991.
- [8] BREISACHER K, MODER J. Preliminary simulations of the ullage dynamics in microgravity during the jet mixing portion of tank pressure control experiments: AIAA-2015-3853 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [9] KARTUZOVA O, KASSEMI M. Modeling ullage dynamics of tank pressure control experiment during jet mixing in microgravity [C] // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2016.
- [10] DAVID C, KASSEMI M. The zero boil-off tank (ZBOT) experiment role in development of cryogenic fluid storage and transfer technologies: NASA-E-664086 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2015:7-12.
- [11] DAVID C, KASSEMI M. The zero boil-off tank experiment contributions to the development of cryogenic fluid management: NASA GRC-E-DAA-TN24539 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2016:13-19.
- [12] KASSEMI M, HYLTON S, KARTUZOVA O. Zero-boil-off tank (ZBOT) experiment-CFD self-pressurization model validation with ground-based & microgravity results [C] // AIAA Propulsion and Energy Forum, Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2018:43-49.
- [13] 李章国, 刘秋生, 纪岩. 航天器贮箱气液自由界面追踪数值模拟 [J]. 空间科学学报, 2008, 28(1):69-73.
- LI Z G, LIU Q S, JI Y. Numerical simulation of liquid-vapor interface tracking in tank of spacecraft [J]. Chinese Journal of Space Science, 2008, 28(1):69-73 (in Chinese).
- [14] 胡齐, 李永, 潘海林. 微重力环境下大叶片板式贮箱内流体行为的数值仿真与实验验证 [J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(2):58-62.
- HU Q, LI Y, PAN H L. Numerical simulation and experiment verification of fluid behavior in the vane type tank with big vanes in microgravity environment [J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(2):58-62 (in Chinese).
- [15] BRACKBILL U, KOTHE D B, ZEMACH C. A continuum method for modeling surface tension [J]. Journal of Computational Physics, 1992, 100(2):335-354.
- [16] 杨旦旦, 岳宝增, 祝乐梅. 用打靶法求解微重力下矩形和旋转对称贮箱内静液面形状 [J]. 空间科学学报, 2012, 32(1):85-91.
- YANG D D, YUE B Z, ZHU L M. Solving shapes of hydrostatic surface in rectangular and revolving symmetrical tanks under microgravity using shooting method [J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(1):85-91 (in Chinese).
- [17] LEON J, HASTINGS L, RUTHERFORD R. Low gravity liquid-vapor interface shapes in axisymmetric containers and a computer solution: NASA TM X-53790 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1968:23-30.

Numerical analyses of liquid-vapor interface in two-phase thermal-controlled accumulator under microgravity condition

ZHOU Zhenhua^{1,2}, MENG Qingliang^{1,2,*}, ZHAO Zhenming^{1,2}

(1. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China;

2. Beijing Key Laboratory of Advanced Optical Remote Sensing Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Two-phase thermal-controlled accumulator plays a vital role in mechanically pumped two-phase loop system. And the distribution state of liquid and vapor is one of the key factors that decide the temperature control performance of the accumulator. The distribution state of fluid in accumulator under on-orbit microgravity condition is significantly different from that on ground, which brings great difficulties to the accumulator design. In order to study the two-phase medium distribution characteristics of accumulator under on-orbit microgravity condition, Computational Fluid Dynamics (CFD) method was used to simulate the two-phase flow behavior. The continuum surface force model and volume of fluid method were adopted to calculate the surface tension and track the liquid-vapor interface shape, respectively. By comparison between simulation results and theoretical solution, it shows that the results are consistent. Several influence parameters, including different Bond numbers, contact angles and filling ratios, were studied, the movement and distribution characteristics of the two-phase medium were obtained. The results indicate that the liquid-vapor interface shape is related to the size, wall wettability and medium filling ratio of accumulator. The results presented in this paper can provide theory basis for the control of liquid-vapor interface in accumulator, and can guide the research, development and on-orbit application of accumulator.

Keywords: two-phase thermal-controlled accumulator; mechanically pumped two-phase loop; liquid-vapor interface; microgravity; numerical simulation

Received: 2020-04-21; **Accepted:** 2020-08-07; **Published online:** 2020-09-01 10:23

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200831.1707.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806010)

* **Corresponding author.** E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0136

系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化



罗祎喆¹, 丁文锐^{2,*}, 雷耀麟³, 刘春辉²

¹北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; ²北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083;

³中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081)

摘 要: 考虑多架系留无人机(UAV)空中基站为多小区提供空地双向通信服务时, 针对地面用户数目分布不均匀和多机协同服务同频干扰严重的问题, 提出了一种联合优化空中基站高度和链路传输方向的吞吐量优化算法。该方法通过使用最大同频链路准则和就近服务准则确定了同频链路配对和无人机/用户配对, 通过优化空中基站高度和链路传输方向提升了系统平均吞吐量, 并减少了用户间的同频干扰。多种场景下验证结果均显示, 所提方法显著优于其他非联合优化的对比方法, 当拥塞小区用户数目是非拥塞小区用户数目的1~36倍时, 相比于不联合优化链路传输方向和空中基站高度的对比方法, 所提方法可提升系统平均吞吐量8倍左右。

关键词: 空中基站; 系留无人机(UAV); 空地双向通信; 优化方法; 链路传输方向

中图分类号: V279⁺.2; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1161-12

近年来随着无人机技术的发展, 无人机被广泛地应用在军事和民用领域的各个方面。因其具备部署迅速、成本较小等优势, 将无人机作为空中通信基站提高地面无线通信网络的服务质量和覆盖范围受到了广泛的关注, 并应用于移动通信系统的诸多研究^[1-4]。然而现有4G或者正在部署的5G基站系统复杂度高, 将其部署在无人机平台上将会产生大量的能耗; 另外, 无人机的悬停和机动亦会大量消耗所携带的能源。因此, 考虑将移动通信基站部署在无人机平台上普遍存在因机载能源不足而导致空中基站续航能力差的问题。

在实际工程应用中, 使用系留无人机(Tethered UAV)的一种部署长航时空中基站的方案。系留无人机通过线缆与地面连接, 获取供应电能, 能够实现长时间滞空悬停, 驻留在空中某个固定位置。相比于传统多旋翼无人机系统, 系留无人

机滞空能力更强, 所搭载有效载荷数量更多。系留无人机可采用线缆与对应的核心网接入点(如地面基站或者应急通信车)进行回程链路(Backhaul Link)的信息传输, 相比于依靠无线链路传输的多旋翼无人机其传输速率更高, 抗干扰能力更强^[5]。

2015年以色列航宇工业公司向一家美国政府客户交付首架“悬停灯(HoverLite)”系留无人飞机, 该无人机采用涵道风扇作为主升力装置, 采用4个外围旋翼作为稳定控制装置, 可在50m左右高度悬停并长时间工作。由于这一新型无人机系统对于静止、小范围移动、开敞空间跟随状态下的应用具有较大优势, 问世之后开始受到广泛关注。从飞机设计、电力保障、飞控优化、安全管理等各个角度, 系留无人机技术都获得了不断的推动。文献[6]提出了一种四旋翼无人机通过一根

收稿日期: 2020-04-10; 录用日期: 2020-07-03; 网络出版时间: 2020-08-05 16:05

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1132.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0502602)

* 通信作者。E-mail: ding@buaa.edu.cn

引用格式: 罗祎喆, 丁文锐, 雷耀麟, 等. 系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1161-1172. LUO Y Z, DING W R, LEI Y L, et al. Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1161-1172 (in Chinese).

系留电缆和传统地面通信基站相连接的方法,该方法中无人机不仅可以通过系留电缆实时供给电能,还可以利用电缆实现无人机和基站间信息无干扰的有线传输。文献[7]研究了当系留空中无人平台作为中继节点辅助地面节点和高空无人平台(High Altitude Platform, HAP)时的相关应用,分析推导了在信道状态未知时的系统吞吐量表达式。作为空中基站,系留无人机可用作蜂窝小区服务器,通过优化其部署位置和用户分配,提升地面用户服务质量^[8]。在此基础上,系留无人机可与地面基站配合使用,借助其机动能力,扩展蜂窝小区的覆盖面积,并且辅助地面基站进行信息分流,提升整体处理能力^[9]。

在国内无人机产业当中,系留无人机产业发展基本处于初级阶段,尚未形成规模。但是国内移动通信、公安系统、灾害应急管理部门等已经开始尝试利用系留无人机对一些传统的业务需求进行赋能和提升。2017年中国移动在多地进行了系留式无人机应急高空基站测试,测试中的系留式无人机应急高空基站可在5 min内快速升空至100 m,24 h不间断为测试区域提供VoLTE及数据业务等通信保障^[10]。文献[11-12]提出了系留无人机应用于地震等自然灾害时的应急救援通信方案。在地面基站遭到破坏时,由系留无人机组网与指挥部和应急中心建立通信网络。

尽管国内外对系留无人机进行了学术研究及工程实践方面的初期探索,但是仍有部分问题需要进一步研究:①当前研究多以单无人机为主,缺少对多无人机多小区的进一步分析,特别是当各小区中用户分布不均匀的情况;②通信方式多以单向通信为主,双向通信时的链路传输方向和链路配对需要进一步研究。本文在前述研究工作^[13-14]的基础上进行扩展,在多架系留无人机应用于空地双向通信时,对空中基站高度、链路传输方向、同频链路配对和无人机/用户配对进一步优化,实现了多机系留无人机系统在服务多个用户不均匀分布小区时的系统吞吐量最大化,并有效减少用户间的同频干扰。

1 系留无人机空地双向通信分析

1.1 多机协同空地双向通信

以2架无人机为例,如图1所示, I_{GC} 为地面用户间的干扰, I_{UG} 为无人机和地面用户间的干扰。当不同蜂窝小区含有数量差别较大的地面用户时,如果无人机都被部署于较低的高度,则对应小区用户多的无人机通信负载过重而其他无人机

通信资源被浪费。一种直观的较优的部署方式是将对应小区用户数量少的无人机部署在较高的位置,使其天线的覆盖范围能够覆盖到用户数目多的小区,从而达到多无人机协同服务的目的。但是在升高高度协同服务且多架无人机使用相同的频带进行下行通信服务时,某个链路的接收机将会受到来自其他空地信道的同频干扰,由于空地链路往往是直视链路,这种同频干扰往往严重影响通信质量。在双向通信的场景下,严重的同频干扰可以通过配置链路的传输方向减弱。当2条链路使用不同的传输方向时,同频干扰将会来自空对地信道变为来自地对地和空对空信道,而当无人机装备定向天线且多架无人机都处于其他无人机天线主瓣外时,空对空信道的同频干扰可近似为0,而地对地信道往往是非直视链路。

当不同蜂窝小区含有数量近似相等的地面用户时(见图2),无人机理应部署在较低的位置来服务各自对应的小区以最小化路径损耗。这种情况下当不同链路使用不同传输方向时,地面节点

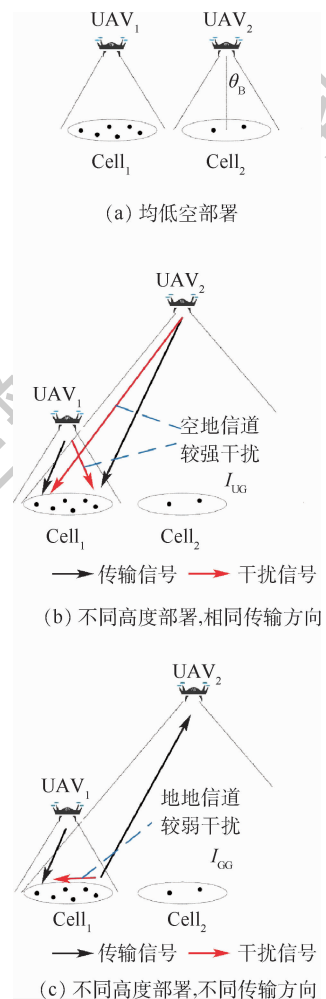


图1 小区地面用户分布不均衡场景的空地通信
Fig. 1 Air-ground communication in the scenario of uneven distribution of ground users in community

依然会受到来自地对地信道的同频干扰,而当不同链路使用相同传输方向时,所受到的干扰近似为0。

因此,在多架系留无人机协同服务多个小区时,无人机高度、链路传输方向可以根据不同小区地面用户拥塞程度进行调整,从而尽可能减小同频干扰进而最大化系统吞吐量。

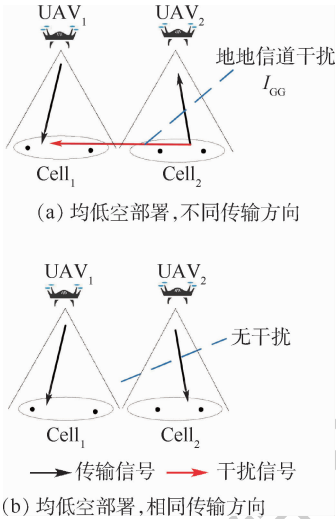


图2 小区地面用户分布均衡场景的空地通信

Fig. 2 Air-ground communication in the scenario of average distribution of ground users in community

1.2 同频服务与单独服务间的均衡

当考虑多架无人机同频服务多个地面节点时,不同的同频服务方式也会影响整个双向通信的系统吞吐量。如图3所示,2条链路在同时同频服务时,整个系统双向通信需要2个时隙;而2条链路单独通信时,如图4所示,整个系统双向通信需要4个时隙。这里存在一种均衡:2条链路同时同频服务需要总时隙少,但是存在同频干扰;2条链路单独服务需要总时隙多,但是每条链路都无干扰。

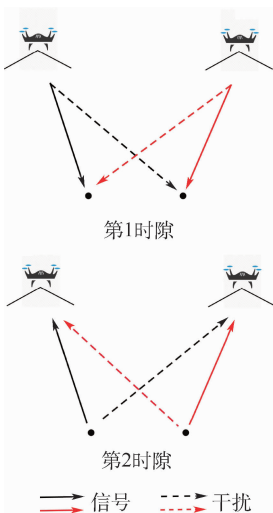


图3 同频链路服务

Fig. 3 Co-channel service

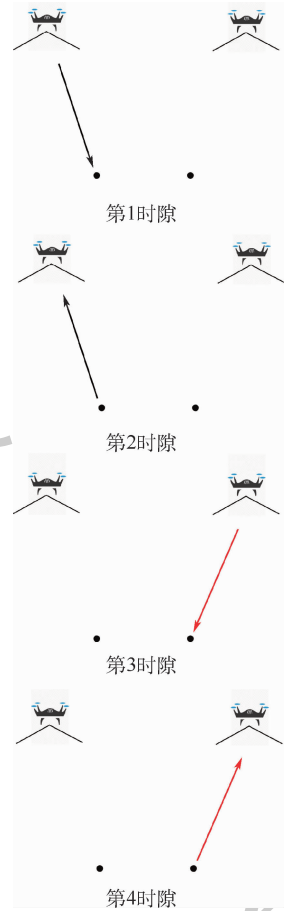


图4 单独链路服务

Fig. 4 Individual channel service

基于以上的研究动机,本文研究在多架系留无人机空地双向通信场景中,通过优化无人机高度、链路传输方向以及确定同频服务方式最大化整个系统的系统吞吐量(即在给定的地面用户业务需求量的情况下,尽可能快地完成服务)。需要说明的是,在传统的蜂窝移动通信系统中,通过使用频谱分配消除小区间干扰受到了广泛的研究并已发展成为一项成熟的技术,因此直观上在无人机空地通信场景下也可以使用传统的频谱分配消除小区间干扰;但是在多小区同频场景中,研究如何充分地利用频谱资源和优化无人机带来的新自由度,具有更高的价值和意义。

2 相关场景建模

2.1 传输场景和双向通信模式

本文考虑 M 架系留无人机与对应蜂窝小区内 M 个微基站(或地面通信车)连接,向地面的通信用户提供空地双向通信服务。每个小区包含 $N_i, i \in \mathcal{M} = \{1, 2, \dots, M\}$ 个均匀分布的地面用户。假设系留无人机高度可调,但在水平面上的位置固定(受系留带约束),且与对应的蜂窝小区基

站水平位置相同。无人机 UAV_i 的三维坐标可以表示为 $\mathbf{p}_i = [x_i, y_i, H_i]$; 地面用户 $G_j, j \in \mathcal{K} = \{1, 2, \dots, K = \sum_{i=1}^M N_i\}$ 的三维坐标表示为 $\mathbf{w}_j = [x_j^G, y_j^G, 0]$ 。

所有通信节点采用半双工通信模式,且每架无人机在服务多个地面用户时采用时分复用(TDMA)模式(TDMA可充分利用无人机作为空中基站带来新的自由度,无人机在服务每个用户时可调整自身高度实现通信的最优传输)。假设每个地面节点的业务需求是相等的且每个用户有且仅有一架无人机对其进行双向通信服务,保障了一定程度的公平性。所有的无人机在相同的频段采用时分双工(TDD)模式与每个用户进行双向通信并考虑上下行业务量均衡的双向通信(如应急通信下移动用户的上下行业务量相近);即连续的2个时隙中第1个时隙用于上行(下行)传输,则另外一个时隙用于下行(上行)传输。在本文所提的场景中所有链路是时隙同步的,保证了在给定任意一个时刻可以最多有2条同频链路。整个服务过程可在软件定义网络(Software Defined Network, SDN)架构下完成,系统的全局信息由1个云端控制器(该云端可以为任意一架无人机或者附近的宏基站)统一管理,并在控制器中进行服务策略优化。服务过程中的控制信号获取,同时整个空地通信系统的最优传输策略可由云端优化后通过转发层(空中基站,地面基站)发送给各个传输节点。为了简化系统模型,本文认定在此网络架构中用户可始终接收到转发层的信号。

2.2 信道模型和链路接收功率

本文中涉及到的无线信道有空对空、空对地和地对地信道。空对空信道建模为直视(Line-of-Sight, LoS)链路而地对地信道建模为非直视(Non-Line-of-Sight, NLoS)链路。空地信道建模为概率型直视/非直视链路^[15]。为简化计算,所有类型的信道考虑路径损耗和大尺度衰落。

考虑每架无人机配备定向天线,而定向天线的增益可以表示为

$$g(d) = \begin{cases} \frac{g_0}{\Phi_B^2} & d \leq h_i / \cos \Phi_B \\ g_s & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $g_0 \approx 2.2846$; $\Phi_B \in (0, \pi/2)$ 为天线的半波数宽度; d 为 UAV_i 和接收端的距离; h_i 为无人机 i 的飞行高度; g_s 满足 $0 \leq g_s \leq g_0 / \Phi_B^2$, 本文将简化为 $g_s = 0$, 每个地面用户考虑装备增益为 g_0 的全向天线^[16]。

假设信道对称,上行链路(G_j -to-UAV_i)和下行链路(UAV_i-to- G_j)的接收端功率分别为

$$P_{gu}(\mathbf{p}_i, \mathbf{w}_j) = \frac{P_g g_0}{(\kappa_0 d_{ji})^n (p_{\text{LoS}} \psi_{\text{LoS}} + p_{\text{NLoS}} \psi_{\text{NLoS}})} \quad (2)$$

$$P_{ug}(\mathbf{p}_i, \mathbf{w}_j) = \frac{P_u g(d_{ij})}{(\kappa_0 d_{ji})^n (p_{\text{LoS}} \psi_{\text{LoS}} + p_{\text{NLoS}} \psi_{\text{NLoS}})} \quad (3)$$

式中: P_g 和 P_u 分别为地面节点和无人机的发射功率; $\kappa_0 = 4\pi f_c / c$, f_c 为载频, c 为光速; $d_{ij} = d_{ji} = \|\mathbf{p}_i - \mathbf{w}_j\|$; n 为路损指数; $g(d_{ij})$ 为定向天线增益; $\psi_{\text{LoS}} \sim \mathcal{N}(\mu_{\text{LoS}}, \sigma_{\text{LoS}}^2)$ 和 $\psi_{\text{NLoS}} \sim \mathcal{N}(\mu_{\text{NLoS}}, \sigma_{\text{NLoS}}^2)$ 分别为直视链路和非直视链路呈对数正太分布的阴影衰落均值和方差^[15]; 直视链路的概率为 $p_{\text{LoS}} = \alpha(180\theta/\pi - 15)^\gamma$, $\theta = \arcsin(h_i/d_{ij})$ 为 UAV_i 和 G_j 的仰角, α 和 γ 为与环境有关的参数^[15]; 非直视链路的概率为 $p_{\text{NLoS}} = 1 - p_{\text{LoS}}$ 。

空对空(UAV_i-UAV_p)和地对地(G_j - G_q)链路中的接收端功率可以分别表示为

$$P_{uu}(\mathbf{p}_i, \mathbf{p}_p) = \frac{P_u g(d_{ip})}{(\kappa_0 d_{ip})^n \psi_{\text{LoS}}} \quad (4)$$

$$P_{gg}(\mathbf{w}_j, \mathbf{w}_q) = \frac{P_g g_0}{(\kappa_0 d_{jq})^n \psi_{\text{NLoS}}} \quad (5)$$

式中: 下标 $p \in \mathcal{M}$ 且 $p \neq i$; 下标 $q \in \mathcal{K}$ 且 $q \neq j$; $d_{ip} = \|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_p\|$; $d_{jq} = \|\mathbf{w}_j - \mathbf{w}_q\|$; \mathbf{w}_q 代表节点为 q 的地面用户三维位置坐标; \mathbf{p}_p 代表节点为 p 的无人机三维位置坐标。

2.3 同频干扰、同频链路配对和无人机/用户配对

多条链路在同一个频带进行双向通信时,链路传输方向不同,干扰的来源和方向也不同,即干扰经历的信道不同。在本文研究的空地双向通信场景中,空对空、空对地和地对地信道有着不同的衰落情况。一般而言,地对地非直视链路衰落最严重,空对地次之,而空对空链路衰落程度最小,因此,不同来源和方向的干扰强度不同。

为了在更一般的场景(即任意条链路)下对多链路同频干扰进行数学描述,文献[17]定义了干扰转动(Interference Spin)的概念:对于上下行业务量均衡的双向通信链路 L_{ij} (UAV_i- G_j),若下行通信发生在奇数时隙(即上行通信发生在偶数时隙),则定义链路 L_{ij} 的干扰转动值 $s_{ij} = 0$;若上行通信发生在奇数时隙(即下行通信发生在偶数时隙),则定义链路 L_{ij} 的干扰转动值 $s_{ij} = 1$ 。基于干扰转动的定义,多条链路的相对干扰转动值可以由所有链路的干扰转动值经过异或得到,比如:

链路 L_{ij} 和链路 L_{pq} ($\text{UAV}_p - G_q$) 的相对干扰转动值 $r_{ij,pq} = s_{ij} \oplus s_{pq}$ 。相对干扰转动值可以描述多条链路的相对传输方向,比如当链路 L_{ij} 和 L_{pq} 使用相同的传输方向时 $r_{ij,pq} = 0$;反之当他们使用不同的传输方向时 $r_{ij,pq} = 1$ 。

同频链路配对是指对同时同频工作链路数量和配对方式的描述。同频链路配对方式决定着整个空地双向通信系统总的服务时间:同频链路配对数越多,所有的地面节点就可以越快地被服务完。图 3 和图 4 在最简单的场景下说明了 2 架无人机服务 2 个地面节点时的同频链路配对方式。同频链路配对的可能性随着无人机和地面节点数量的增加而大幅度增加。比如当无人机数量 $M = 2$ 且地面节点数 $K = 4$ (即 $G_1; G_2; G_3; G_4$) 时,共有 10 种链路配对方案: $\{(G_1 G_2)(G_3 G_4)\}, \{(G_1 G_3)(G_2 G_4)\}, \{(G_1 G_2)(G_3 G_4)\}, \{(G_1)(G_2)(G_3 G_4)\}, \{(G_1)(G_2)(G_3)(G_4)\}, \{(G_1)(G_3)(G_2 G_4)\}, \{(G_1)(G_4)(G_2 G_3)\}, \{(G_1 G_2)(G_3)(G_4)\}, \{(G_1 G_3)(G_2)(G_4)\}, \{(G_1 G_4)(G_2)(G_3)\}, \{(G_1)(G_2)(G_3)(G_4)\}$ 。

其中,第 1 种链路配对方案为 $\{(G_1 G_2)(G_3 G_4)\}$ 表示整个系统完成双向通信 2 次:第 1 次同频服务 G_1 和 G_2 ,第 2 次同频服务 G_3 和 G_4 ;而第 10 种链路配对方案为 $\{(G_1)(G_2)(G_3)(G_4)\}$ 表示整个系统完成双向通信 4 次,每一次只有 1 个地面节点被服务。

更为一般地,定义 $\lambda \in A$ 为 M 架无人机服务 K 个地面节点时的某个同频链路配对方案,而 Π 为所有链路配对方案的集合。

定理 1 M 架无人机使用相同频带服务 K 个地面用户时,同频链路调度方式总数为

$$|A| = \sum_{m=\lfloor K/M \rfloor}^K S(K, m) \quad (6)$$

式中: $S(K, m) = \binom{K}{m} = \frac{1}{m!} \sum_{i=0}^m (-1)^i \binom{m}{i} (m-i)^K$ 为二阶斯特林数,表示将 K 个元素分组为 m 个子集的方式总数。

证明 $S(K, m) = \binom{K}{m}$ 表示将 K 个地面用户分组成 m 个子集的方式数目,即每一个子集代表整个系统的一次双向通信,因此 m 为整个系统服务完所有用户的双向通信次数。**证毕**

理论上在每一次双向通信中:最小同频链路数为 1,即该次只有一条链路在进行双向通信;最大的同频链路数等于无人机的数量 M 。

对于每次只有一条链路进行双向通信时的情

况,服务方案总数为 $S(K, m) = \binom{K}{m}$ 。此时,整个系统服务完所有用户的双向通信次数为 K 次。

当每次服务有多条同频链路时,系统所使用的总的时隙数减小,考虑系统完成服务所使用的时隙数最小的情况:此时,每次双向通信系统都选择尽可能多的用户进行服务,即每个子集中都含有最大的元素数目 M ,而设系统最快完成服务时所使用的双向通信次数为 X ,则 $X = \lceil K/M \rceil$ 。

对于某一种同频链路配对方案, $|\lambda|$ 表示某个同频链路配对方案中的双向通信次数或者 $2|\lambda|$ 为整个双向通信系统的服务总时长,例如 $\{(G_1)(G_2)(G_3 G_4)\}$ 代表整个系统完成双向通信 $|\lambda| = 2$ 次,一共消耗 $2|\lambda| = 4$ 次时隙。

在本文所研究的多架无人机同时同频服务多个地面节点的场景中,因地面节点位置各异,因此无人机/用户配对方式影响每条链路的接收功率和同频干扰。为了对无人机/用户配对进行数学描述,定义无人机/用户配对因子 $A_{vw} \in \{0, 1\}$, $v \in \mathcal{M}, w \in \mathcal{K}: A_{vw} = 1$ 表示 G_w 由 UAV_v 提供双向通信服务; $A_{vw} = 0$ 表示 G_w 不由 UAV_v 提供服务。因每个用户有且仅有 1 架无人机对其进行服务,则有

$$\sum_{v \in \mathcal{M}} A_{vw} = 1, \forall w.$$

2.4 信噪比和系统吞吐量

基于以上对链路干扰转动、同频链路配对和无人机/用户配对的数学描述,同频链路配对方案 λ 中的某次同频服务 $\lambda(t), t \in (1, |\lambda|)$ 的链路 L_{ij} , 即 $G_j \in \lambda(t)$ 的上行传输 ($\text{UAV}_i \rightarrow G_j$) 和下行传输 ($G_j \rightarrow \text{UAV}_i$) 的接收信噪比可以表示为

$$\text{SINR}_{ij} = A_{ij} P_{ug}(\mathbf{p}_i, \mathbf{w}_j) / \left[\sum_{\substack{m \in \mathcal{M}, n \in \lambda(t) \\ m \neq i, n \neq j}} A_{pq} r_{ij,pq} P_{gg}(\mathbf{w}_j, \mathbf{w}_n) + \sum_{\substack{m \in \mathcal{M}, n \in \lambda(t) \\ m \neq i, n \neq j}} A_{pq} (1 - r_{ij,pq}) P_{ug}(\mathbf{p}_m, \mathbf{w}_j) + \sigma^2 \right] \quad (7)$$

$$\text{SINR}_{ji} = A_{ij} P_{gu}(\mathbf{p}_i, \mathbf{w}_j) / \left[\sum_{\substack{m \in \mathcal{M}, n \in \lambda(t) \\ m \neq i, n \neq j}} A_{pq} r_{ij,pq} P_{uu}(\mathbf{p}_i, \mathbf{p}_m) + \sum_{\substack{m \in \mathcal{M}, n \in \lambda(t) \\ m \neq i, n \neq j}} A_{pq} (1 - r_{ij,pq}) P_{gu}(\mathbf{w}_n, \mathbf{w}_j) + \sigma^2 \right] \quad (8)$$

因此,链路 L_{ij} 双向传输速率可以表示为

$$R_{ij} = \frac{1}{2} W (\log_2(1 + \text{SINR}_{ij}) + \log_2(1 + \text{SINR}_{ji})) \quad (9)$$

式中:因每条链路都使用同样的带宽,为简化表

达,将带宽归一化为 $W = 1$ Hz; 因子 $1/2$ 是因为双向通信使用了 2 个时隙; SINR 为信号与干扰加噪声比; SINR_{ij} 为无人机 i 与地面用户 j 间的信号与干扰加噪声比; σ 为噪声方差。

2.5 系统优化问题模型

本文的优化目标定义为最大化整个空地双向通信的系统吞吐量。吞吐量是指系统单位时间内成功地传送数据的数量。从网络层面讲,吞吐量用每秒传输的字节数表示。本文在此基础上进一步考虑链路同频干扰的影响,强调系统吞吐量为每秒有效传输的数据量,因此将系统吞吐量定义为所有链路的双向传输速率与整个系统进行双向通信服务所消耗总时间的比值。其中双向服务消耗总时间包含通信传输时间、无人机机动和控制信息传输时长,考虑到后者相对于前者时长较少,这里做近似化处理忽略不计。综合以上描述,该系统吞吐量与空中基站高度、链路传输方向、无人机/用户配对和同频链路配对密切相关。

定义所有空中基站高度的集合为 $\mathcal{H} = \{H_1, H_2, \dots, H_M\}$; 链路相对干扰转动值的集合为 $\mathcal{R} = \{r_{ij,pq} \mid i, p \in \mathcal{M}; j, q \in \mathcal{K}\}$; 无人机/用户配对因子的集合为 $\mathcal{A} = \{A_{vw} \mid v \in \mathcal{M}, w \in \mathcal{K}\}$ 。

因此,最大化系统吞吐量的数学描述可以表示为

$$\max_{\mathcal{A}, \mathcal{R}, \mathcal{H}, \lambda} \frac{\sum_{i=1}^{|\lambda|} \sum_{j \in \mathcal{A}(i)} \sum_{i=1}^M R_{ij}}{2|\lambda|} \quad (10a)$$

$$A_{vw} = \{0, 1\} \quad (10b)$$

$$r_{ij,pq} = \{0, 1\} \lambda \in \Lambda \quad (10c)$$

$$\sum_{v \in \mathcal{M}} A_{vw} = 1 \quad \forall w \quad (10d)$$

$$H_{\min} \leq H_i \leq H_{\max} \quad (10f)$$

式中: $r_{ij,pq}$ 为链路 L_{ij} 和链路 L_{pq} 的相对干扰转动值。

其中,约束式(10d)和(10e)保证每个地面用户只被服务一次。系留无人机的最大和最小可调高度为 H_{\max} 和 H_{\min} 。

优化问题式(10)的优化变量中, \mathcal{H} 中的元素为连续变量, \mathcal{R} 和 \mathcal{A} 中的元素为二元离散变量, λ 是一个组合中的元素。因此,该问题为混合整数规划和组合优化结合的优化问题。

3 基于最大同频链路和就近服务准则的优化算法

3.1 算法设计理念

优化问题式(10)中同频链路配对方案数量

$|\Lambda|$ 随着无人机数量 M 和地面节点数目 K 的增加而急剧增加。依据定理 1 可以计算出,当 $M=2$ 且 $K=2, 4, 6, 8, 16$ 时,同频链路配对方案数量为 $|\Lambda|=2, 10, 76, 764, 46\ 206\ 736$, 遍历每一种同频配对方案在本文优化问题的实际应用中不可取; 同时由于信噪比表达式复杂,组合优化中常用的匈牙利方法等算法也无法求解出最优的同频链路配对方案。

根据作者之前工作的结论^[13-14]: 在 2 架系留无人机空地双向通信的场景下,同频链路数越多,系统的吞吐量越大。该结论可以解释为:同频链路数目的增多可以减小整个系统的通信服务总时长,尽管同频链路之间存在干扰,但是通过优化高度和链路传输方向可以尽可能地减少其同频干扰,从而可以使此情况下的系统吞吐量优于同频链路数较少的系统吞吐量。因此,在更为一般的多无人机场景下,提出一种基于最大同频服务准则的传输策略,即在每时隙的双向通信服务时, M 架无人机选择尽可能多的地面节点进行同频服务。

对于无人机/用户配对而言,直观上无人机应选择离其最近的地面节点进行服务,同时在实际应用中就近服务准则也广泛应用在传统的移动通信中并被证明是一种较优的服务方式。

因此,本文提出一种面向实际应用的优化问题求解算法,该算法通过使用最大同频服务准则和最邻近服务准则快速确定问题式(10)优化变量中同频服务方式 λ 和空中基站/用户连接因子 \mathcal{A} , 从而降低了原问题优化求解复杂度。求解算法具体描述如算法 1 所示。

算法 1 面向实际应用的优化问题求解算法。

1. 初始化: 给定 K 个地面节点坐标和 M 架空中基站标。
2. while $\mathcal{K}_t \neq \emptyset$ do
3. 给定当前待服务地面节点集合 \mathcal{K}_t , 该集合包含 k_t 个地面节点, t 表示这是第 t 次双向通信服务过程。
4. if $k_t \geq M$
5. (子问题 1) 使 M 架空中基站与离各自最近的用户完成连接。经过此步骤,第 t 次双向通信服务的 M 条同频链路(集合 \mathcal{L}_t 表示)已被确定: 包括 M 个地面用户(集合 \mathcal{G}_t 表示)和对应 M 架空中基站(集合 \mathcal{U}_t 表示)。
6. (子问题 2) 对于此 M 条同频链路,求解其链路传输方向和空中基站高度的联合优化子问题。
7. else

8. (子问题3)使 k_i 个地面用户节点与离各自最近的空中基站连接。经过此步骤,第 t 次双向通信服务的 k_i 条同频链路(集合 \mathcal{L}_i 表示)已被确定:包括 k_i 个地面用户(集合 \mathcal{G}_i 表示)和对应的 k_i 架空中基站(集合 \mathcal{U}_i 表示)。

9. (子问题2)对于此 k_i 条同频链路,求解其链路传输方向和空中基站高度的联合优化子问题。

10. end if

11. 从待服务地面节点集合 \mathcal{K}_i 中删除本次已被服务节点集合 \mathcal{G}_i 。

12. end while

对于子问题1,每架无人机选择距离自己最近的节点(即最临近搜索),然后多架无人机进行迭代从而可求解,子问题3类似。

3.2 基于序列凸规划和分枝定界法的链路传输方向和空中基站高度优化

用 \mathbf{H}_i 来表示无人机集合 \mathcal{U}_i 中的空中基站高度组成的向量,用 \mathbf{R}_i 来表示同频链路集合 \mathcal{L}_i 中链路传播方向组成的向量;且定义 \mathcal{L}_i 中的元素个数为 N_i 。则空中基站高度和链路传输方向的联合优化子问题2可以被数学描述为

$$\max_{\mathbf{H}_i, \mathbf{R}_i} \sum_{i \in \mathcal{U}_i, j \in \mathcal{G}_i} R_{ij} \quad (11a)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} r_{ij, pq} \in \{0, 1\} & r_{ij, pq} \in \mathbf{R}_i \end{cases} \quad (11b)$$

$$\begin{cases} H_{\min} \leq H_i \leq H_{\max} & H_i \in \mathbf{H}_i \end{cases} \quad (11c)$$

式中:优化变量 \mathbf{H}_i 为连续变量,而 \mathbf{R}_i 为二元离散变量,因此子问题2为混合整形规划问题。该问题的解决思路为:①将二元离散变量放松为0~1之间的连续变量;②使用凸/凸近似优化理论求解放松问题;③使用分枝定界法确定原问题中二元离散变量的取值。

对二元离散变量 \mathbf{R}_i 放松为连续变量 $\bar{\mathbf{R}}_i$ 的问题可以被数学描述为

$$\max_{\mathbf{H}_i, \bar{\mathbf{R}}_i} \sum_{i \in \mathcal{U}_i, j \in \mathcal{G}_i} R_{ij} \quad (12a)$$

$$\text{s. t. } r_{ij, pq} \in \{0, 1\} \quad r_{ij, pq} \in \bar{\mathbf{R}}_i \quad (12b)$$

$$H_{\min} \leq H_i \leq H_{\max} \quad H_i \in \mathbf{H}_i \quad (12c)$$

其中,约束条件均为凸集,而目标函数为多个双向传输速率的仿射集合,而每一个双向传输速率 R_{ij} 是对数函数和信噪比的复合函数。考虑优化变量为 \mathcal{H} 和 \mathcal{R} 中的元素时,经过二阶求导验证, R_{ij} 中的信噪比(7)和(8)是非凸函数;而 R_{ij} 中的对数函数为凹函数。因此,序列凸近似方法结合凸函数复合法可以用来解决优化问题(12)。具体求解过程描述如下。

首先,序列凸近似方法涉及到对函数的求导运算,只适用于目标函数与约束条件均为连续函数的优化问题求解。而在以上对于优化问题的数学描述中,定向天线增益(1)为分段函数,相对于干扰转动 $r_{ij, pq}$ 为异或函数,两者均为非连续函数,无法直接应用序列凸近似方法进行求解。因此先将分段函数(1)近似为逻辑斯蒂函数:

$$\bar{g} \approx \frac{g_0 / \Phi_B^2}{1 + e^{-100(-\arccos^{-1}(h_z/d) + \Phi_B)}} \quad (13)$$

对于相对干扰转动 $r_{ij, pq}$,将异或函数先近似为分段函数,再将分段函数近似为逻辑斯蒂函数:

$$r_{ij, pq} = s_{ij} \oplus s_{pq} \approx \begin{cases} 1 & |s_{ij} - s_{pq}| \geq 0.5 \\ 0 & |s_{ij} - s_{pq}| < 0.5 \end{cases} \approx \frac{1}{1 + e^{-100(\sqrt{(s_{ij} - s_{pq})^2} - 0.5)}} \quad (14)$$

式中: s_{ij} 为链路 L_{ij} 的链路转动干扰值; s_{pq} 为链路 L_{pq} 的链路转动干扰值。若链路 L_{ij} 双向通信过程中下行通信发生在第1时隙且上行通信发生在第2时隙,则 $s_{ij} = 0$, 否则 $s_{ij} = 1$ 。

其次,对信噪比表达式进行凸近似:定义 $U(\mathbf{H}_i, \bar{\mathbf{R}}_i)$ 为信噪比的统一表达式,且 $(\mathbf{H}_i^*, \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 为优化问题的一个可行解,则分别以空中基站高度和链路传输方向为变量的信噪比一阶泰勒近似 \bar{U}_h 和 \bar{U}_r 可以表示为

$$\bar{U}_h(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*) = \bar{U}_h(\mathbf{H}_i, \bar{\mathbf{R}}_i^*) + (\mathbf{H}_i - \mathbf{H}_i^*) \frac{\partial U(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*)}{\partial \mathbf{H}_i} \Big|_{\mathbf{H}_i = \mathbf{H}_i^*} \quad (15)$$

$$\bar{U}_r(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*) = \bar{U}_r(\mathbf{H}_i^*, \bar{\mathbf{R}}_i^*) + (\bar{\mathbf{R}}_i - \bar{\mathbf{R}}_i^*) \frac{\partial U(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*)}{\partial \bar{\mathbf{R}}_i} \Big|_{\bar{\mathbf{R}}_i = \bar{\mathbf{R}}_i^*} \quad (16)$$

$\bar{U}_h(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 和 $\bar{U}_r(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*)$ 分别代入式(9),可以分别得到以空中基站高度和链路传输方向为变量的近似双向传输速率 $\bar{R}_{ij}^h(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 和 $\bar{R}_{ij}^r(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*)$ 。经过泰勒一阶近似后, $\bar{R}_{ij}^h(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 和 $\bar{R}_{ij}^r(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*)$ 均为凸函数,即对 $\bar{R}_{ij}^h(\mathbf{H}_i | \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 和 $\bar{R}_{ij}^r(\bar{\mathbf{R}}_i | \mathbf{H}_i^*)$ 分别进行空中基站高度和链路传输方向的优化时均为凸优化过程。

基于以上描述并结合分支定界法思想,链路传输方向和空中基站高度联合优化算法见算法2。

算法2 基于分枝定界法的传输方向和空中基站高度联合优化算法。

1. 初始化:给定一个满足约束条件(12b)和(12c)的可行解 $(\mathbf{H}_i^*, \bar{\mathbf{R}}_i^*)$ 。

2. while 遍历每条链路干扰转动值 do

3. 通过解高度凸优化问题,更新 \mathbf{H}_i^* 。
4. for $k = 1 : N_i$
5. $\bar{\mathbf{R}}_i(k) = 0$
6. 通过解链路传输方向凸优化问题,更新 $\bar{\mathbf{R}}_i^*$,且此时目标函数 $\text{Obj}_0 = \sum R_{ij}$ 。
7. $\bar{\mathbf{R}}_i(k) = 1$
8. 通过解链路传输方向凸优化问题,更新 $\bar{\mathbf{R}}_i^*$,且此时目标函数 $\text{Obj}_1 = \sum R_{ij}$ 。
9. 计算 $\bar{\mathbf{R}}_i^*(k) = \text{argmax}\{\text{Obj}_0, \text{Obj}_1\}$ 。
10. end for
11. 从待服务地面节点集合 \mathcal{K}_i 中删除本次已被服务节点集合 \mathcal{G}_i 。
12. end while

空中基站高度凸优化问题可以被数学描述为

$$\max_{\mathbf{H}_i, \bar{\mathbf{R}}_i} \sum_{i \in \mathcal{U}_i, j \in \mathcal{G}_i} R_{ij} \quad (17a)$$

$$\text{s. t. } H_{\min} \leq H_i \leq H_{\max} \quad H_i \in \mathbf{H}_i \quad (17b)$$

链路传输方向凸优化问题可以被数学描述为

$$\max_{\mathbf{H}_i, \bar{\mathbf{R}}_i} \sum_{i \in \mathcal{U}_i, j \in \mathcal{G}_i} R_{ij} \quad (18a)$$

$$\text{s. t. } r_{ij,pq} \in \{0, 1\} \quad r_{ij,pq} \in \bar{\mathbf{R}}_i \quad (18b)$$

凸优化问题(17)和(18)可以用 CVX 等凸优化工具进行快速得到其最优解。

4 验证与结果分析

4.1 验证场景选取和参数设置

本节验证场景中一共有 5 个小区 $\text{Cell}_1 \sim \text{Cell}_5$, 即 $M=5$ 。每个小区中心上空有一架无人机空中基站,其中位于正中间的小区 Cell_3 为用户拥塞小区,如图 5 所示。即该小区拥有比其他小区更多用户数量;相应地其他 4 个小区为非拥塞小区。具体仿真参数如表 1 所示。

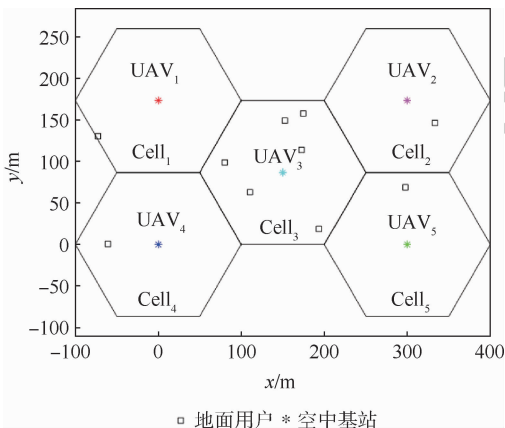


图5 吞吐量优化方法仿真验证场景

Fig.5 Simulation and verification scenario for throughput optimization method

表1 多机场吞吐量优化方法验证的参数设置

Table 1 Parameter setting for throughput optimization method verification in multi-UAV scenarios

参数	取值
地面用户最大发射功率 $P_{g\max}/(\text{dB} \cdot \text{m})$	20
空中基站最大发射功率 $P_{u\max}/(\text{dB} \cdot \text{m})$	30
定向天线半波数宽度 Φ_B	$\pi/3$
单位天线增益 g_0	2.286 4 ^[18]
载频 f_c/GHz	2
路损指数 n	2.5
空中基站最大高度 H_{\max}/m	400
空中基站最小高度 H_{\min}/m	50
空地信道参数 α	0.6 ^[15]
空地信道参数 γ	0.11 ^[15]
噪声功率 $\sigma_{\text{NLoS}}^2/(\text{dB} \cdot \text{m})$	-120
噪声功率 $\sigma_{\text{LoS}}^2/(\text{dB} \cdot \text{m})$	-120
直视链路阴影衰落均值 $\psi_{\text{LoS}}/\text{dB}$	2 ^[15-16]
非直视链路阴影衰落均值 $\psi_{\text{NLoS}}/\text{dB}$	20 ^[15-16]

当拥塞小区 Cell_3 用户数量为 6 而非拥塞小区用户数量均为 1 时(见图 5),图 6 和图 7 分别给出了使用本文所提吞吐量优化方法第 1 次服务和第 2 次服务中,链路传输方向和空中基站高度的可视化表示。图 5~图 7 均绘制在水平面二维笛卡尔坐标系上,来表示小区、空中基站和地面用户在水平面上的分布情况。图 6 和图 7 中空中基站水平面位置处 Δ 和 ∇ 分别代表该条链路传输方向(链路干扰转动值),即 Δ 代表链路干扰转动值为 0(下行通信发生在奇数时隙,上行通信发生在偶数时隙);而 ∇ 代表链路干扰转动值为 1(下行通信发生在偶数时隙,上行通信发生在奇数时隙)。

图 6 中结果表示,使用吞吐量优化方法后,第 1 次服务 5 架空中基站 $\text{UAV}_1 \sim \text{UAV}_5$ 通过调整高

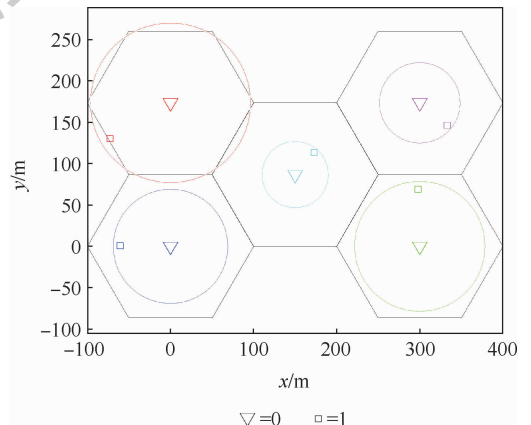


图6 使用所提吞吐量优化方法的第一次服务

Fig.6 First service using proposed throughput optimization method

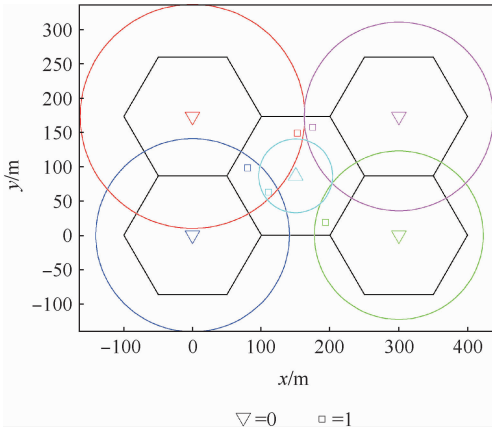


图7 使用所提吞吐量优化方法的第2次服务
Fig.7 Second service using proposed throughput optimization method

度覆盖了距离各自最近地面用户。同时,这5条链路的干扰转动值均为1,即第1次通信服务5条链路使用相同传输方向。以上结果说明吞吐量优化方法可以使空中基站在无覆盖范围重叠服务时使用相同传输方向。在经过第1次服务后,所有未服务5个地面节点均存在于拥塞小区 Cell₃ 中。

而图7中结果显示,第2次通信服务中,UAV₁、UAV₂、UAV₄和UAV₅将升高高度从而使其定向天线覆盖范围能够覆盖 Cell₃中距离各自最近节点。对于链路传输方向,图7中显示 UAV₃对应链路的干扰转动值为0,而其他4架空中基站对应链路的干扰转动值为1。结果说明,使用所提吞吐量优化算法可以使非拥塞小区中空中基站通过升高高度来覆盖拥塞小区从而提供增强覆盖服务,此时空中基站覆盖范围有重叠,且重叠范围内链路使用不同传输方向。

4.2 链路传输方向和空中基站高度联合优化方法与对比方法系统平均吞吐量比较

4.2.1 不同拥塞小区用户数目情况下系统平均吞吐量比较

不同拥塞小区用户数目下,链路传输方向和空中基站高度联合优化方法与对比方法平均吞吐量情况,如图8所示。图中,本文方法高度优化,链路传输方向优化;对比方法1高度固定,链路传输方向优化;对比方法2高度优化,链路传输方向随机;对比方法3高度固定,链路传输方向随机。图8中横坐标表示拥塞小区 Cell₃中用户数目变化范围,纵坐标表示使用本文方法和对比方法的系统平均吞吐量,即式(10a)。

对比方法使用最大同频服务和最临近服务准则,链路传输方向随机是指每条链路传输方向随

机使用1或0的干扰转动值,固定高度指空中基站高度均为 $(H_{\max} + H_{\min})/2$ 。结果显示,随着拥塞小区 Cell₃ 用户数目增多,系统平均吞吐量性能均呈现下降趋势,这是因为随着拥塞小区中用户数目增多,空中基站需要使用更多时间来服务所有地面用户,因此系统平均吞吐量随之下降。但是同时可以观察到,相比于使用3种对比方法,使用本文联合优化链路传输方向和空中基站高度的吞吐量优化方法可以显著提升系统平均吞吐量,验证了本文吞吐量优化方法的有效性。表2总结计算了本文方法和对比算法(高度固定,链路传输方向随机)在不同拥塞小区用户数目时的吞吐量及其提升倍数情况,从表中可观察到,当拥塞小区用户数目是非拥塞小区用户数目的1~36倍时,相比于不联合优化链路传输方向和空中基站高度的对比方法,本文方法可提升系统平均吞吐量8倍左右。

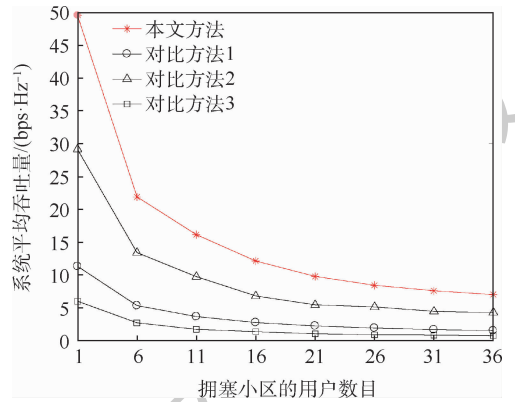


图8 不同拥塞小区用户数目下系统平均吞吐量比较
Fig.8 Comparison of system average throughput under different ground user numbers of congested communities

表2 不同方法的吞吐量比较

Table 2 Throughput comparison of different methods

拥塞小区用户数	本文方法	对比方法	吞吐量提升/倍
1	49.5	6	8.25
6	21.9	2.7	8.1
11	16.15	1.8	9.0
16	12.15	1.4	8.7
21	9.8	1.1	8.9
26	8.5	0.9	9.4
31	7.6	0.9	8.4
36	7.1	0.8	8.9

4.2.2 不同空中基站最低高度情况下系统平均吞吐量比较

空中基站最低高度 H_{\min} 取值 50~400 m 时,使用链路传输方向和空中基站高度联合优化方法

与不优化空中基站高度对比方法的系统平均吞吐量情况,如图9所示。图中,本文方法高度优化,链路传输方向优化;对比方法高度固定,链路传输方向优化。其中,对比方法中高度固定为空中基站最低高度,同时图9中2种方法均使用分枝定界法来优化链路传输方向。结果显示,空中基站可调高度范围越大,使用本文方法系统平均吞吐量提升越大。

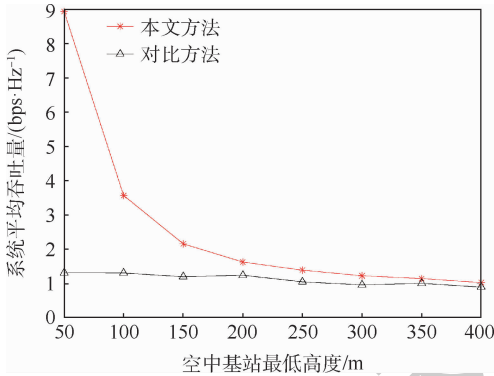


图9 不同空中基站最低高度情况下系统平均吞吐量比较

Fig.9 Comparison of average throughput at different UAV minimum altitudes

4.2.3 不同阴影衰落情况下系统平均吞吐量比较

非直视链路阴影衰落均值不同时使用链路传输方向和空中基站高度联合优化方法和不优化链路传输方向的对比方法的系统平均吞吐量情况,如图10所示,图中,对比方法链路传输方向随机,高度优化;本文方法链路传输方向优化,高度优化。其中,对比方法使用了序列凸规划对空中基站高度进行了优化。图10中结果显示,非直视链路阴影衰落越严重,使用此2种方法的系统平均吞吐量均升高,此结果可以解释为:非直视链路阴

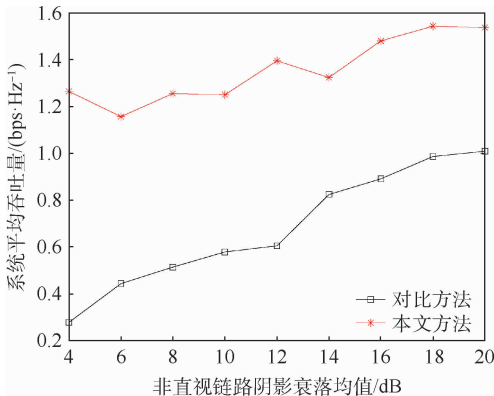


图10 不同非直视链路阴影衰落均值情况下系统平均吞吐量比较

Fig.10 Comparison of average throughput under different non-direct-looking shadow fading averages

影衰落越严重,通过非直视链路的同频干扰就越小,无论是本文方法还是不优化链路传输方向的对比方法,均存在非直视链路的同频干扰,因此系统平均吞吐量均升高。结果还显示,本文联合优化链路传输方向和空中基站高度固定的吞吐量优化方法相比于不优化链路传输方向的对比方法,可以较大程度提升系统平均吞吐量,验证了所提方法的有效性。

5 结束语

本文研究了联合优化链路传输方向和系统空中基站高度的空地双向通信吞吐量优化方法,面向实际应用提出了最大同频链路准则、就近服务准则从而简化多机场景中同频链路调度和空中基站/用户连接问题,应用序列凸规划、分枝定界法计算出了最优链路传输方向和空中基站高度。多种场景下验证结果均显示,本文联合优化链路传输方向和空中基站高度的吞吐量优化方法,显著优于其他非联合优化的对比方法,其中,当拥塞小区用户数目是非拥塞小区用户数目的1~36倍时,相比于不联合优化链路传输方向和空中基站高度的对比方法,所提方法可提升系统平均吞吐量8倍左右。

参考文献 (References)

- [1] MOZAFFARI M, SAAD W, BENNIS M, et al. A tutorial on UAVs for wireless networks: Applications, challenges, and open problems[J]. IEEE Communications Surveys and Tutorials, 2019, 21(3): 2334-2360.
- [2] ZENG Y, ZHANG R, LIM T J. Wireless communications with unmanned aerial vehicles: Opportunities and challenges[J]. IEEE Communications Magazine, 2016, 54(5): 36-42.
- [3] SELECKY M, FAIGL J, ROLLO M. Communication architecture in mixed-reality simulations of unmanned systems[J]. Sensors, 2018, 18(3): 853.
- [4] HAYAT S, YANMAZ E, MUZAFFAR R. Survey on unmanned aerial vehicle networks for civil applications: A communications viewpoint[J]. IEEE Communications Surveys and Tutorials, 2016, 18(4): 2624-2661.
- [5] KHAMSEH H B, JANABI-SHARIFI F, ABDESSAMEUD A. Aerial manipulation—A literature survey[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2018, 107: 221-235.
- [6] PRIEST L, TERRY C, ERICKSON R. Tethered unmanned aerial vehicle-based systems and methods associated with cell sites and cell towers: USA, 9669945[P]. 2017-06-06.
- [7] SUDHSEEH P G, MOZAFFARI M, MAGARINI M, et al. Sum-rate analysis for high altitude platform (HAP) drones with tethered balloon relay[J]. IEEE Communications Letters, 2018, 22(6): 1240-1243.

- [8] BUSHNAQ O M, KISHK M A, CELIK A, et al. Cellular traffic offloading through tethered-UAV deployment and user association[EB/OL]. (2020-03-02) [2020-03-28]. <https://arxiv.org/abs/2003.00713v1>.
- [9] KISHK M A, BADER A, ALOUINI M S. Capacity and coverage enhancement using long-endurance tethered airborne base stations[EB/OL]. (2019-06-27) [2020-03-28]. <https://arxiv.org/pdf/1906.11559.pdf>.
- [10] 李威,李跃军.利用无人机搭建高空基站的研究[J]. 通讯世界, 2017, 9: 12-13.
LI W, LI Y J. The research on building high-altitude communication base station by using UAV[J]. *Telecom World*, 2017, 9: 12-13 (in Chinese).
- [11] 吴旻.系留多旋翼无人机通信系统在应急救灾通信中的应用[J]. 移动通信, 2016, 40(15): 68-71.
WU T. The application of captive multi-rotor UAV telecommunication system in emergency rescue communication[J]. *Mobile Communication*, 2016, 40(15): 68-71 (in Chinese).
- [12] 徐秀杰,贾荣光,杨王永,等.系留式无人机中继通信系统在地震应急现场的应用试验研究[J]. 震灾防御技术, 2018, 13(3): 718-726.
XU X J, JIA R G, YANG Y Y, et al. Technical application of the tethered UAV relay system in earthquake emergency site[J]. *Technology for Earthquake Disaster Prevention*, 2018, 13(3): 718-726 (in Chinese).
- [13] HUANG W, KIM D M, DING W, et al. Joint configuration of transmission direction and altitude in uav-based two-way communication[EB/OL]. [2020-03-28]. <https://arxiv.org/pdf/1805.08635.pdf>, 2018.
- [14] HUANG W, KIM D M, DING W, et al. Joint optimization of altitude and transmission direction in UAV-based two-way communication[J]. *IEEE Wireless Communications Letters*, 2019, 8(4): 984-987.
- [15] AL-HOURANI A, KANDEEPAN S, JAMALIPOUR A. Modeling air-to-ground path loss for low altitude platforms in urban environments[C] // *Proceedings of IEEE Global Communications Conference*, Piscataway: IEEE Press, 2014: 2898-2904.
- [16] MOZAFARRI M, SAAD W, BENNIS M, et al. Efficient deployment of multiple unmanned aerial vehicles for optimal wireless coverage[J]. *IEEE Communications Letters*, 2016, 20(8): 1647-1650.
- [17] POPOVSKI P, SIMEONE O, NIELSEN J J, et al. Interference spins: Scheduling of multiple interfering two-way wireless links [J]. *IEEE Communications Letters*, 2015, 19(3): 387-390.
- [18] HE H, ZHANG S, ZENG Y, et al. Joint altitude and beamwidth optimization for UAV-enabled multiuser communications [J]. *IEEE Communications Letters*, 2018, 22(2): 344-347.

Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station

LUO Yizhe¹, DING Wenrui^{2,*}, LEI Yaolin³, LIU Chunhui²

(1. School of Electronics and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. China Electronics Technology Group Corporation 54th Research Institute, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: Considering the problems of uneven distribution of the number of ground users and serious co-channel interference of multi Unmanned Aerial Vehicle (UAV) cooperative services when multiple tethered UAV aerial base stations are used to provide air-ground two-way communication services to multiple communities, this paper proposes a throughput optimization method with both aerial base station height and link transmission direction optimized. This method determines the co-frequency link pairing and drone/user pairing by using the maximum co-frequency link criterion and the nearest service criterion. By optimizing the drone height and link transmission direction, the average throughput of the system is improved and the co-frequency interference between users is reduced. The verification results in various scenarios show that the proposed method is significantly better than non-joint-optimization comparative methods that do not jointly optimize the link transmission direction and the height of aerial base station. When the number of users in a congested community is 1 – 36 times the number of users in a non-congested community, compared with the comparative methods, the proposed method can improve the average throughput of the system by about 8 times.

Keywords: aerial base station; tethered Unmanned Aerial Vehicle (UAV); air-ground two-way communication; optimization methodology; link transmission direction

Received: 2020-04-10; **Accepted:** 2020-07-03; **Published online:** 2020-08-05 16:05

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1132.002.html

Foundation items: Defense Industrial Technology Development Program (JCKY2017601C006); National Key R & D Program of China (2016YFB0502602)

* **Corresponding author.** E-mail: ding@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0167

高速高压宽温域动压密封动环端面微变形及其改善方法



李世聪¹, 钱才富¹, 李双喜^{1,*}, 钟建锋², 刘兴华¹

(1. 北京化工大学 机电工程学院, 北京 100029; 2. 中国航空发动机集团 湖南动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 针对高速高压高温/低温工况下动压密封变形问题, 以动压密封的典型结构为研究对象, 考虑动环的支撑和约束, 建立热固耦合分析模型, 研究热载荷、力载荷和约束对动环端面微变形的影响, 并提出动环端面微变形改善方法。结果表明: 多载荷共同作用时, 温差对动环端面微变形影响最大, 其次是转速和压力; 在 2 种情况下, 动环端面微变形受温度值的影响很小, 主要与温差有关; 相比低温, 动环端面微变形更易受高温的影响, 单位温差的变形变化量为 3~4 倍; 动环形心距旋转中心越远, 动环端面微变形受转速影响越大, 且呈抛物线关系; 动环端面微变形与压差呈线性关系。对高速高压宽温域的动压密封, 控制动环端面微变形, 首先, 应降低动环的温差; 其次, 若转速够高, 应适当增加动环厚度, 通过扩大形心变化区域能增加 86% 的动环端面微变形范围, 若转速不够高, 通过合理的结构设计约束动环内表面以控制动环翻转, 最大能降低 65.2% 的动环端面微变形; 最后, 合理设计的轴向压紧力能进一步确保动环端面微变形维持在极小范围内。

关键词: 高速高压宽温域; 动压密封; 动环端面微变形; 变形改善方法; 形心位置

中图分类号: V232

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1173-13

近年来, 动压密封的使用条件在逐步提升, 温度、压力和转速等载荷都在逐步增加。NASA 采用 3D 打印制作并测试了转速 90 000 r/min 的液氢涡轮泵; 航空发动机主轴轴承^[1]、气体动压轴承^[2]的转速超过 45 000 r/min, 温度甚至能达到 650℃。一些原用接触式机械密封的场合, 其端面的耐受能力(PV 值)制约着其使用范围^[3]。动压密封因其摩擦磨损小、寿命长等特点^[4], 被认为是一种高参数环境下机械密封的替代方案^[5]。然而, 动压密封工作时端面间为微米级间隙^[6-7], 密封间隙的轻微变化都有可能造成密封性能变化, 甚至使密封端面接触^[8]。而密封环变形受结

构^[9]和温度^[10-11]的影响很大, 若密封设计不合理, 端面变形可能超过动压密封的承受能力^[12], 严重时可能造成密封失效^[13]。

一些研究表明, 高参数时端面变形对密封性能的影响十分明显^[14-16]。常用的分析机械密封变形方法主要有 3 种: 圆环理论、边界元法和有限元法^[17]。Mayer^[18]、许静等^[19]分别采用圆环理论计算了机械密封和干气密封的变形。但圆环理论不适用于截面复杂的动环, 随着数值计算的发展, 近年的研究多采用有限元法。Doust^[20]采用边界元法计算密封环变形。Su 等^[21]采用热流固耦合模型研究双向干气密封的动力特性。Blasiak 和 Zaho-

收稿日期: 2020-04-29; 录用日期: 2020-07-25; 网络出版时间: 2020-08-04 11:51

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200804.1138.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB2000800); 中央高校基本科研业务费专项资金(BHYC1703A)

*通信作者. E-mail: buctlsx@126.com

引用格式: 李世聪, 钱才富, 李双喜, 等. 高速高压宽温域动压密封动环端面微变形及其改善方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1173-1185. LI S C, QIAN C F, LI S X, et al. Face micro-deformation and its control method of rotating ring of hydrodynamic face seal under high speed, high pressure and wide temperature range[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1173-1185 (in Chinese).

rulko^[22]分析了端面变形对密封性能的影响。彭旭东^[23]、丁雪兴^[24-25]等分别研究了密封环热变形对密封稳动态性能的影响。程香平^[26]、陈汇龙^[27]等分别通过流固耦合方法研究密封环力变形的作用。

以上对气膜密封性能的理论研究都基于平行平面假设,且密封环部分表面是固定约束。此类假设对文献[28]的工业级干气密封是较为合适的,因为工业级干气密封常采用大量的套、座、缓冲和隔离以维持稳定的工作环境,确保密封性能。但一些场合如火箭发动机涡轮泵、航空发动机轴承室等位置结构紧凑,工况复杂。如文献[13,29]所示的密封结构简单,仅包括动环、静环、弹簧、O形圈等基本元件,这种情况下采用上述假设是不完全合理的。

彭旭东^[30]、王金红^[31]等研究发现,仅仅是O形圈支撑方式的变化就能使动环端面变形改变几微米。对核主泵密封的研究表明,核主泵密封的密封环与环座间并不是完全贴合的,密封端面变形受环座变形的影响^[32-33]。因此,边界约束条件对精确分析密封性能至关重要^[34],约束条件与密封结构有关,但目前仍然缺乏对密封结构的研究。

本文以动压密封典型结构为研究对象,考虑动环的支撑和约束,在高温/低温、高速和高压下研究载荷、约束对动环端面微变形的影响,对比不同动环结构变形的变化规律,分析动环形心位置与微变形的关系,以期为高速高压宽温域动压密封的设计和微变形控制提供理论依据和参考。

1 动压密封动环端面微变形分析模型

1.1 物理模型

航空航天等领域常用的结构紧凑的动压密封基本形式如图1(a)所示,主要由轴/轴套、动环、静环组件、弹簧、O形圈和压紧环等组成。密封动环外侧为高压、高温或低温的流体。

本文分析的3种典型的动环形式如图1(b)所示,各尺寸如表1所示。

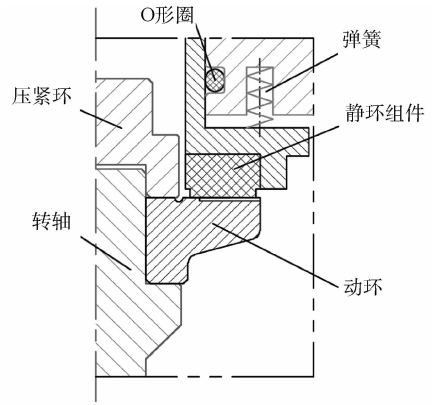
1.2 基本假设

1) 密封正常工作时处于非接触状态,动、静环表面被流体膜隔开,因此动环密封端面仅考虑流体膜的属性,不考虑静环对动环的影响。

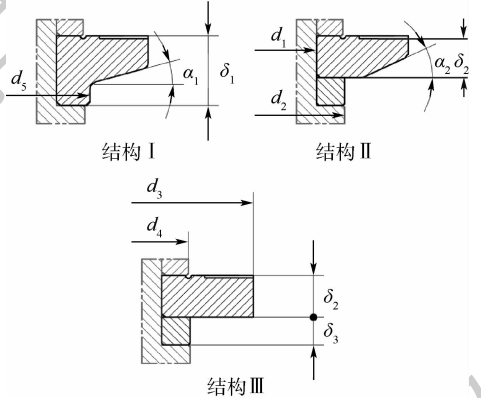
2) 动环为回转体,周向滑动不会影响端面变形,因此忽略动环周向滑动,仅考虑径向变形。

3) 密封的动环和静环的轴向相对位置是固定的,且弹簧具有一定的轴向补偿能力以维持稳定的密封面间隙。因此仅考虑动环等结构的微米级变形,忽略整根轴系可能产生的毫米级变形。

4) 忽略动环等结构的销孔。



(a) 动压密封基本结构



(b) 3种动环结构

图1 动压密封的基本结构及动环结构

Fig. 1 Basic structure of hydrodynamic face seal and structure of rotating ring

表1 动环结构参数及动环结构形式

Table 1 Structural parameters of rotating ring and structure form of rotating ring

参数	数值
轴径 d_1 /mm	50
定位环外径 d_2 /mm	58
动环外径 d_3 /mm	76
压紧环外径 d_4 /mm	55
结构 I 动环尾部外径 d_5 /mm	57
结构 I 动环厚度 δ_1 /mm	10
结构 II、III 动环厚度 δ_2 /mm	6
定位环厚度 δ_3 /mm	4
结构 I 背部倾斜角 α_1 /($^\circ$)	15
结构 II 背部倾斜角 α_2 /($^\circ$)	25

1.3 数学模型

图1中各零件均为金属材料,无内热源的热平衡方程为

$$\rho C_p \mathbf{u} \cdot \nabla T + \nabla \cdot (-k \cdot \nabla T) = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为材料密度; C_p 为材料恒压热容; \mathbf{u} 为转动速度矢量; T 为温度; k 为材料的导热系数。

由温度变化导致材料热变形为

$$\varepsilon_T = \alpha_1 (T - T_{ref}) \quad (2)$$

式中: ε_T 为热应变; α_1 为材料线膨胀系数; $T_{ref} = 293 \text{ K}$ 表示参考温度。

理想弹性体的应力应变满足广义胡克定律:

$$C:\varepsilon_F = F_V \quad (3)$$

式中: C 为材料的四阶弹性张量; ε_F 为弹性应变;“:”为内积运算; F_V 为力载荷。

根据广义胡克定律,弹性体的应变分量由自由热膨胀(收缩)引起的应变分量和应力引起的应变分量叠加而成,因而总应变分量可表示为

$$\varepsilon_{\text{total}} = \varepsilon_F + \varepsilon_T \quad (4)$$

式中: $\varepsilon_{\text{total}}$ 为弹性体总应变。

对于动环和轴/轴套、压紧环的接触表面,采用惩罚函数法计算接触压力:

$$q_n = \begin{cases} -p_n d_g + p_0 & d_g < p_0/p_n \\ 0 & d_g > p_0/p_n \end{cases} \quad (5)$$

式中: q_n 为接触压力; d_g 为有效间隙距离; p_n 为惩罚因子; p_0 为零间隙压力。

建立如图 2 所示的柱坐标系, O_r 轴建立在 GA 边上, O_z 轴为旋转轴,则动环端面微变形可用 E 点和 F 点的 z 向位移分量表示:

$$\delta_{\text{rot}} = w_E - w_F \quad (6)$$

式中: δ_{rot} 为动环端面的微变形; w_E 和 w_F 分别为 E 点和 F 点的 z 向位移。则 δ_{rot} 为正表示动环端面内高外低,呈收敛形间隙(假设静环端面不变形); δ_{rot} 为负则相反,呈发散形间隙。

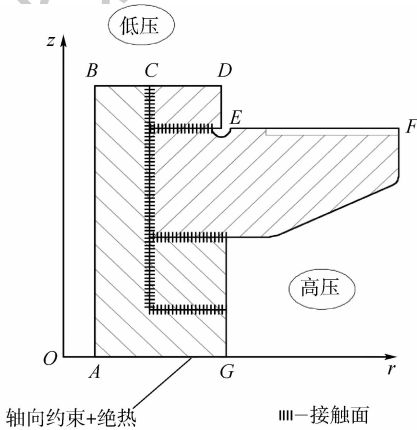


图 2 柱坐标系与边界条件示意图

Fig. 2 Schematic diagram of cylindrical coordinates and boundary conditions

1.4 边界条件

大多数动压密封的分析中,压力边界多设定为第一类边界条件,热边界条件多为第二类和第三类边界条件,对于定解情况,通过适当的方式可以将第二、三类边界条件转换为第一类边界条件^[35]。因此本文为了简化计算,采用轴对称模型,压力和温度均采用第一类边界条件,如图 2 和表 2 所示。对图示所有结构施加转速。

表 2 载荷、约束与温度边界条件

Table 2 Load, constraint and temperature boundary conditions

边界	载荷与约束	温度
AB	零压力	T_2
BC	零压力	T_2
CD	$p_{\text{cla}} + p_{\text{add}}$	T_2
DE	零压力	T_2
EF	$0.82p_1 + p_s$	
FG	p_1	T_1
GA	约束轴向(z 向)位移	绝热

本文分析中关注压差和温差对动环结构变形的影响,因此在密封外径侧(FG)设定为压差 p_1 ,在内径侧(AB 、 BC 和 DE)设为零压力。 CD 边界施加的压紧环对动环的压紧力,在本文中按作用面积折算成压力 p_{cla} 。大多数的轴向压紧是通过螺纹实现的,故轴向力可通过螺栓扭矩计算。本文取某试验装置中 $2 \times M6$ 螺栓的预紧方式,单个螺栓的扭矩为 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$ (8.8 级),折合 p_{cla} 约为 25 MPa 。额外施加一附加压力 p_{add} 以平衡压差的轴向力。 EF 边界的流体膜压力是半径、转速、膜厚等参数的函数,在计算中需要反复迭代求解准确的流体膜压力分布。但是对于一个确定的动压密封,流体膜承载力等于闭合力。本文为简化计算,以闭合力代替流体膜压力,即 $0.82p_1 + p_s$,其中 0.82 为密封载荷系数, p_s 为弹簧力。

由于本文计算了结构的膨胀等变形,以轴套某平面为基准,仅分析部分结构的变形。故约束 GA 边的轴向(z 向)位移,而径向变形受轴对称模型自身的约束。

温度设定与压力类似,但温度值不同,结构膨胀量不同。因此密封外径侧(FG)设为温度 T_1 ,内径侧(AB 、 BC 、 CD 和 DE)设为温度 T_2 ,改变 T_1 和 T_2 形成温差,代替动环结构的表面传热系数。对于 EF 边,多数研究计算了流体膜与动静环表面的传热系数。然而如文献[36]所示,除流体膜在密封出口处的极小范围内有接近 30°C 的温降外,流体膜大部分区域和密封动、静环表面温度都非常接近,因此本文忽略 EF 边界的热流密度。同样不考虑轴套后端的影响, GA 边设为绝热边界。

计算所需的其他操作参数和材料属性分别如表 3 和表 4 所示。如无另外说明,动环与定位环的材料一致,默认为 GH4169;轴套和压紧环的材料为 S30408。低温计算时的线膨胀系数取 $20 \sim 100^\circ\text{C}$ 的平均线膨胀系数。

采用有限元软件计算,动环划分为三角形单元,轴套、压紧环、定位环划分为四边形单元。同时保证接触位置的节点相对应,减小计算误差。其中结构 I 模型的单元数为 3 245,节点数为 2 152。

表3 操作参数

Table 3 Operating parameters

参数	数值
外壁面温度 $T_1/^\circ\text{C}$	-200 ~ 300
内壁面温度 $T_2/^\circ\text{C}$	-200 ~ 300
介质压力 p_1/MPa	0 ~ 20
轴向压紧力 $p_{\text{cla}}/\text{MPa}$	25 ~ 100
转速 $\omega/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	0 ~ 100 000

表4 材料属性

Table 4 Material properties

物理性能	GH4169	S30408
弹性模量 E/GPa	205	193
泊松比 μ	0.3	0.3
导热系数 $k/(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot ^\circ\text{C})^{-1})$	13.4	17.2
恒压热容 $C_p/(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})^{-1})$	435	500
线膨胀系数 $\alpha_1/(10^{-6} \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	11.8 (20 ~ 100 $^\circ\text{C}$) 13.0 (20 ~ 200 $^\circ\text{C}$) 13.5 (20 ~ 300 $^\circ\text{C}$)	16.0 (20 ~ 100 $^\circ\text{C}$) 16.8 (20 ~ 200 $^\circ\text{C}$) 17.5 (20 ~ 300 $^\circ\text{C}$)
密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	8 240	7 930

1.5 计算方法验证

选择文献[33]的参数作为验证,建立动环、动环座和夹环模型,以动环端面变形为参量。其中密封端面的开启力折合为平均压力,密封环温度按文献[33]给出的温度直接施加在密封环表面,螺钉预紧力折合为压力施加在夹环上,其他边界条件与文献相同。主要的计算参数如表5所示。

动环端面变形量计算结果如图3所示。本文的计算结果比文献值^[33]略大,可以认为是边界条件和计算方式的差异引起的。但总体上本文计算

表5 验证性参数

Table 5 Confirmatory parameters

参数	数值
内面板半径 R_i/mm	109
外面板半径 R_e/mm	153
外半径 R_0/mm	156
水力半径 R_h/mm	122
转速 $\omega/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	1 500
出口压力 p_i/MPa	0.55
入口压力 p_o/MPa	15.5
密封圈的弹性模量 E_1/GPa	310
钢的弹性模量 E_2/GPa	200
密封圈导热系数 $k_1/(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot ^\circ\text{C})^{-1})$	22
钢的导热系数 $k_2/(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot ^\circ\text{C})^{-1})$	30
密封圈的线膨胀系数 $\beta_1/(10^{-6} \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	2.5
钢的线膨胀系数 $\beta_2/(10^{-6} \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	12
螺钉预紧力 F_{pre}/N	$8 \times 5 000$

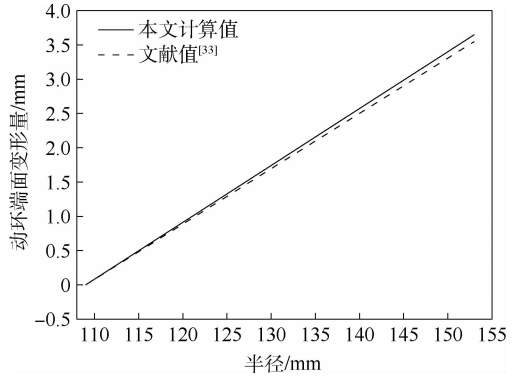


图3 动环端面变形量的对比

Fig. 3 Comparison of face deformation amount of rotating ring 值与文献值吻合较好,说明本文分析方法是正确和可行的。

2 动环端面微变形分析

2.1 温差对动环端面微变形的影响

规定负温差表示密封外侧温度比内侧低,正温差相反;正变形表示动环端面外侧低内侧高,呈收敛形(外侧压力高),负值相反;向外翻转表示动环端面外侧低内侧高呈收敛形,向内翻转相反。动环内外侧有温差时动环轴向位移如图4所示。温差 -20°C 时,外表面收缩量大,动环内表面下部与轴/轴套外表面接触,并以此为支点向外翻转。结构 I 接触区域更大,翻转较小,动环端面变形为 $1.0 \mu\text{m}$ 。结构 III 的外侧比结构 II 长,变形更大,为 $1.6 \mu\text{m}$,结构 II 的变形为 $1.1 \mu\text{m}$ 。轴向上,动环与定位环和压紧环在内径位置接触,而在外径侧或存在微米级的间隙。如图4(b)和(c)所示,内侧位移连续,而外侧位移不连续,这种结构不连续降低了定位环对动环变形的影响。

对于正温差的情况,如图4(d)~(f)所示。与前文分析类似的是,外表面更大的动环,动环端面微变形越大,故结构 III 的变形较大,结构 II 的变形较小。然而与前文分析不同的是,外侧的温度高导致在径向上,动环内表面与轴/轴套外表面存在间隙;在轴向上,动环与定位环和压紧环的外侧是接触的,内侧存在间隙,这种结构不连续同样能降低定位环对动环变形的影响。但是,由于动环与定位环外侧接触,内侧有间隙,在压紧力的作用下,结构 II 和 III 均产生了向内翻转,由此导致的端面微变形超过动环尺寸变化的影响。

不同动环结构的变形受温差影响很大,如图4(g)所示。在负温差下,端面微变形量与温差近似正比关系,3种动环的变形相差不大,且均呈收敛形间隙。总体来看,变形最小的是结构 II,变形最大的是结构 I。这也反映出外侧更大的动环

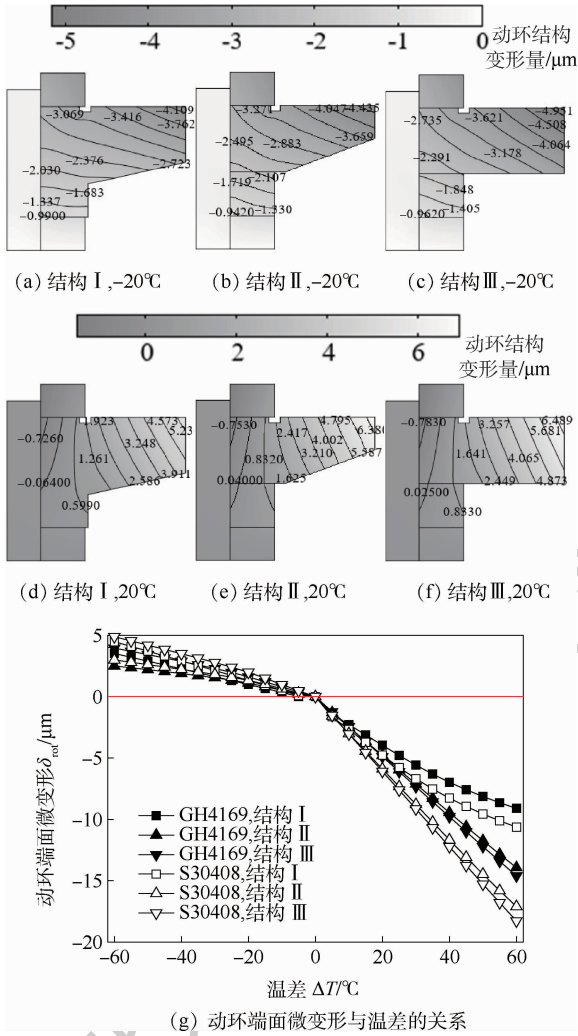


图4 不同温差的动环轴向位移和端面微变形

Fig.4 Axial displacement and face micro-deformation of rotating ring under different temperature differences

受大温差的影响越大。在正温差下,动环端面微变形随温差迅速增加,且均呈发散形间隙。从变形量看,正温差时单位温差引起的动环端面微变形量约为负温差的3~4倍。温差10°C时,3种动环端面微变形在2.3~2.5 μm,这对动压密封特别是干气密封的影响很大。3种结构中结构III变形最大,结构II次之,结构I变形最小。动环材料线膨胀系数越大,端面微变形越大。温差±40°C范围内,2种材料的动环微端面相对变形量在15%~20%。动环端面微变形在正温差和负温差的差别反映出轴/轴套外表面对动环内表面的约束能够抑制动环翻转,大幅降低端面微变形。

另外在当前的计算中,在2种情况下温度值对动环端面微变形的影响是比较小的。第1种是在动环内表面与轴/轴套表面存在间隙时,即动环在径向是自由膨胀和收缩的,特别是在同一个平均线膨胀系数的温度范围内。正温差和较小的负温差且轴/轴套材料的线膨胀系数比动环材料大

都属于第1种情况。

图5(a)为20°C的正温差下动环端面微变形与动环表面温度的关系。动环外表面在40~100°C范围内,3种结构的动环端面微变形减小了不超过0.1 μm。在120~200°C和220~300°C范围内,最大的变化量是0.14 μm。由于GH4169在20~100°C和20~200°C的平均线膨胀系数变化较大,而20~200°C和20~300°C的平均线膨胀系数变化较小,在3个区间内动环端面微变形变化量也不同。动环外表面温度由40~100°C增加100°C,3种结构动环端面微变形分别增加了0.16 μm、0.25 μm和0.29 μm;而由120~200°C增加100°C,3种结构动环端面微变形的变化量不超过0.05 μm。

第2种情况是负温差且动环材料与轴/轴套材料相同。此时动环的收缩始终受到轴/轴套外表面的稳定约束,动环端面微变形几乎不随温度值变化。图5(b)为当轴/轴套、动环、定位环和压紧环均为GH4169时,动环端面微变形与动环外表面温度值的关系。在确定的温差下,随动环外表面温度降低,动环端面微变形近似呈一条水平线。若材料不相同,在相同的温差不同温度值下,

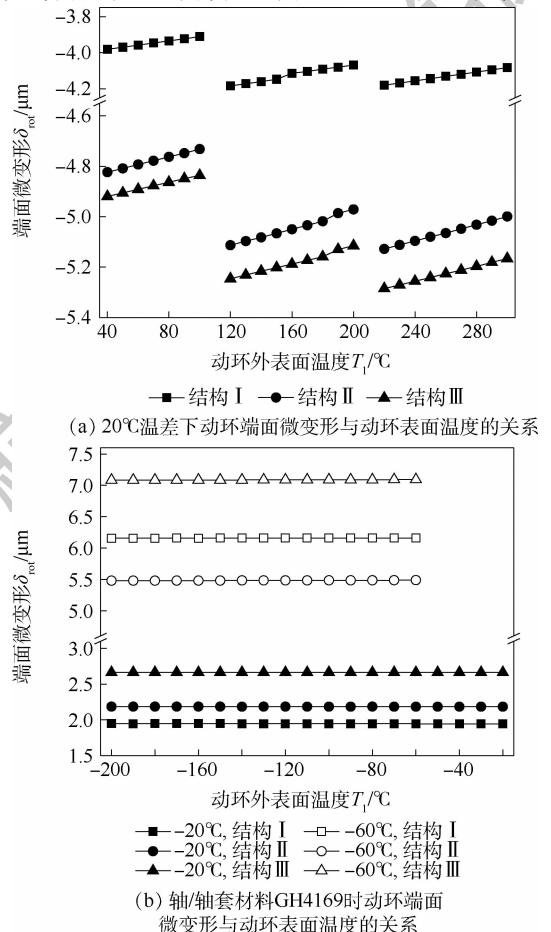


图5 不同温度值的动环端面微变形

Fig.5 Face micro-deformation of rotating ring under different temperatures

动环端面微变形可能发生数微米的变化。因此对于低温工况,建议密封结构和轴/轴套的材料保持一致且选择线膨胀系数小的材料,以获取较小且稳定的动环端面变形。

2.2 转速对动环端面微变形的影响

转速以离心力的形式影响动环变形,其作用方向是径向向外的,因而不同结构的变形也有显著差异, 3×10^4 r/min 时各结构的轴向位移如图 6(a) ~ (c) 所示。

结构Ⅲ的截面上下基本对称,在 3×10^4 r/min 时动环端面微变形仅有 $-0.3 \mu\text{m}$,可以忽略不计。结构Ⅰ和结构Ⅱ的变形相似,对比图 6(a) 和 (b),结构Ⅱ动环与定位环的位移外侧连续而内侧不连续;与上部的压紧环的位移内侧连续,说明结构Ⅱ动环在离心力作用下向外翻转,动环端面微变形为 $1.0 \mu\text{m}$ 。结构Ⅰ的动环是一体的,下部分限制了动环的变形,但下部的缺口导致截面形心远离截面中心,反而增大了动环端面微变形,为 $1.42 \mu\text{m}$ 。

虽然离心力与转速成正比,但动环端面微变形呈抛物线趋势,如图 6(d) 所示。轴径 50 mm 的密封转速大多不会超过 3×10^4 r/min,但即使是 3×10^4 r/min 时结构Ⅰ的动环端面微变形也超过了 $3 \mu\text{m}$ 。当转速超过 5×10^4 r/min 时,动环变形的上限和下限非常宽。意味着对于高速工况,不合理的动环设计可能产生超过动压密封承受能

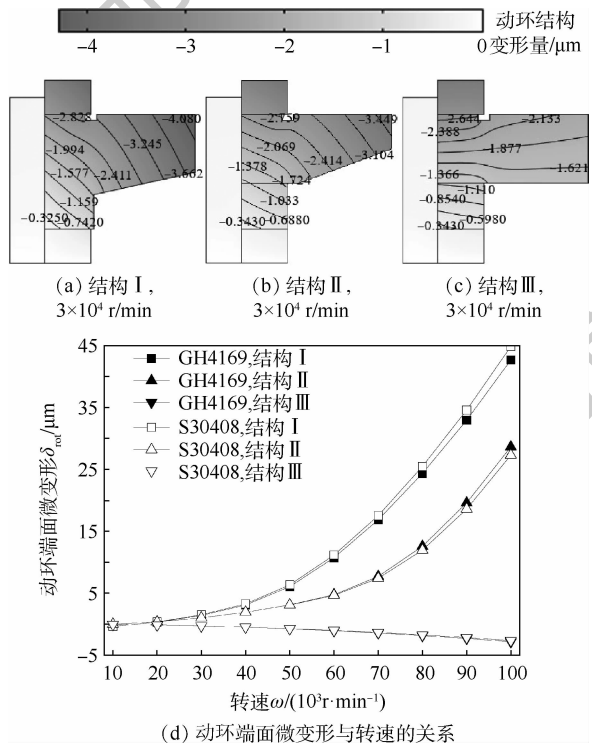


图 6 不同转速的动环轴向位移和端面微变形

Fig. 6 Axial displacement and face micro-deformation of rotating ring under different rotational speeds

力的变形,造成密封损坏。同时也意味着对高速工况,合理设计的动环能够平衡由正温差和压差产生的微变形,获得理想的平行间隙或收敛形间隙。不同钢材的动环变形基本一致,即使性能更好的 GH4169 也难以改善转速对动环端面微变形的影响。

即便如此,高转速带来极大的离心力,同时高转速往往伴随高温流体,这都会对旋转部件带来极大的应力,可能超过材料的许用应力极限。与碳化硅等常用密封材料相比,虽然钢材密度大导致离心力更大,但钢材具有更高的许用应力,能适应高速高温环境。一些合金材料具有更低的密度、更高的许用应力、更好的耐高温性能,这些材料都是极端工况密封环的选择。

2.3 压差对动环端面微变形的影响

压差 5 MPa 时 3 种结构轴向位移如图 7(a) ~ (c) 所示。在压差的作用下,动环有向内翻转的趋势,动环内表面上部会压在轴/轴套上。结构Ⅱ的抗弯刚度最小,动环端面微变形最大,为 $-1.5 \mu\text{m}$;结构Ⅰ较长,下部分加强了动环的抗弯刚度,变形最小,仅有 $-0.9 \mu\text{m}$ 。随压差增加,各结构的动环端面微变形呈线性增加,如图 7(d) 所示,压差大于 3 MPa 时结构Ⅰ的动环端面微变形增速约为 $0.11 \mu\text{m}/\text{MPa}$ 。采用弹性模量更大的材料能降低动环端面微变形,但幅度不大,如结构Ⅱ动环端面微变形降低约 3.6%。

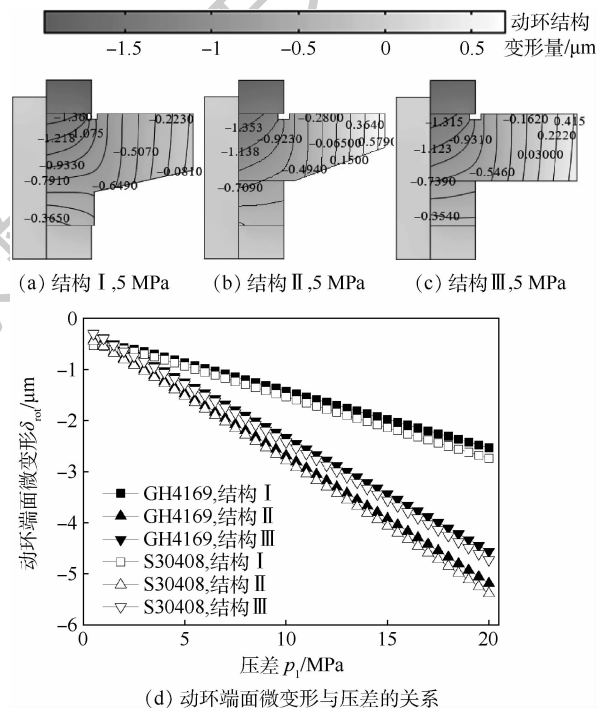


图 7 不同压差的动环轴向位移和端面微变形

Fig. 7 Axial displacement and face micro-deformation of rotating ring under different pressure differences

对温差、转速和压差的研究表明,不同的动环结构在单一极端载荷下有不同的表现。对单一极端载荷的工况,可以根据本文的分析合理选择并优化动环结构,以获得较小的动环端面微变形。

2.4 温差、转速和压差的耦合作用

2.1节~2.3节的分析结果表明,动环在不同载荷下变形趋势不同。如结构II,转速导致动环内表面下部与轴/轴套接触,压力导致动环内表面上方与轴/轴套接触,正温差的影响相反,因此分析动环在多载荷共同作用时的微变形是十分必要的。

3种结构在不同温差、压差和转速下的东环端面微变形如图8所示,3张图具有一定的相似性,特别是在高转速范围内。负温差时,在 $(1\sim 2)\times 10^4$ r/min范围内动环端面微变形变化量不超过 $1\ \mu\text{m}$;在 $(2\sim 3)\times 10^4$ r/min范围内变形迅速增加,超过 3×10^4 r/min后是稳定变化阶段。零温差变形曲线中相当于缺少了负温差的第1段;正温差则相当于只有负温差的最后1段。

这是因为负温差导致动环外表面收缩,内径减小,与轴/轴套外表面接触,轴/轴套的外表面能阻碍动环翻转,只有足够大的压差才能改变动环端面微变形。但是转速增加导致动环内径增加,接触力减小,由接触抵消的动环翻转逐渐得到释放,因此动环端面微变形处于迅速增加的阶段。当转速引起的内径变化能够完全抵消负温差的影响后,是动环端面微变形稳定变化的阶段。

零温差与负温差的差别除了缺少第1个阶段,还在于零温差时动环在压差的作用下向内翻转,动环内表面上部与轴/轴套接触,因而低转速时3种动环端面微变形相差不到 $2\ \mu\text{m}$,如图8(b)所示。随转速增加,结构I的心形偏离中心最大,故结构I微变形受转速影响更大。

正温差时,初始时动环内表面与轴/轴套外表面存在一定的间隙,此时轴/轴套不能约束动环的变形,结构I更厚,刚度更大,在同样的压差下变形更小,如图8(c)所示。总体来看,高参数下采取结构I的形式一方面可以获得较大的刚度降低高压差和大温差的影响,另一方面可以在大范围内改变形心位置使动环端面微变形对转速更敏感,以获得更广的微端面变形变化区间。

对比图8(a)和(b),3种动环端面微变形突变的转速范围都是 $(2\sim 3)\times 10^4$ r/min,说明小幅改变动环结构并不能改变突变对应的转速范围。由于动环端面微变形的突变是转速抵消负温差的结果,其他与变形相关的参数多为材料属性和截面尺寸。因而对负温差的动压密封(如低温工况),当轴径

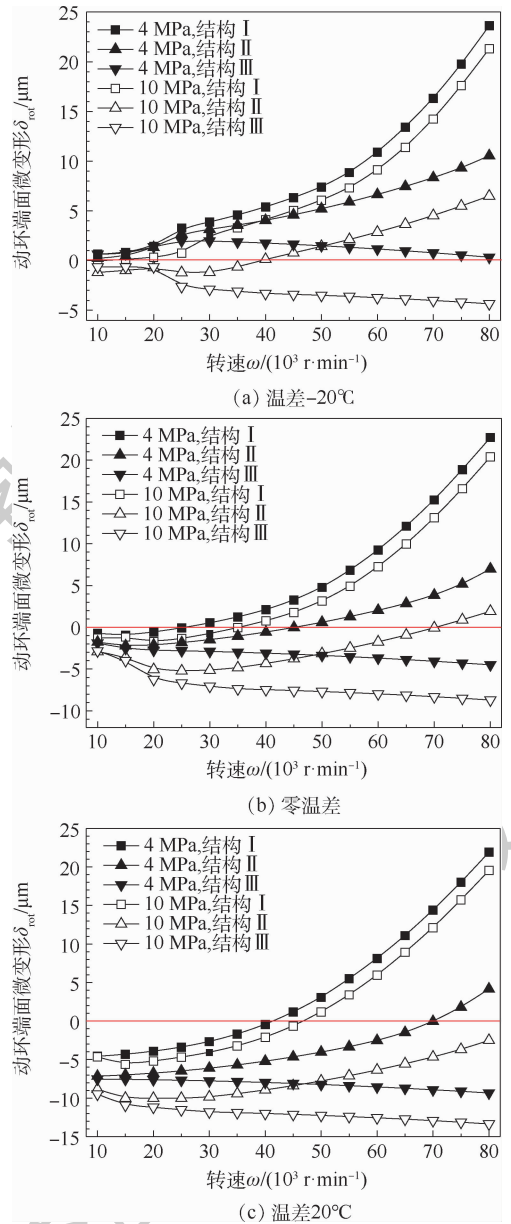


图8 多载荷共同作用下动环端面微变形
Fig.8 Face micro-deformation of rotating ring under multiple loads

和转速确定时,可通过适当增加温差的方式避开突变转速区域以获取稳定状态,尽管这会增加少量的动环端面微变形。对于负温差的动压密封,密封间隙多为收敛形,有利于端面开启,但也需防止动静环内侧可能发生的接触和摩擦磨损。

2.5 轴向压紧力对动环端面微变形的影响

由2.1节和2.4节分析可知,当动环内表面与轴/轴套外表面存在间隙时,动环可能发生向内或向外的翻转,由此产生的动环端面微变形可能远超动环尺寸变形的影响。其中,压紧环的轴向压紧力是影响动环翻转的重要因素。

不同载荷作用下轴向压紧力对动环端面微变形的影响如图9所示。在负温差时,由于动环和

轴/轴套的内侧接触,轴向压紧力难以改变动环的翻转状态,动环端面微变形变化量较小,如图9(a)所示。对结构II和结构III,即使是将轴向压紧力由25 MPa增加至100 MPa,动环端面微变形量分别降低了0.27 μm 和0.1 μm 。在正温差下,3种动环结构的微变形均随轴向压紧力的增加迅速增加,特别是结构II和结构III,因为动环与定位环的内侧存在间隙,较大的压紧力促使动环向内翻转。对结构II,轴向压紧力仅为1.0 MPa时,动环端面微变形量只有-1.5 μm ;25 MPa时动环端面微变形量为-4.8 μm ,增加了220%;100 MPa时端面微变形量为-5.2 μm ,仅增加了0.4 μm 。另外,外侧的膨胀在一定程度上能够增大实际轴向压紧力。因而在正温差下,降低膨胀量对结构变形的影响和较小的初始压紧力可以降低动环端面微变形。

对高速工况,如图9(b)所示,结构I和结构II向外翻转,因而更大的轴向压紧力能抑制动环的翻转,降低动环端面微变形。结构I较厚,需要极大的轴向压紧力才能抑制翻转。结构II和结构III相对较薄,当轴向压紧力超过50 MPa(以M6螺栓计约 $4 \times 10^4 \text{ N} \cdot \text{m}$)时就能获得较好效果。

对高压工况,如图9(c)所示,当轴向压紧力超过10 MPa后,3种动环的微变形随轴向压紧力增加有小幅增加。压差5 MPa时,轴向压紧力从25 MPa增加至100 MPa,3种动环结构的东环端面微变形分别增加了0.9 μm 、0.5 μm 和1.3 μm 。

温差、转速和压差同时作用时,结构I和结构III在 $5 \times 10^4 \text{ r/min}$ 的2组工况下动环端面微变形随轴向压紧力的增加而减小,而结构II的动环端面微变形逐渐增加,如图9(d)所示。这2种工况下转速使得动环内表面增大并不受约束,在较小的轴向压紧力下具有较大的向内或向外的翻转。轴向压紧力的增大使压紧环能够抑制动环翻转趋势,降低动环端面微变形。对于结构II,在较小的轴向压紧力动环端面微变形不到2 μm ,说明动环的翻转幅度小。过大的轴向压紧力加剧了动环翻转,反而增大了东环端面微变形。

当温差-20 $^\circ\text{C}$ 、压差6 MPa、转速 $2 \times 10^4 \text{ r/min}$ 时,转速不能完全抵消温差的作用,动环内表面与轴/轴套外表面保持接触,轴向压紧力的作用有限。轴向压紧力从25 MPa增加至100 MPa,结构I动环端面微变形降低了1.1 μm ,结构II、III降低了不足0.3 μm 。

当接触面间存在间隙时,轴向压紧力使接触面趋向贴合,因此对动环端面变形的影响不能一

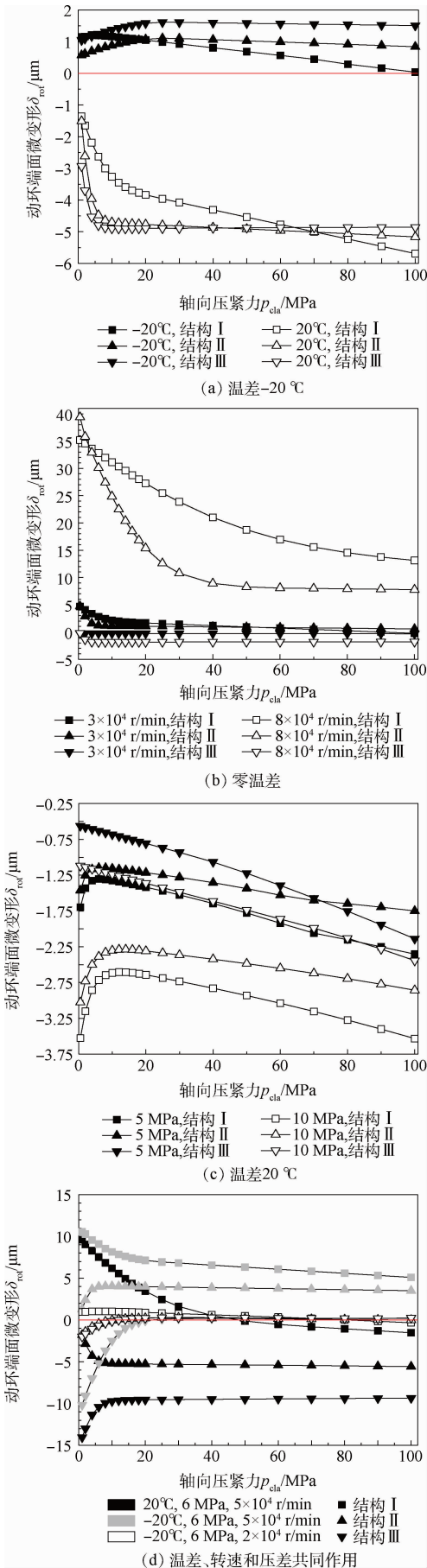


图9 轴向压紧力对动环端面微变形的影响
Fig. 9 Face micro-deformation of rotating ring under different clamping loads

概而论。对大多数工况,特别是高速工况,增大轴向压紧力能够有效抑制动环翻转,降低东环端面微变形。但是对负温差较大的工况,轴向压紧力的作用非常有限。

3 动环端面微变形改善方法

由上述分析可知,动压密封的微变形与温差、压差、转速、动环结构、轴向压紧力等参数有关,根据动环结构、载荷和端面微变形的关系,本文提出以下几点动环端面微变形改善方法。

1) 降低动环内外表面的温差

由图4(g)可知,动环端面微变形随温差增加,特别是正温差下。尽管改变动环结构最大能降低约33%的端面微变形,但是对内外侧温差较大的动压密封,降低动环内外表面的温差仍是降低端面微变形的重要方法。如在金属外表面做隔热层,降低金属与高温/低温流体的传热系数;选择导热系数更大的材料,使热量迅速导出等。

2) 高参数下适当增加动环厚度

一方面用较大的刚度降低高压差和大温差的影响,另一方面能在大范围内改变形心位置使动环对转速更敏感,以获得更广的端面微变形调控区间。

以结构I和结构II为优化对象,建立局部笛卡儿坐标系,如图10(a)所示。左上角灰色区域是动环截面固定区域,右下角黑色阴影区域 $cdaf$ 为变化区域。则动环形心的无量纲坐标为

$$\begin{cases} \bar{x} = x_c / |oa| \\ \bar{y} = y_c / |ob| \end{cases} \quad (7)$$

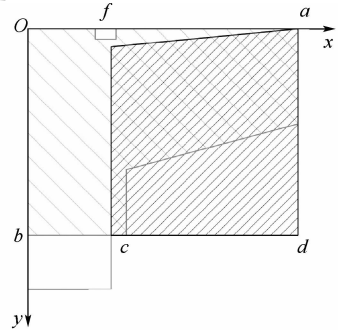
式中: \bar{x} 、 \bar{y} 为动环形心的无量纲坐标; x_c 、 y_c 为形心坐标, mm; $|oa|$ 和 $|ob|$ 分别为 oa 和 ob 的长度。

在温差 $20\text{ }^\circ\text{C}$ 、转速 $5 \times 10^4\text{ r/min}$ 和压差 6 MPa 时,结构I形心位置与动环端面微变形的关系如图10(b)所示。动环端面微变形范围为 $-5.7 \sim 3.6\text{ }\mu\text{m}$, 有 $9.3\text{ }\mu\text{m}$ 的调控范围。形心位置在 $(0.5, 0.5)\text{ mm}$ 附近端面负变形最大,在 $(0.38, 0.4)\text{ mm}$ 附近端面正变形最大,故即使形心小范围变化也能获得较大的端面变化。动环端面微变形在 $-0.5 \sim 0.5\text{ }\mu\text{m}$ 范围对应的形心位置为 $0.33 < \bar{x} < 0.451$ 和 $0.424 < \bar{y} < 0.447$, 故对动环端面微变形影响较大的是形心的 \bar{y} 值。形心 \bar{x} 值影响动环在压差和正温差下的变形,压差和正温差同时促进动环端面微变形, \bar{x} 值的影响比较复杂,需要进一步研究。

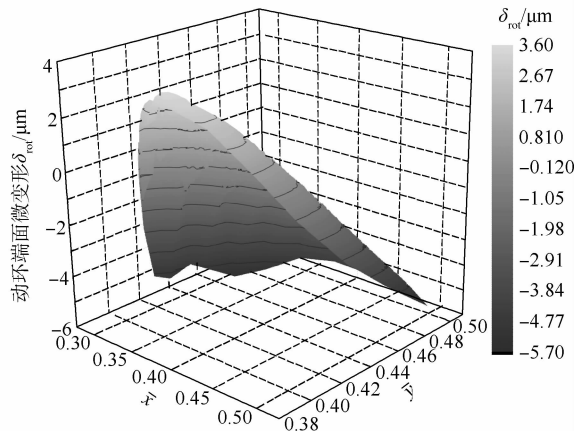
结构II的形心位置与动环端面微变形的关系

如图10(c)所示,相同条件下,结构II动环端面微变形范围为 $-9.4 \sim -4.4\text{ }\mu\text{m}$, 仅有 $5\text{ }\mu\text{m}$ 的调控范围。结构I的厚度比结构II增加了67% (10 mm 和 6 mm), 但是调控范围增加了86% ($9.3\text{ }\mu\text{m}$ 和 $5\text{ }\mu\text{m}$)。与结构I相比,结构II形心能调控的范围也更窄。

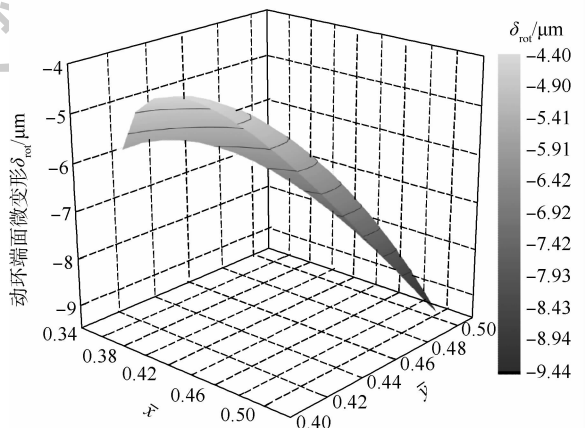
总体来说,高速高温高压的动压密封,适当增加动环厚度虽然会导致动环热变形增加,但能降低压差引起的变形。最重要的是,能够增加形心位置的变化范围,这有利于借助高转速实现对高参数下动压密封间隙的调控,维持稳定的密封性



(a) 结构I截面变化区域与局部笛卡儿坐标系



(b) 结构I形心位置与动环端面微变形的关系



(c) 结构II形心位置与动环端面微变形的关系

图10 形心位置与动环端面微变形的关系

Fig. 10 Relationship between centroid position and face micro-deformation of rotating ring

能。另外,由2.5节对轴向压紧力的研究表明,结构I对轴向压紧力不敏感,适当增大轴向压紧力对动环端面微变形影响较小,但对轴系有利。

3) 约束动环内表面

对图4(d)~(f)、图6(a)~(c)和图7(c)的分析表明,在正温差和高转速下,动环内表面与轴/轴套外表面间存在间隙。此间隙会使动环内表面缺乏约束,在压差、压紧力等载荷下发生翻转。

结构I在温差 20°C 、转速 $5 \times 10^4 \text{ r/min}$ 和压差 6 MPa 时,如果内表面不能被轴/轴套外表面约束(即两表面不接触),其动环端面微变形为 $2.5 \mu\text{m}$;若内表面能被轴/轴套约束,其动环端面微变形为 $-5.4 \mu\text{m}$ 。端面微变形由正值变为负值一方面反映出高转速时形心偏移的作用,另一方面表明动环翻转对动环端面微变形的影响是非常明显的。

对于结构III,由于动环端面微变形受转速影响较小,在相同的条件下变形分别为 $-9.5 \mu\text{m}$ 和 $-3.3 \mu\text{m}$,端面变形降低了 65.2% 。说明对于高温高压但转速不高的场合,通过合理的轴系结构设计使动环内表面得到约束,能够大幅降低端面变形。

4) 合理选择轴向压紧力范围

过太和过小的轴向压紧力都不利于保持较小的动环端面微变形。

图10(d)中,在温差 20°C 、压差 6 MPa 、转速 $2 \times 10^4 \text{ r/min}$ 工况下,结构I动环端面微变形随轴向压紧力增加是逐渐减小的。轴向压紧力为 25 MPa 时,动环端面微变形为 $2.4 \mu\text{m}$;轴向压紧力达到 50 MPa 后,动环端面微变形为负值;轴向压紧力为 100 MPa 时,动环端面微变形为 $-1.5 \mu\text{m}$ 。说明对于高参数动压密封,较小的轴向压紧力不利于保持较小的动环端面微变形,过大的轴向压紧力甚至可能造成发散形间隙。特别是正温差下,轴系的膨胀量不一致会产生额外的轴向压紧力,在设计动压密封时应考虑额外轴向压紧力对动环端面微变形的影响,或通过结构设计减小额外轴向压紧力。

另外,对于形心设计不够合理的动环,通过调整轴向压紧力能够调控动环端面微变形。如形心 \bar{y} 值较小的动环,高转速时动环端面微变形更大,增大轴向压紧力能够抑制动环向外翻转,降低动环端面微变形。

通过上述方法能够实现近 $10 \mu\text{m}$ 的动环端面微变形调控区间,使动环端面微变形保持在极

小范围内;或根据静环端面变形合理控制动环端面变形,维持平行间隙或收敛形间隙,增强密封稳定性。

4 结 论

1) 多载荷共同作用时,在当前研究范围内,温差对动环端面变形影响最大,其次是转速和压力的耦合作用。在动环内表面与轴/轴套表面存在间隙,负温差且动环材料与轴/轴套材料相同2种情况下,动环端面微变形受温度值的影响较小。相比于负温差,动环端面微变形更易受正温差的影响,单位温差的动环端面微变形变化量为 $3 \sim 4$ 倍;动环形心距旋转中心越远,动环端面微变形受转速影响越大,且呈抛物线关系;动环端面微变形与压差呈线性关系。

2) 热载荷下,线膨胀系数小的材料能降低 $15\% \sim 20\%$ 的动环端面微变形;力载荷下,弹性模量大的材料降低动环端面微变形的效果不大。正温差下,较大的轴向压紧力促使动环向内翻转;高转速下,较大的轴向压紧力能抑制动环向外翻转,应根据动环翻转趋势合理选择轴向压紧力范围。

3) 对高速高压宽温域的动压密封,改善动环端面微变形应优先降低动环两侧的温差,如在金属外侧隔热保护能降低表面传热系数;若转速足够高,适当增加动环厚度以扩大形心变化区域,能增加 86% 的动环端面微变形范围,使动压密封适应更宽的工况参数;若转速不够高,通过局部结构设计以约束动环内表面能够控制动环翻转,最大能降低 65.2% 的动环端面微变形;合理选择初始轴向压紧力范围、通过局部结构设计利用或消除轴向膨胀不一致产生的额外轴向压紧力,能有效控制动环端面微变形,降低动环设计不合理对密封动环端面微变形的影响,进一步确保动环端面微变形维持在极小范围内,维持平行间隙或收敛形间隙,增强密封稳定性。

参考文献 (References)

- [1] 张振强,杨兵华,赵洋,等. 某型航空发动机主轴轴承试验故障分析及改进[J]. 轴承,2017(11):52-55.
ZHANG Z Q, YANG B H, ZHAO Y, et al. Fault analysis and improvement on test for spindle bearings in an aero-engine[J]. Bearing,2017(11):52-55 (in Chinese).
- [2] 谢伟松,林鑫,王伟韬,等. 航空发动机弹性箔片气体动压轴承技术研究及性能评价综述[J]. 润滑与密封,2018,43(7):136-147.
XIE W S, LIN X, WANG W T, et al. Review of technique application and performance evaluation for aerodynamic elastic foil

- gas bearing in aero-engine[J]. *Lubrication Engineering*, 2018, 43(7):136-147 (in Chinese).
- [3] 杨霞辉,王少鹏,侯宁涛.液体推进系统高温高压动密封发展趋势分析[J].*火箭推进*, 2010, 36(4):31-35.
YANG X H, WANG S P, HOU N T. Trend of seals working under high temperatures and pressures for liquid propellant engines[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2010, 36(4):31-35 (in Chinese).
- [4] 孙电锋,孙见君,於秋萍,等.非接触式机械密封动力学研究进展[J].*化工进展*, 2019, 38(12):5238-5246.
SUN D F, SUN J J, YU Q P, et al. Progress of study on dynamics of non-contacting mechanical seals[J]. *Chemical Industry and Engineering Progress*, 2019, 38(12):5238-5246 (in Chinese).
- [5] 赵伟刚,张树强,陈杰,等.液氧泵用动静压混合式密封关键技术研究[J].*润滑与密封*, 2017, 42(1):111-115.
ZHAO W G, ZHANG S Q, CHEN J, et al. Key technologies of dynamic-hydrostatic hybrid seals used in liquid oxygen pump[J]. *Lubrication Engineering*, 2017, 42(1):111-115 (in Chinese).
- [6] AIMONE R J, FORSTHOFFER W E, SALZMANN R M. Dry gas seal systems; Best practices for design and selection, which can help prevent failures[J]. *Turbomachinery International*, 2007, 48(1):20-21.
- [7] KRIVSHICH N G, PAVLYUK S A, KOLESNIK S A, et al. Dry gas seal systems for equipment with slow shaft rotation[J]. *Chemical and Petroleum Engineering*, 2007, 43(11-12):676-680.
- [8] 李世聪,钱才富,李双喜,等.油气两相动压密封动态特性的热流固耦合研究[J].*化工学报*, 2020, 71(5):2190-2201.
LI S C, QIAN C F, LI S X, et al. Study of thermal-fluid-solid coupling on dynamic characteristics of oil-gas miscible backflow pumping seal[J]. *Journal of Chemical Industry and Engineering*, 2020, 71(5):2190-2201 (in Chinese).
- [9] TABATA H, SANO M. Study of high efficiency turbocompressor; Development of high-speed and high-pressure dry gas seal[J]. *IHI Engineering Review*, 2005, 38(1):1-5.
- [10] KAVINPRASAD S, SHANKAR S, KARTHIC M. Experimental and CFD investigations of mechanical seals under dry/compressed air/liquid lubricating conditions[J]. *Procedia Engineering*, 2013, 64:419-425.
- [11] SHAHIN I, GADALA M, ALQARADAWI M, et al. Three dimensional computational study for spiral dry gas seal with constant groove depth and different tapered grooves[J]. *Procedia Engineering*, 2013, 68:205-212.
- [12] WILBUR S. 航天飞机主发动机高压液氧涡轮泵的氦气缓冲面密封件的设计与分析[J].*国外导弹与航天运载器*, 1992(4):5-17.
WILBUR S. Design and analysis of helium buffer face seal for high pressure liquid oxygen turbopump of main engine of space shuttle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 1992(4):5-17 (in Chinese).
- [13] 张国渊,陈国忠,赵伟刚,等.高速低温动静结合型机械密封结构优化及运转试验[J].*航空动力学报*, 2018, 33(5):1093-1102.
ZHANG G Y, CHEN G Z, ZHAO W G, et al. Optimization and test of parameters of the cryogenic hydrodynamic mechanical seal[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(5):1093-1102 (in Chinese).
- [14] THOMAS S, BRUNETIÈRE N, TOURNERIE B. Thermo-elasto-hydrodynamic behavior of mechanical gas face seals operating at high pressure[J]. *Journal of Tribology*, 2007, 129(4):841-850.
- [15] THOMAS S, BRUNETIÈRE N, TOURNERIE B. Numerical modeling of high pressure gas face seals[J]. *Journal of Tribology*, 2006, 128(2):396-405.
- [16] BAI S X, MA C H, PENG X D, et al. Thermo-elasto-hydrodynamic behavior of gas spiral groove face seals operating at high pressure and speed[J]. *Journal of Tribology*, 2015, 137(2):1-11.
- [17] 胡琼,陶凯,孙见君,等.剖分式机械密封传热及耦合变形的数值研究[J].*润滑与密封*, 2018, 43(8):24-31.
HU Q, TAO K, SUN J J, et al. Numerical investigation on heat transfer and thermal-structural coupled deformation of split mechanical seals[J]. *Lubrication Engineering*, 2018, 43(8):24-31 (in Chinese).
- [18] MAYER E. 机械密封[M].姚兆生,译.北京:化学工业出版社,1981:46-49.
MAYER E. Mechanical seal[M]. YAO Z S, translated. Beijing: Chemical Industry Press, 1981:46-49 (in Chinese).
- [19] 许静,彭旭东,白少先,等.高压干气密封扭转变形结构因素影响分析[J].*摩擦学学报*, 2014, 34(5):543-552.
XU J, PENG X D, BAI S X, et al. Analysis of structural factor effect on torsion deformation for a dry gas seal at high pressures[J]. *Tribology*, 2014, 34(5):543-552 (in Chinese).
- [20] DOUST T G. An experimental and theoretical study of pressure and thermal distortions in a mechanical seal[J]. *ASLE Transactions*, 1986, 29(2):151-159.
- [21] SU H, RAHMANI R, RAHNEJAT H. Thermohydrodynamics of bidirectional groove dry gas seals with slip flow[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2016, 110:270-284.
- [22] BLASIAK S, ZAHORULKO A V. Aparametric and dynamic analysis of non-contacting gas face seals with modified surfaces[J]. *Tribology International*, 2016, 94:126-137.
- [23] 彭旭东,刘伟,白少先,等.热弹变形对核主泵用流体静压型机械密封性能的影响[J].*机械工程学报*, 2010, 46(23):146-153.
PENG X D, LIU W, BAI S X, et al. Effects analysis of thermo-elastic deformation on the performance of hydrostatic mechanical seals in reactor coolant pumps[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(23):146-153 (in Chinese).
- [24] 丁雪兴,陆俊杰,刘勇,等.热耗散变形下干气密封系统轴向振动稳定性分析[J].*振动工程学报*, 2016, 29(1):78-86.
DING X X, LU J J, LIU Y, et al. Stability analysis on axial vibration of dry gas seal system under the thermo-elastic deformation considering the thermal dissipation[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2016, 29(1):78-86 (in Chinese).
- [25] 丁雪兴,刘勇,苏虹,等.热弹变形下螺旋槽干气密封泄漏量的计算与分析[J].*兰州理工大学学报*, 2014, 40(6):75-79.
DING X X, LIU Y, SU H, et al. Calculation and analysis of leakage from spiral groove dry gas seal subjected to thermo-elas-

- tic deformation[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2014, 40(6): 75-79 (in Chinese).
- [26] 程香平, 刘小红, 张友亮, 等. 锥-孔组合型机械密封端面变形及密封性能分析[J]. 江西科学, 2016, 34(3): 357-363.
CHENG X P, LIU X H, ZHANG Y L, et al. End face deformation and sealing performance analysis of cone-hole combination mechanical seal[J]. Jiangxi Science, 2016, 34(3): 357-363 (in Chinese).
- [27] 陈汇龙, 李同, 任坤腾, 等. 端面变形对液体动压型机械密封液膜瞬态特性的影响[J]. 化工学报, 2017, 68(4): 1533-1541.
CHEN H L, LI T, REN K T, et al. Influence of end face deformation on transient characteristics of fluid film in hydrodynamic mechanical seal[J]. Journal of Industry and Engineering, 2017, 68(4): 1533-1541 (in Chinese).
- [28] 陈志, 高昫岬, 赵鹏, 等. 高压干气密封流场数值模拟[J]. 工程科学与技术, 2017, 49(2): 254-261.
CHEN Z, GAO Y H, ZHAO P, et al. Numerical simulation of flow field for high pressure dry gas seal[J]. Advanced Engineering Sciences, 2017, 49(2): 254-261 (in Chinese).
- [29] 李庆展, 郑尧, 李世聪, 等. 高速动压密封的气液两相性能对比分析和试验[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(7): 70-75.
LI Q Z, ZHENG R, LI S C, et al. Comparative analysis and experiment on gas-phase and liquid-phase performance of high-speed hydrodynamic seal[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(7): 70-75 (in Chinese).
- [30] 彭旭东, 冯向忠, 胡丹梅, 等. 非接触式气体润滑密封变形的数值分析[J]. 摩擦学学报, 2004(6): 536-540.
PENG X D, FENG X Z, HU D M, et al. Numerical analysis of deformation of a non-contacting gas lubricated seal[J]. Tribology, 2004(6): 536-540 (in Chinese).
- [31] 王金红, 陈志, 刘凡, 等. 密封环支撑边界条件对机械密封端面变形的影响[J]. 化工学报, 2020, 71(4): 1744-1753.
WANG J H, CHEN Z, LIU F, et al. Influence of support boundary conditions of a seal ring on deformation of mechanical seal end face[J]. Journal of Industry and Engineering, 2020, 71(4): 1744-1753 (in Chinese).
- [32] 廖传军, 黄伟峰, 索双富, 等. 流体静压型机械密封的半解析式流固耦合模型[J]. 机械工程学报, 2010, 46(20): 145-151.
LIAO C J, HUANG W F, SUO S F, et al. Semi-analytical fluid-solid coupling model for hydrostatic mechanical seals[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(20): 145-151 (in Chinese).
- [33] 何强, 王洪涛, 黄伟峰, 等. 静压型机械密封中螺钉预紧调节机制的研究[J]. 机械工程学报, 2020, 56(3): 137-143.
HE Q, WANG H T, HUANG W F, et al. Regulation mechanism of screw preloading in hydrostatic mechanical face seals[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(3): 137-143 (in Chinese).
- [34] 彭旭东, 康玉茹, 孟祥铠, 等. 核主泵用流体静压型机械密封性能的影响因素研究[J]. 机械工程学报, 2012, 48(17): 83-90.
PENG X D, KANG Y R, MENG X K, et al. Study on factors affecting seal performance of a hydrostatic mechanical seal in reactor coolant pumps[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(17): 83-90 (in Chinese).
- [35] 肖毅华, 张浩锋, 平学成. 无网格对称粒子法中两类热边界条件的处理[J]. 华东交通大学学报, 2014, 31(4): 65-70.
XIAO Y H, ZHANG H F, PING X C. Treatment of two kinds of thermal boundary conditions in meshless symmetric particle method[J]. Journal of East China Jiaotong University, 2014, 31(4): 65-70 (in Chinese).
- [36] MA C H, BAI S X, PENG X D. Thermo-hydrodynamic characteristics of spiral groove gas face seals operating at low pressure[J]. Tribology International, 2016, 95: 44-54.

Face micro-deformation and its control method of rotating ring of hydrodynamic face seal under high speed, high pressure and wide temperature range

LI Shicong¹, QIAN Caifu¹, LI Shuangxi^{1,*}, ZHONG Jianfeng², LIU Xinghua¹

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Aimed at the deformation of hydrodynamic face seal under high speed, high pressure and high/low temperature conditions, a thermal-solid coupling model of typical structure of hydrodynamic face seal is established, and the support and constraints of rotating ring are considered. The face micro-deformation caused by thermal loads, force and constraints are analyzed, and its control methods are proposed. The results show that, when multiple loads act together, temperature difference has the greatest influence on face micro-deformation, followed by the rotational speed and pressure. In two cases, the face micro-deformation of rotating ring is mainly affected by the temperature difference rather than the temperature. Face micro-deformation is more susceptible to high temperature, and the change of face micro-deformation per unit temperature difference is 3 – 4 times that of low temperature. The farther the centroid of rotating ring is from the rotating center, the greater the influence of the rotational speed on the face micro-deformation is, and it has a parabolic relationship. The face micro-deformation has a linear relationship with the pressure difference. For high-speed, high-pressure, and wide-temperature-range hydrodynamic face seals, controlling the face micro-deformation should first reduce the temperature difference between the inner and outer surfaces of the rotating ring. Under high-speed conditions, the thickness of rotating ring should be appropriately increased, and the deformation range can be increased by 86% by expanding the centroid change area. Under low-speed conditions, the inner surface of rotating ring is restrained by reasonable structure design, which can control the turning of rotating ring and reduce the face micro-deformation by 65.2% at most. The axial clamping force designed reasonably can further ensure that the face micro-deformation is kept in a minimum range.

Keywords: high-speed, high-pressure and wide temperature range; hydrodynamic face seal; face micro-deformation of rotating ring; deformation control method; centroid position

Received: 2020-04-29; **Accepted:** 2020-07-25; **Published online:** 2020-08-04 11:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200804.1138.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB2000800); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (BHYC1703A)

* **Corresponding author.** E-mail: buctlsx@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0176

基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机最优控制



余新, 陈仁良*

(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对倾转旋翼机转换机动中变动力学特性导致的复杂控制问题, 提出基于增益调度(GS)的线性二次最优控制与光滑切换控制结合的综合体系结构, 用以实现转换机动过程中的全局最优控制。该控制综合方法, 在保证性能指标要求最小的同时, 对操纵机构的负荷较低。首先, 建立了倾转旋翼机高置信度飞行动力学模型, 并应用混合操纵克服操纵冗余问题。其次, 设计了基于增益调度的线性二次最优多环控制器, 并采用光滑切换控制策略综合2套控制器, 实现动态倾转过程的姿态平滑过渡。最后, 进行以倾转走廊中间路径为期望轨迹的全模式自主飞行仿真。仿真结果表明: 控制系统在转换机动过程中体现出强鲁棒性和较优的系统性能。

关键词: 倾转旋翼机; 线性二次最优控制; 增益调度(GS); 光滑切换控制; 转换机动控制

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1186-13

倾转旋翼机兼顾直升机垂直起降的优点以及固定翼飞机飞行速度高和航程远的优势, 在军民领域有很广阔的应用前景。在低速前飞与悬停飞行条件下, 倾转旋翼机控制系统和操纵策略与直升机类似, 而在高速巡航飞行中更接近固定翼飞机。整个飞行包线内, 可以矢量控制的发动机短舱是倾转旋翼机的凸出特性。通过协调油门杆、纵向杆、横向杆与短舱位置可实现期望的飞行轨迹^[1-2]。

与其他常规飞行器不同, 倾转旋翼飞行器往往体现出多变的动力学特性与操纵特性。文献[3]给出了一般倾转旋翼飞行器不同飞行条件下的特征根分布, 即在不同短舱配置下, 倾转旋翼机的飞行动力学特性和稳定性差别很大, 因此必须通过设计合理的控制律改善飞机的动态响应特性^[3-4]。

倾转旋翼机控制系统设计的挑战性主要体现

在纵向通道的控制上, 尤其在动态倾转阶段, 短舱倾转带来的模型复杂性对控制系统的鲁棒性和自适应能力提出了严格的要求。为了满足全包线飞行需要, 从 XV-15 发展到 V-22, 一般倾转旋翼机通过增益调度(GS)改变控制律参数实现控制增稳系统(SCAS)的全包线自适应^[4-5]。采用增益调度的大多数传统飞行控制体系结构不仅无法满足全包线自主飞行控制需要, 甚至只能提供特定任务的控制增稳^[6-7]。随着反馈线性化在非线性控制上的发展, Rysdyk 等^[8]提出神经网络(Neural Network, NNW)与模型逆的方法, 结合 ADS-33D 设计了姿态指令姿态保持(ACAH)和速率指令姿态保持(RCAH)形式的控制增稳系统(SCAS), 比传统的 SCAS 有更好的自适应能力。NNW 根据反馈得到的误差调整 NNW 权重, 虽然能够补偿模型的不确定性, 但需要引入额外的动力学来合

收稿日期: 2020-05-06; 录用日期: 2020-06-13; 网络出版时间: 2020-07-02 09:53

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1614.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(11672128); 江苏高校优势学科建设工程

* 通信作者。E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

引用格式: 余新, 陈仁良. 基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机最优控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1186-1198.
YU X, CHEN R L. Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain scheduling and smooth switching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1186-1198 (in Chinese).

成控制器,这会导致控制器的阶数很高^[8-10]。为实现全包线飞行控制,国内部分学者采用模糊控制的方法提高控制体系的自适应能力,基于模型论域设计模型跟踪控制器及多套回路成型控制器,通过模型判决综合多套控制器输出,在小型倾转验证机非线性动力学模型上实现整个动态倾转过程的自主飞行仿真^[11]。但该种控制体系结构复杂,且得到的反馈控制器一般需要降阶处理^[12-14]。陈晓等^[15]提出改进的基于杂交粒子群的神经网络 PID 设计倾转旋翼机的过渡阶段控制律,但通过遗传算法寻找全局最优网络初始权值时需要进行大量的种群迭代,计算代价昂贵。

针对小型无人倾转旋翼机动态倾转引起的复杂控制问题,Liu^[16]和 Sato^[17]等提出了 2 类新的 GS 控制方法用以实现全包线自适应:DC (Divide and Conquer gain scheduling) 和 STC (Smooth Transition Control)。DCGS 控制策略在设计控制器时一般需要按短舱倾转角进行划分,完整控制包含多套控制器,结构复杂^[17]。STC 仅需 2 套控制器,通过调度控制器输出权重实现动态倾转平滑过渡,控制体系结构相较 DCGS 更为简化,采用该方法虽然能够实现一定的自适应能力,但是无法保证控制系统性能最优,且鲁棒性依旧一般^[18]。

受上述讨论启发,本文提出一种基于增益调度控制和光滑切换的混合控制方法,对倾转旋翼机动态倾转进行全局最优控制。通过光滑切换控制与增益调度技术进行结合,达到理想的闭环系统性能和较优的鲁棒性,而且能够减轻传统增益调度的繁杂设计工作。最后通过全模式仿真,验证了该控制方法的有效性和优越性。

1 飞行动力学模型与混合操纵

建立高置信度飞行动力学模型是后续进行控制系统设计的前提。本文对 XV-15 倾转旋翼机旋翼、机翼等部件建立了高精度非线性动力学模型,XV-15 构型示意如图 1 所示。基于篇幅,这里仅介绍旋翼模型和机翼受旋翼干扰模型,全机所有部件气动数据均来源于文献[4],全机部分重要参数如表 1 所示。

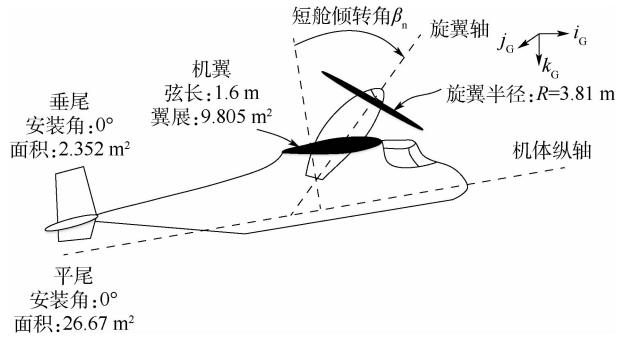


图 1 XV-15 倾转旋翼飞行器构型

Fig. 1 XV-15 tilt rotor aircraft

表 1 XV-15 部件数据

Table 1 Modeling data of XV-15 components

部件	X/m	Y/m	Z/m
旋翼	-7.62	±4.9	-2.54
机翼短舱	-7.395 7	±2.6	2.435
垂尾	-14.48	±2.94	1.96
机身	-7.442 2	0	-2.133 6
平尾	-14.24	0	2.616 2
重心	-7.65	0	-2.074

1.1 旋翼模型

倾转旋翼机旋翼与常规直升机的旋翼飞行动力学特性相似。因此使用叶素理论计算桨叶载荷,同时考虑一阶动态挥舞^[19]。旋翼非定常动力学特性如图 2 所示。

桨盘轨迹平面在旋翼风轴坐标系下的动力学方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{a}_0 \\ \ddot{a}_{1c} \\ \ddot{a}_{1s} \end{bmatrix} + \tilde{\mathbf{D}} \begin{bmatrix} \dot{a}_0 \\ \dot{a}_{1c} \\ \dot{a}_{1s} \end{bmatrix} + \tilde{\mathbf{K}} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_{1c} \\ a_{1s} \end{bmatrix} = \tilde{\mathbf{f}} \quad (1)$$

式中: $\tilde{\mathbf{D}}$ 为阻尼矩阵; $\tilde{\mathbf{K}}$ 为刚度矩阵; $\tilde{\mathbf{f}}$ 为激励矩阵; a_0 、 a_{1c} 和 a_{1s} 为桨尖轨迹平面锥度角、后倒角和侧倒角。

在直升机模式和动态倾转阶段,旋翼的入流是高时变性和非定常的,为提高旋翼模型精度,诱导速度计算采用 Pitt-Peters 动态入流理论^[20]:

$$v_i = v_0 + v_{1c} \bar{r} \cos \psi_{mr} + v_{1s} \bar{r} \sin \psi_{mr} \quad (2)$$

式中: v_i 为桨盘诱导速度; v_0 为均匀诱导速度; ψ_{mr} 为桨盘方位角; v_{1c} 、 v_{1s} 为诱导速度一阶谐波分量; \bar{r} 为桨叶径向位置(无量纲)。入流方程表示为

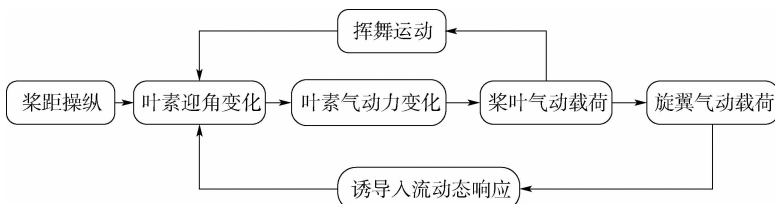


图 2 旋翼非定常力学特性

Fig. 2 Unsteady aerodynamic characteristics of rotor

$$\mathbf{M} \begin{bmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{v}_{1s} \\ \dot{v}_{1c} \end{bmatrix} + \mathbf{V} \tilde{\mathbf{L}}^{-1} \begin{bmatrix} v_0 \\ v_{1s} \\ v_{1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中： \mathbf{M} 为显在质量矩阵； \mathbf{V} 为质量流量参数矩阵； $\tilde{\mathbf{L}}$ 为入流增益矩阵； C_T 、 C_L 和 C_M 分别为旋翼气动力和力矩。

令体轴坐标系下飞机的速度为 $[u \ v \ w]^T$ ，角速度为 $[p \ q \ r]^T$ ，那么桨毂中心处的运动速度在桨毂轴坐标系下可表示为

$$\mathbf{T}_{b2h} = \begin{bmatrix} \cos \beta_n & 0 & -\sin \beta_n \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_n & 0 & \cos \beta_n \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{\text{hub}} = \mathbf{T}_{b2h} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{hub}} \quad (5)$$

将桨毂轴坐标系下的速度转换到桨毂风轴坐标系：

$$\mathbf{T}_{h2hw} = \begin{bmatrix} \cos \beta_w & \sin \beta_w & 0 \\ -\sin \beta_w & \cos \beta_w & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{\text{hubw}} = \mathbf{T}_{h2hw} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{\text{hub}} \quad (7)$$

式中： \mathbf{T}_{h2hw} 为桨毂轴坐标系到桨毂风轴坐标系的旋转矩阵； β_n 为短舱倾角， $[x \ y \ z]_{\text{hub}}$ 为桨毂中心相对机体重心的位置，这里机体重心是关于 β_n 的函数。叶素理论从翼型微段入手，将任意微段处的翼型来流在桨叶轴坐标系下表示为

$$\beta = a_0 - a_{1c} \cos \psi_{mr} - a_{1s} \sin \psi_{mr} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \bar{U}_p = \lambda \cos \beta - \mu \sin \beta \cos \psi_{mr} + \beta(\bar{r} - \bar{e}) \\ \bar{U}_T = \bar{e}(1 - \cos \beta) + \mu \sin \psi_{mr} + \bar{r} \cos \beta \end{cases} \quad (9)$$

式中： β 为桨叶挥舞角； \bar{U}_T 和 \bar{U}_p 为翼型来流（无量纲）；入流比和前进比计算公式为 $\lambda = w_{\text{hubw}} / \Omega R - v$ ， $\mu = \sqrt{u_{\text{hubw}}^2 + v_{\text{hubw}}^2} / (\Omega R)$ ； β_w 为侧滑角； \bar{e} 为挥舞角偏置量（无量纲）； Ω 为旋翼转速； R 为旋翼半径。从而可得翼型的气动载荷：

$$\begin{cases} dx = [0.5\rho(\bar{U}_p^2 + \bar{U}_T^2)(\Omega R)^2 C_x c] dr \\ dy = [0.5\rho(\bar{U}_p^2 + \bar{U}_T^2)(\Omega R)^2 C_L c] dr \end{cases} \quad (10)$$

式中： dr 为叶素微段长度； dx 和 dy 为翼型阻力和升力； C_x 和 C_L 为翼型阻力系数和升力系数； c 为桨叶弦长； ρ 为大气密度。将 dx 和 dy 转化到桨叶轴坐标系，得到翼型微段在桨叶轴坐标系下的载荷：

$$\begin{cases} dD = dx \cdot \cos \beta^* - dy \cdot \sin \beta^* \\ dT^* = dx \cdot \sin \beta^* + dy \cdot \cos \beta^* \end{cases} \quad (11)$$

式中： dD 和 dT^* 为桨叶轴坐标系下的翼型载荷； β^* 为来流迎角。最后转化到桨毂平面，并积分得

到旋翼载荷：

$$\begin{cases} H_r = \kappa N \int_0^{2\pi} \int_e^R (dD \sin \psi - dT^* \sin \beta \cos \psi_{mr}) d\psi dr \\ S = \Delta \kappa N \int_0^{2\pi} \int_e^R (dT^* \sin \beta \sin \psi_{mr} + dD \cos \psi) d\psi dr \\ T = \kappa N \int_0^{2\pi} \int_e^R (dT^* \cos \beta) d\psi_{mr} dr \\ Q = \Delta \kappa N \int_0^{2\pi} \int_e^R (dD \cdot r) d\psi_{mr} dr \end{cases} \quad (12)$$

式中： Δ 表示旋翼旋向（右旋为正）； κ 为叶端损失系数； N 为桨叶片数； H_r 、 S 、 T 和 Q 为桨毂轴坐标系下的后向力、侧向力、拉力及反扭矩。对于桨毂力矩，主要考虑离心力项和挥舞弹簧刚度项：

$$\begin{cases} M_{hx} = \frac{\Delta}{2} N (K_\beta + \Omega^2 M_1 e) a_{1s} \\ M_{hy} = \frac{1}{2} N (K_\beta + \Omega^2 M_1 e) a_{1c} \end{cases} \quad (13)$$

式中： M_1 为桨叶惯性矩； K_β 为挥舞弹簧刚度； e 为带量纲的挥舞铰偏置量。

最后得到旋翼在体轴坐标系下的力 $[X \ Y \ Z]_b^T$ 和力矩 $[L_{MR} \ M_{MR} \ N_{MR}]_b^T$ ：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_b = \mathbf{T}_{h2hw}^T \mathbf{T}_{b2h}^T \begin{bmatrix} H_r \\ S \\ -T \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} L_{MR} \\ M_{MR} \\ N_{MR} \end{bmatrix}_b = \mathbf{T}_{h2hw}^T \mathbf{T}_{b2h}^T \begin{bmatrix} M_{hx} \\ M_{hy} \\ Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{hub}} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_b \quad (15)$$

1.2 旋翼对机翼干扰模型

考虑旋翼尾流对机翼的干扰^[21]。如图3所示，将机翼的气动力分为：①受旋翼尾流影响的滑流区部分气动力；②不受旋翼尾流影响的自由流区部分气动力，总的气动力为两者叠加。

机翼滑流区面积和自由流区面积计算公式为

$$\begin{cases} S_{wss} = S_{smax} [\sin(a \cdot \beta_n) + \cos(b \cdot \beta_n)] \frac{\mu_{max} - \mu}{\mu_{max}} \\ S_{wfl} = S_w - S_{wss} \end{cases} \quad (16)$$

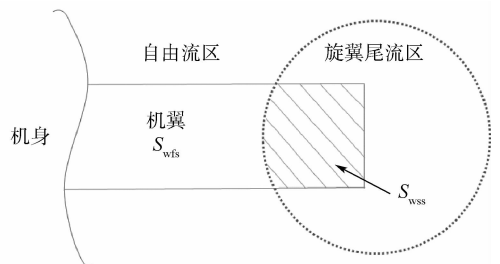


图3 机翼流场分布

Fig. 3 Flow field distribution of wing

式中: S_w 为机翼面积; $S_{smax} = 2\eta_{ss}Rc_w$, η_{ss} 为旋翼滑流修正因子, R 为旋翼半径, c_w 为机翼平均气动弦长; $a = 1.386$, $b = 3.144$; μ 为旋翼前进比; μ_{max} 为旋翼尾迹偏移出机翼的最大前进比。受旋翼尾流影响的机翼滑流区的气流速度需要加上旋翼诱导速度的影响。

1.3 混合操纵模型

倾转旋翼机必须采用合理的操纵分配克服冗余操纵问题。本文通过混合操纵模型, 达到不同飞行状态下的各操纵舵面的统一, 各舵面操纵系数来源于文献[4]。

1.3.1 纵航向混合操纵

纵向通道中, 机体俯仰由纵向杆控制, 纵向杆通过控制左、右旋翼周期变距联动实现机体俯仰。而脚蹬除了直接控制方向舵, 还与纵向杆一起控制左、右旋翼的纵向周期变距。纵航向混合操纵结构如图 4 所示, 图中: K_{B1} 和 K_e 分别为纵向杆到纵向周期变距和纵向杆到升降舵操作分配系数。 $K_{\Delta B1}$ 和 K_R 分别为脚蹬到纵向周期变距差动和脚蹬到方向舵操作分配系数。

如图 4 所示, 纵航向混合操纵模型最终控制的是旋翼的纵向周期变距、升降舵及方向舵。旋翼纵向周期变距可以表现为

$$\begin{cases} B_{1L} = \left(\frac{\partial B_1}{\partial X_{LN}}\right)(X_{LN} - X_{LNN} + \text{PAFCS}) + \left(\frac{\partial B_1}{\partial X_{PD}}\right)(X_{PD} - X_{PDN} + \text{YAFCS}) \\ B_{1R} = \left(\frac{\partial B_1}{\partial X_{LN}}\right)(X_{LN} - X_{LNN} + \text{PAFCS}) - \left(\frac{\partial B_1}{\partial X_{PD}}\right)(X_{PD} - X_{PDN} + \text{YAFCS}) \end{cases} \quad (17)$$

式中: B_{1L} 、 B_{1R} 分别为左、右旋翼的纵向周期变距; X_{LN} 、 X_{LNN} 和 X_{PD} 和 X_{PDN} 分别为纵向杆操纵、纵向杆中立点、脚蹬操纵和脚蹬中立点。PAFCS 和 YAFCS 分别为纵向自主飞行控制系统和航向自主飞行控制系统输出; $\partial B_1/\partial X_{LN}$ 、 $\partial B_1/\partial X_{PD}$ 分别为纵向杆到纵向周期变距作动器的传动比及脚蹬杆到纵向周期变距作动器的传动比。

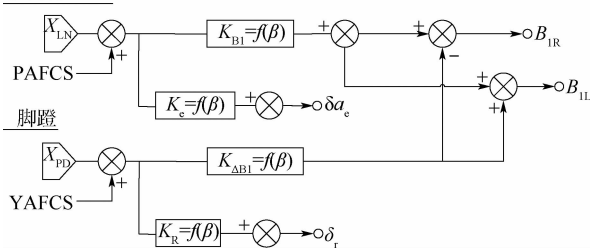


图 4 纵向杆与脚蹬混合操纵结构

Fig. 4 Mixed control structure of longitudinal stick and pedal

期变距的传动比, 两者均与短舱倾转角有关。

而升降舵和方向舵的偏转角表现为

$$\begin{cases} \delta_e = \left(\frac{\partial \delta_e}{\partial X_{LN}}\right)(X_{LN} - X_{LNN} + \text{PAFCS}) \\ \delta_r = \left(\frac{\partial \delta_r}{\partial X_{PD}}\right)(X_{PD} - X_{PDN} + \text{YAFCS}) \end{cases} \quad (18)$$

式中: δ_e 和 δ_r 为升降舵和方向舵偏转角(与图 4 中变量对应); $\frac{\partial \delta_e}{\partial X_{LN}}$ 、 $\frac{\partial \delta_r}{\partial X_{PD}}$ 分别为纵向杆到升降舵的传动比及脚蹬到方向舵的传动比, 两者均与短舱倾转角有关。

1.3.2 垂横向混合操纵

如图 5 所示总距杆控制左、右旋翼总距同向联动, 横向杆除了控制副翼外还控制左、右旋翼总距差动。垂横向混合操纵控制结构如图 5 所示, 图中: K_{ccol} 和 K_A 分别为横向杆到总距和横向杆到副翼的操纵分配系数; K_{col} 为总距杆到总距的操纵系数。

垂横向混合操纵模型控制旋翼总距及副翼, 旋翼总距表现为

$$\begin{cases} \theta_{oL} = \left(\frac{\partial \theta_0}{\partial X_{COL}}\right)(X_{COL}) + \left(\frac{\partial \theta_0}{\partial X_{LT}}\right)(X_{LT} - X_{LTN} + \text{RAFCS}) \\ \theta_{oR} = \left(\frac{\partial \theta_0}{\partial X_{COL}}\right)X_{COL} - \left(\frac{\partial \theta_0}{\partial X_{LT}}\right)(X_{LT} - X_{LTN} + \text{RAFCS}) \end{cases} \quad (19)$$

式中: θ_{oL} 、 θ_{oR} 分别为左、右旋翼总距; X_{COL} 、 X_{LT} 和 X_{LTN} 分别为总距杆、横向杆和横向杆中立点。 $\partial \theta_0/\partial X_{COL}$ 、 $\partial \theta_0/\partial X_{LT}$ 分别为总距杆到总距作动器的传动比及横向杆到总距作动器的传动比, 两者皆为短舱倾角的函数。

副翼偏转角 δ_a (与图 5 变量一致) 表现为

$$\delta_a = \left(\frac{\partial \delta_a}{\partial X_{LT}}\right)(X_{LT} - X_{LTN} + \text{RAFCS}) \quad (20)$$

式中: $\partial \delta_a/\partial X_{LT}$ 为横向杆到副翼的传动比, 与短舱倾转角有关; RAFCS 为横向通道自主飞行控制系统横向杆

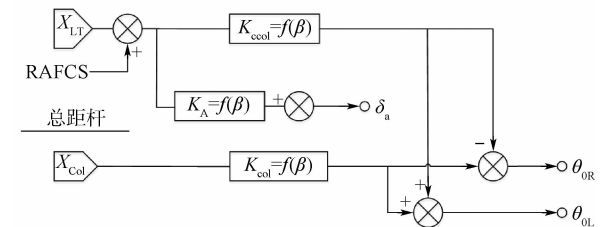


图 5 总距杆与横向杆混合操纵结构

Fig. 5 Mixed control structure of collective stick and lateral stick

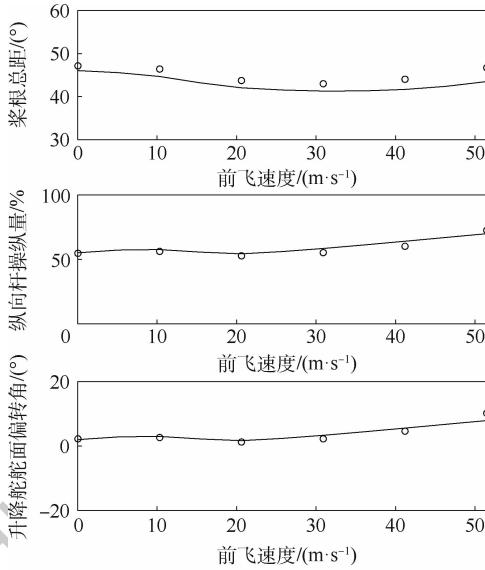
统输出量。

混合操纵模型根据短舱倾转角实时改变各操纵机构的传动比,使倾转旋翼机在不同飞行状态下能够进行合理且较优的操纵分配^[5]。

1.4 模型验证

一个可信的飞行动力学模型是后续进行控制系统设计的基石。为此,在不同短舱倾转角下,计算了配平状态下的纵向杆操纵量、姿态角、旋翼需用功率与旋翼桨根总距,同时与文献的理论数据进行对比,从而验证模型的精确性^[22]。稳态验证中旋翼机配置如下:

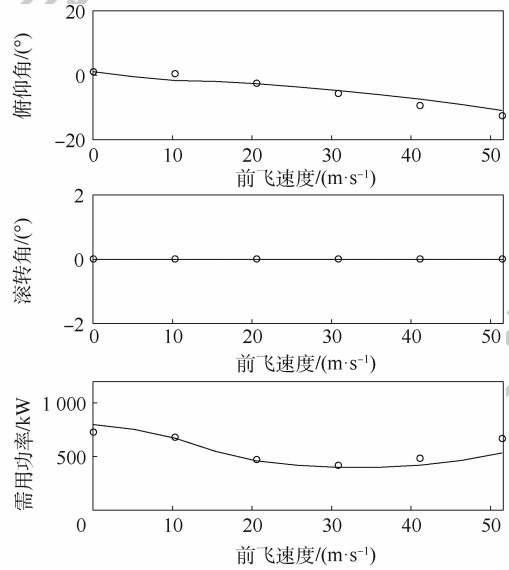
1) 短舱倾转角为 0°(直升机模式),襟/副翼配置为 40°,发动机转速为 589 r/min。



2) 短舱倾转角为 30°和 60°时,襟/副翼配置为 20°,发动机转速为 589 r/min。

3) 短舱倾转角为 90°时(飞机模式),襟/副翼配置为 0°,发动机转速为 517 r/min。

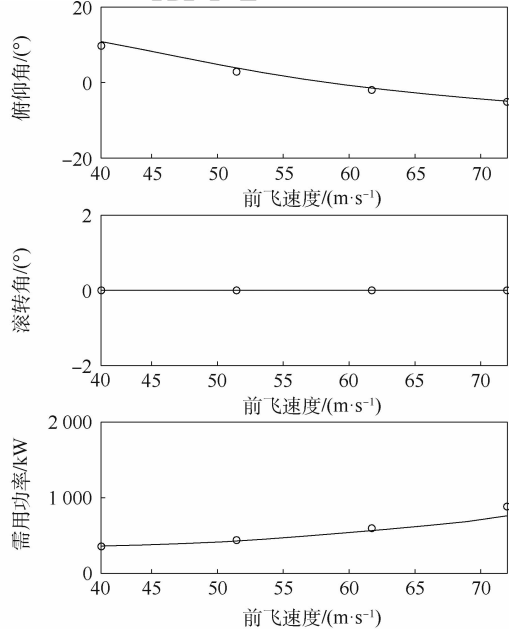
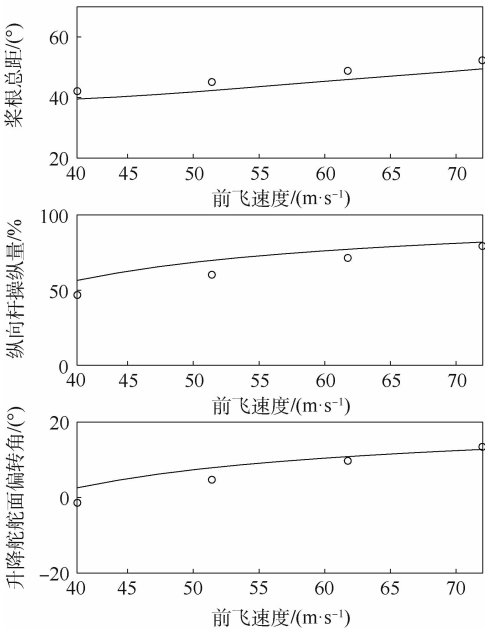
图 6 给出了小速度直升机模式下的稳态验证结果,本文模型与文献[22]的理论数据对比,趋势基本一致,考虑机翼和平尾气动干扰模型后,与文献[22]理论数据更加吻合。在其他短舱倾转角下图 7~图 9,旋翼桨根总距,需用功率,纵向杆操纵量及姿态角的误差均在 5% 以内。据此,认为建立的倾转旋翼机非线性六自由度动力学模型具有高置信度,能够保证后续控制系统设计模型的精确性。



— 本文 ○ GTRS

图 6 直升机模式稳态飞行验证

Fig. 6 Steady flight verification for helicopter mode



— 本文 ○ GTRS

图 7 短舱倾转角 30°下稳态飞行验证

Fig. 7 Steady flight verification of nacelle at 30° tilt angle

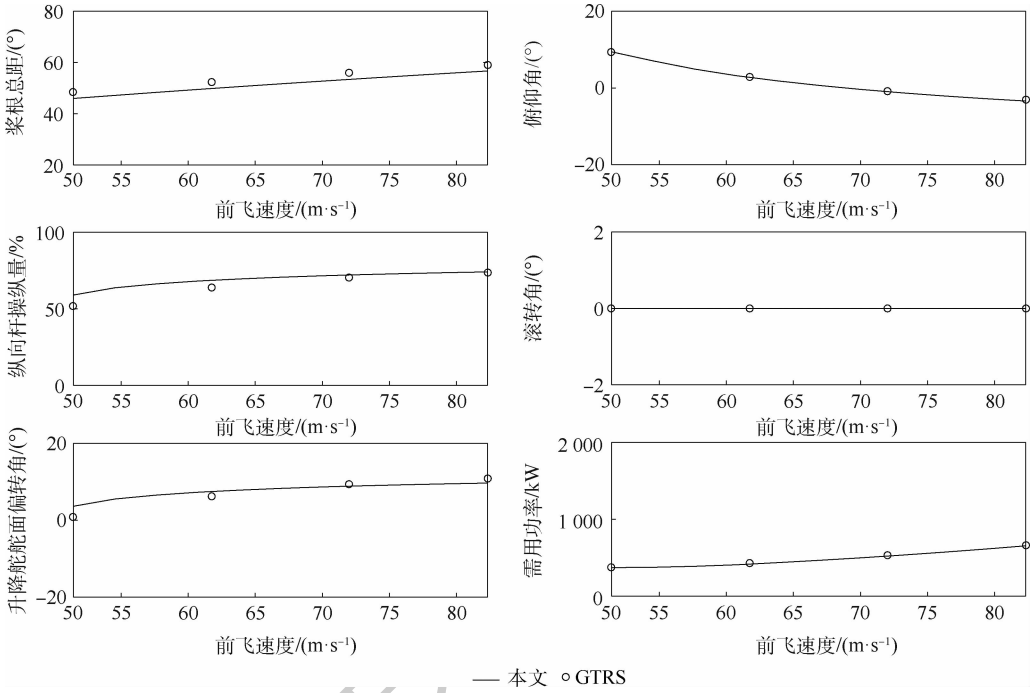


图8 短舱倾转角 60°下稳态飞行验证

Fig. 8 Steady flight verification of nacelle at 60° tilt angle

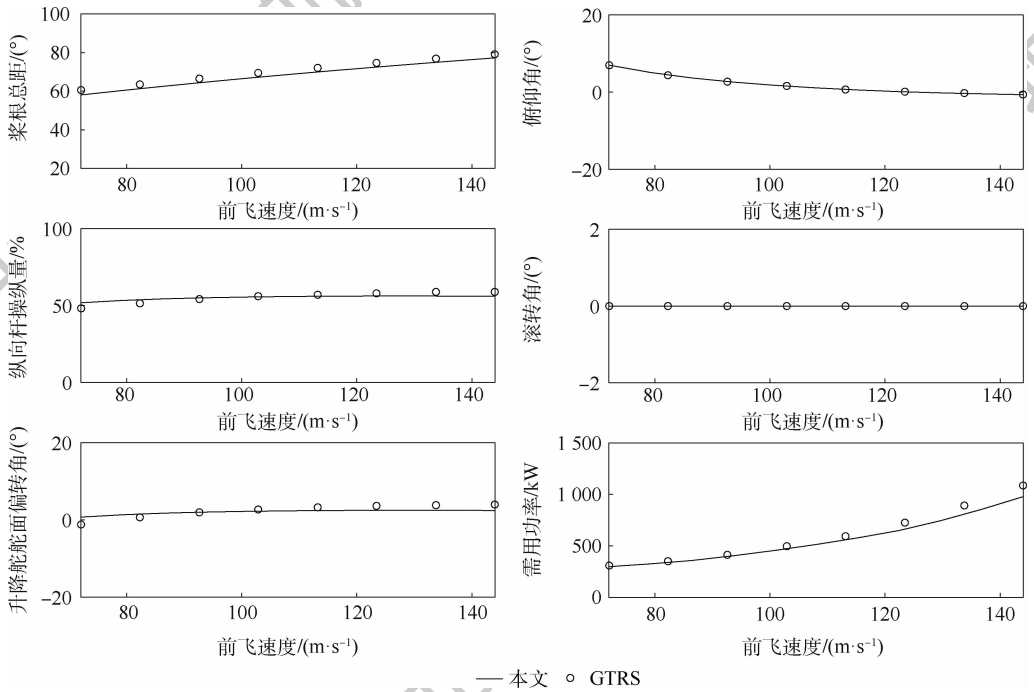


图9 飞机模式稳态飞行验证

Fig. 9 Steady flight verification of plane mode

2 增益调度 LQR 控制律设计

2.1 控制体系结构与光滑切换控制策略

倾转旋翼机在动态倾转过程中,呈现如下特性:倾转前期,加速前飞最有效的控制方式是短舱倾转,但是当短舱倾转角过大时,单一采用直升机模式控制律又无法实现理想的姿态及高度控制,且通过短舱倾转的方式控制前飞速度的效率降

低。因此必须引入飞机模式控制律,在纵向与垂向通道上进行变更,本文采用光滑切换控制策略综合2套增益调度LQR控制器,实现整个动态倾转过程的光滑过渡最优控制^[18]。根据研究对象的如上特性,采用光滑切换控制策略在动态倾转过程中综合2套控制器,2套LQR增益调度控制器权重按短舱倾转角的三角函数规律进行设计。如图10所示, $W_{\beta_{\beta_n}}$ 和 $W_{h_{\beta_n}}$ 分别为直升机模式控制器和飞机模式控制器输出权重。

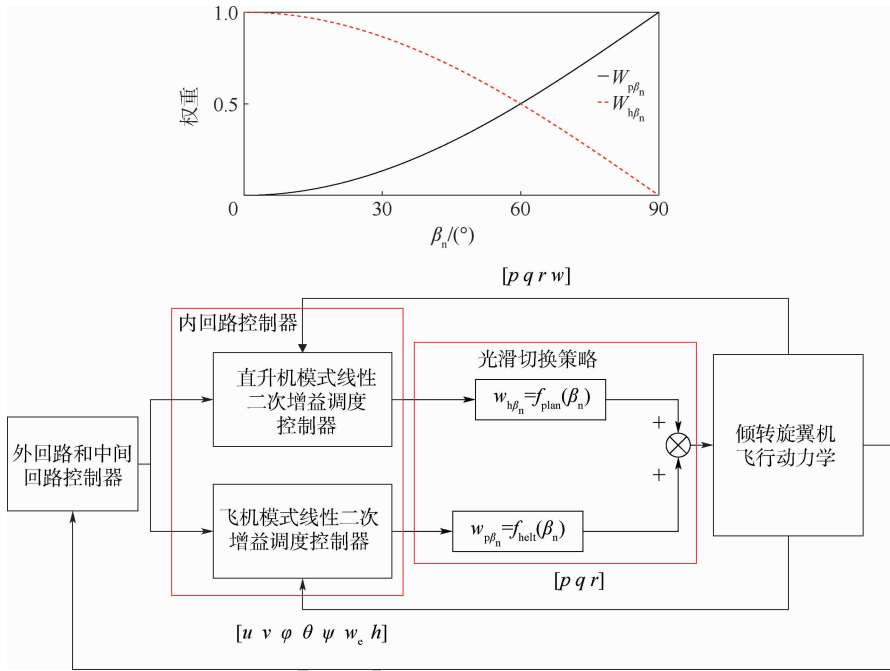


图 10 完整控制系统结构

Fig. 10 Overall structure of control system

2.2 LQR 最优控制问题

线性二次型调节器(LQR)或 Riccati 控制器是一种基于模型的反馈控制器,用于在有限或无限时间范围内跟踪问题。通过求解线性二次最优控制问题的相应 Riccati 方程,导出对应的反馈制律^[23-24]。

考虑如下线性定常系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 为系统状态向量; $\mathbf{u}(t)$ 为系统输入向量; $\mathbf{y}(t)$ 为系统输出向量; \mathbf{A} 为系统状态矩阵; \mathbf{B} 为系统控制矩阵; \mathbf{C} 为系统输出矩阵。

二次型性能指标形式如下:

$$J(\mathbf{u}(t)) = \min \int_0^{\infty} (\mathbf{x}(t)^T \mathbf{Q}\mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R}\mathbf{u}(t)) dt \quad (22)$$

式中: \mathbf{Q} 为正半定状态加权矩阵; \mathbf{R} 为正定控制加权矩阵。在这种形式下,LQR 是在系统(21)满足等式类型约束的前提下,使得性能指标 J 极小的控制律设计方法。本文通过求解矩阵 Riccati 方程(23),得到最优反馈系数矩阵。

$$\mathbf{A}^T \mathbf{S} + \mathbf{S}\mathbf{A} - \mathbf{S}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{S} + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (23)$$

式中: \mathbf{S} 为正定对称方阵。

通过对矩阵 Riccati 方程(23)进行求解,使得性能指标 J 极小,最终可得如下形式的最优控制:

$$\begin{cases} \mathbf{u}^*(t) = \mathbf{K}^* \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{K}^* = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{S}^* \end{cases} \quad (24)$$

式中: \mathbf{S}^* 为正定对称方阵,且满足矩阵 Riccati 代数方程; \mathbf{K}^* 为最优反馈系数矩阵。

2.3 直升机模式 LQR 增益调度控制律设计

为实现整个仿真过程中外回路速度跟踪控制及高度控制,外回路被控对象选取为 $[u \ v]$,分别为:体轴坐标系下侧向速度 v ,纵向速度 u 。中间回路被控对象为 $[\phi \ \theta \ \psi]$,分别为滚转角,俯仰角,偏航角。在纵、横向模态上,外回路控制器与中间回路控制器进行串联,而航向模态以 ACAH 形式实现航向姿态保持。直升机模式增益调度控制结构如图 11 所示,其中内回路被控对象为 $[p \ q \ r \ w]$,分别为体轴坐标系三轴姿态角速率 $[p \ q \ r]$ 和体轴坐标系垂向速度 w 。内回路控制律采用 LQR 最优控制设计方法,通过多状态量反馈实现各通道间解耦,并采用增益调度方法提高动态倾转过程中整个闭环系统性能,以达过渡阶段的全局最优控制。内回路控制器与中间回路控制器及气压高度保持模态进行串联,组成整个直升机模式下的多模态,多回路分层控制律。

如图 11 所示,直升机模式控制器的内环反馈系数矩阵 \mathbf{K} 采用短舱倾转角 β_n 调度 \mathbf{K} 矩阵中对角线元素的方法实时改变增益系数,以实现不同倾转角下最优控制^[25-27],图中 \mathbf{K}_1 为内回路状态量选择矩阵, \mathbf{K}_2 为外回路状态量选择矩阵。各通道增益调度系数与设计工作点如表 2 所示。

倾斜旋翼机在动态倾转过程中,如果不施加高度控制,高度变化会很大,且在倾转前期会发生掉高,这在动态倾转过程中被认为是不安全的。为此在整个控制系统中增加气压高度保持模态,加强倾斜旋翼飞行器全包线飞行中的高度控制。

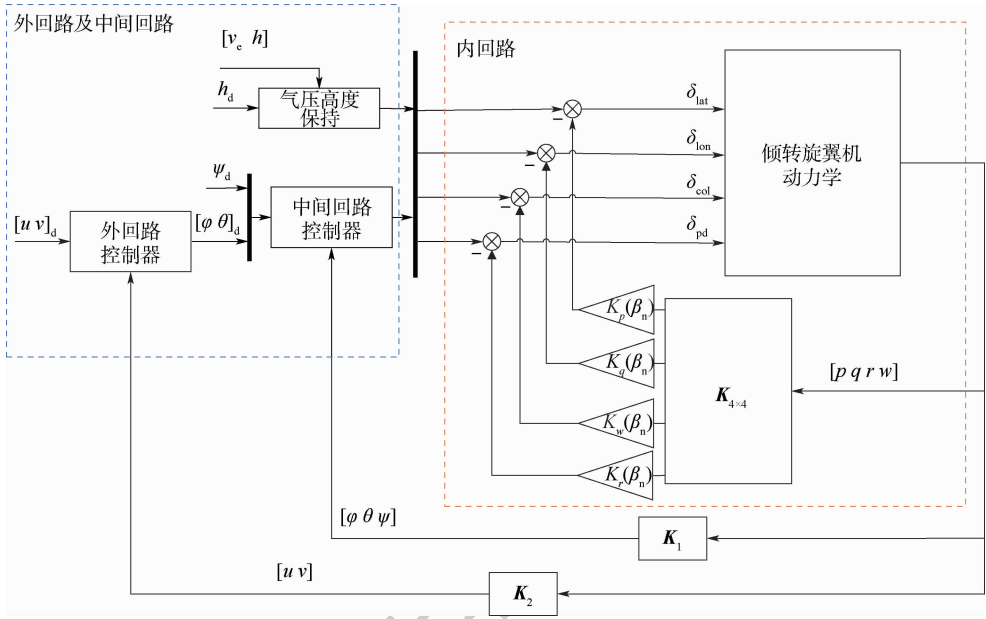


图 11 直升机模式增益调度控制结构

Fig. 11 Gain-scheduling control structure for helicopter mode

气压高度保持控制器,引入了地轴坐标系垂向速度 w_c 和高度 h 两个输出量进行反馈,控制结构如图 12 所示,图中 k_1 和 k_2 为比例积分增益系数。

表 2 直升机模式控制器增益调度表

Table 2 Gain-scheduling table of helicopter mode controller

$\beta_n / (^\circ)$	K_p	K_q	K_w	K_r
0	1.0	1.0	1.0	1.0
30	0.315	2.433	0.241	0.493

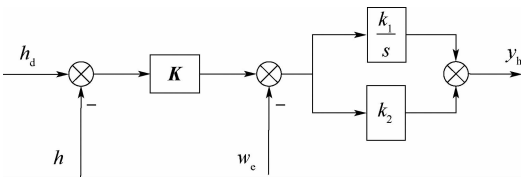


图 12 高度保持模式

Fig. 12 Height holding mode

2.4 飞机模式 LQR 增益调度控制律设计

根据飞机模式倾转旋翼机的飞行动力学特性,选取的外回路控制对象为体轴坐标系速度 $[u \ v]$,偏航角 ψ 和高度 h ,其中高度保持控制器的输出与俯仰控制器串联。飞机模式下,前飞速度由旋翼总距控制,因此外环前向通道被控对象为体轴坐标系速度 u 。而内回路 LQR 最优控制律设计方法与直升机模式类似,内回路反馈系数矩阵 K 只针对三周姿态角进行设计^[28-30]。整个飞机模式控制律结构如图 13 所示。增益调度系数与设计工作点如表 3 所示。

2.5 全模式自主飞行控制仿真验证

为了验证控制系统的有效性,下面进行了从直升机悬停状态到飞机模式巡航的自主控制飞行仿真,仿真过程中短舱倾转路径均在 XV-15 动态倾转走廊内^[31],短舱倾转规律根据文献[2]中 MV-22 短舱控制旋钮进行设计。参考倾转旋翼机的动态倾转走廊,设计了对应倾转走廊的中间路径,加速度分别为 $0.22g$, g 为重力加速度。整个仿真过程如下:

1) 直升机模式加速前飞。从初始悬停状态开始,以 $0.22g$ 的加速度加速前飞到 30 m/s 。

2) 定倾转角速率倾转。直升机模式加速前飞到 30 m/s 时,继续加速,此时短舱倾转角控制器控制短舱开始倾转,倾转角速率逐渐增加,当倾转角速率逐渐增加达到 $6 (^\circ)/\text{s}$ 时开始匀速倾转,直到倾转完成。采用一阶惯性环节设计短舱倾转控制器,发动机短舱控制器输出和转速变化如图 14 所示。

3) 飞机模式巡航。倾转完成后,飞机以 70 m/s 前飞速度定高巡航,整个仿真过程历时 45 s 。

图 15 和图 16 分别给出了从直升机模式加速前飞到倾转完成后定高巡航的各状态量实时仿真结果及主要操纵面时间历程,下标 d 表示期望信号。从结果上看:外回路速度跟踪性能良好,精确跟随期望速度指令,高度变化在 $\pm 0.5 \text{ m}$ 内。初始时刻,飞机从悬停开始通过俯仰加速前飞,因此俯仰角姿态会先较猛低头产生加速度,然后保持进一步低头的趋势,直到速度为 30 m/s 。而增益调度技术的引入,使得整个闭环系统性能更优,主

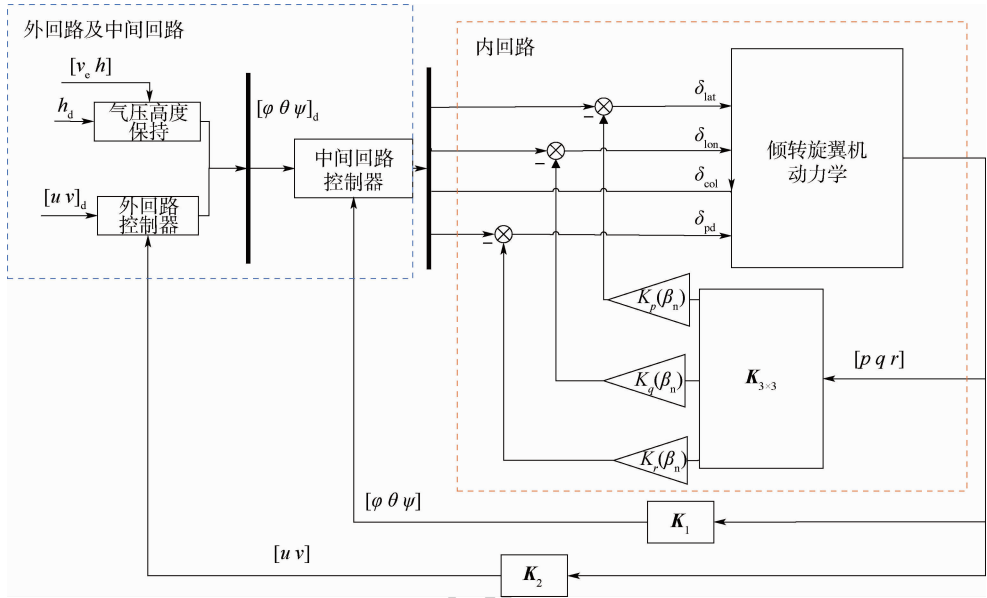


图 13 飞机模式增益调度控制结构

Fig. 13 Gain-scheduling control structure for plane mode

表 3 飞机模式控制器增益调度表

Table 3 Gain-scheduling table of plane mode controller

$\beta_n / (^\circ)$	K_p	K_q	K_r
90	1.5	8.0	8.5
60	1.66	15.1	10
30	2.66	25.3	11.8

期,旋翼拉力开始倾斜并提供前向拉力,初期旋翼前倾产生的前向拉力不够,需要飞机短暂低头来增加前飞速度,同时垂向拉力由于短舱倾转有所减小,高度控制器会增加总距防止高度下降。总距与短舱倾转角同步增加产生更大的前向拉力,导致前向速度增加过快,速度回路控制器控制俯仰姿态,让飞机抬头,防止速度增加过快,从而实现稳定跟随期望前飞速度。图 15 给出的各状态量时间历程均符合倾转旋翼机的飞行动力学特性。

随着短舱倾转角逐渐增加,飞机模式控制器逐渐起主导作用。结合舵面时间历程可以看出,采用较少增益调度设计工作点,可以实现期望的轨迹跟踪性能和姿态平滑控制,且没有出现高频、高幅的俯仰角速率变化,作动器负荷较低且飞行品质良好。整个动态倾转过渡过程,飞机纵向通道主要由 2 套控制器的高度保持回路控制器与前飞速度回路控制器共同控制。随着飞机模式控制器权重增加,飞机逐渐开始通过俯仰控制高度,因此高度和俯仰角在时间历程上会有对应的变化趋势,最后倾转完成时趋于稳定。从控制效果上看,前向速度和垂向高度偏差都控制在合理的范围内,且俯仰角与高度变化均较为平缓。图 16 给出总距、升降舵及纵向周期变距的时间历程,各作动器位置均在行程限制范围内且变化相对柔和、合理。总的变化趋势与飞机各状态下的配平结果相对应。

图 17 给出了不带增益调度的传统 LQR 控制系统在全模式仿真过程中纵向通道内俯仰角、俯仰角速度及主要操纵舵面的时域历程,从传统 LQR

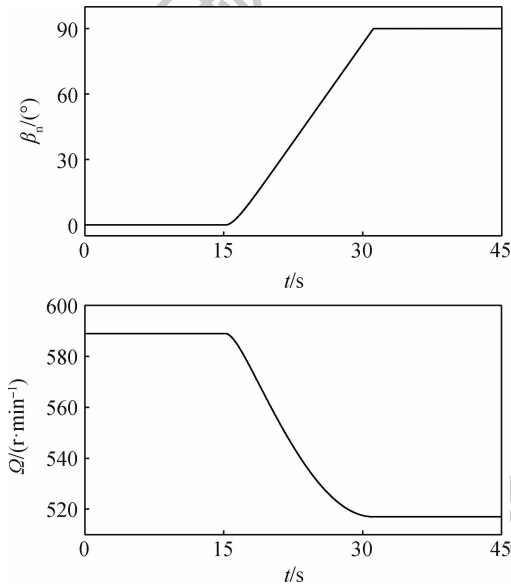


图 14 发动机短舱倾转角与旋翼转速变化规律

Fig. 14 Variation laws of engine nacelle tilt angle and rotor speed

要体现在机体姿态与操纵舵面平滑过渡,机体角速率的柔和变化。

在前飞速度达到 30 m/s 时发动机短舱开始倾转。此时处于倾转前期,光滑切换控制策略开始综合 2 套控制器,但倾转前期直升机模式控制器起主要控制作用。从仿真结果上分析:倾转初

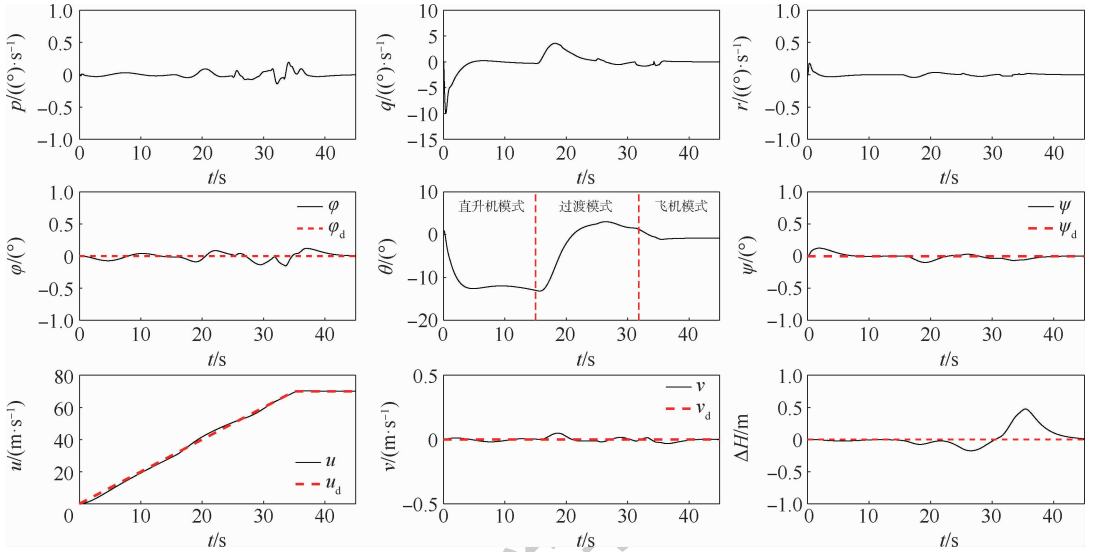


图 15 全模式实时仿真结果

Fig. 15 Full-modes real-time simulation results

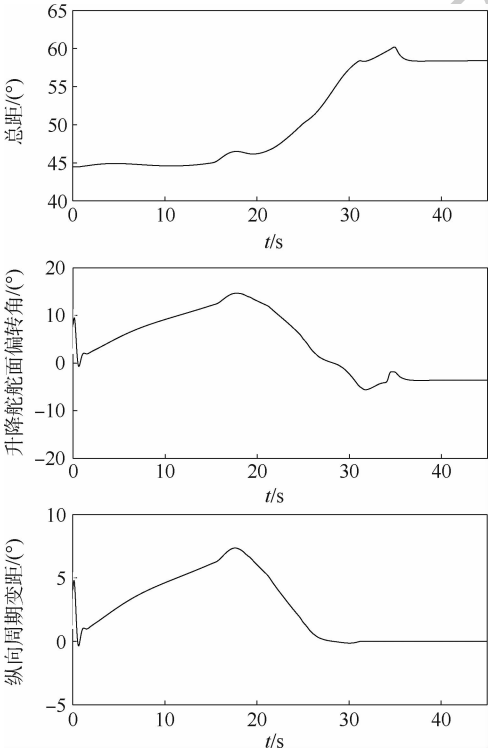


图 16 作动器时间历程

Fig. 16 Time history of actuators

控制系统的全模式仿真结果可以看出,动态倾转中后期,俯仰呈现幅度较小的起伏变化,且俯仰角速率及升降舵和纵向周期变距均存在幅度较小的振荡。结合图 15 可以看出,与传统 LQR 控制器相比,本文设计的增益调度 LQR 控制系统在动态倾转过程中俯仰角速率和俯仰角变化更加光滑柔和,且作动器信号无明显的颤抖,负荷更低,飞行品质及操纵品质更好。

图 18 和图 19 分别给出了纵向通道内仿真结果及作动器变化历程。为检验该综合控制体系结

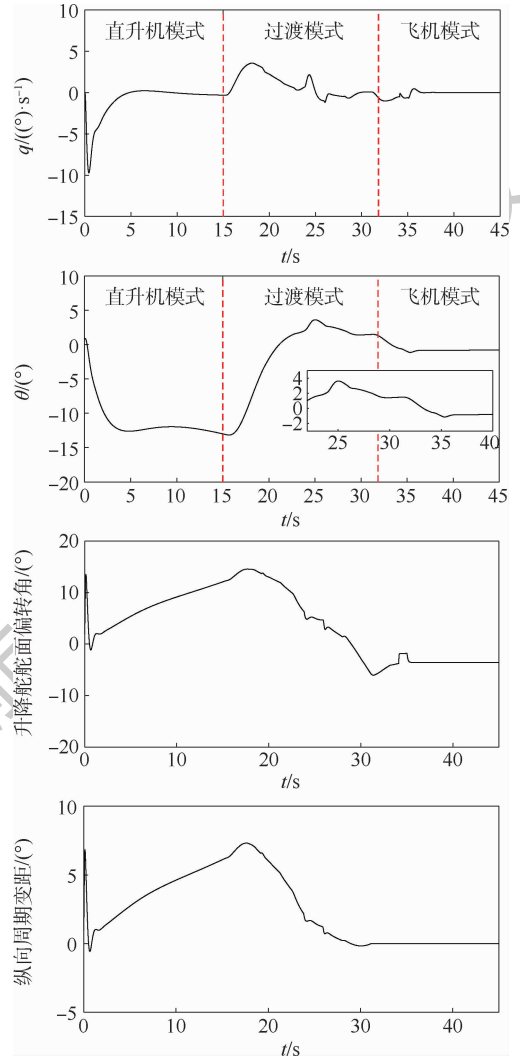


图 17 传统 LQR 控制体系全模式仿真结果

Fig. 17 Full-modes simulation results of traditional LQR control system

构在全模式飞行过程中的鲁棒性,引入水平风速为 7.7 m/s,强度等级为轻级 Dryden 大气紊流信

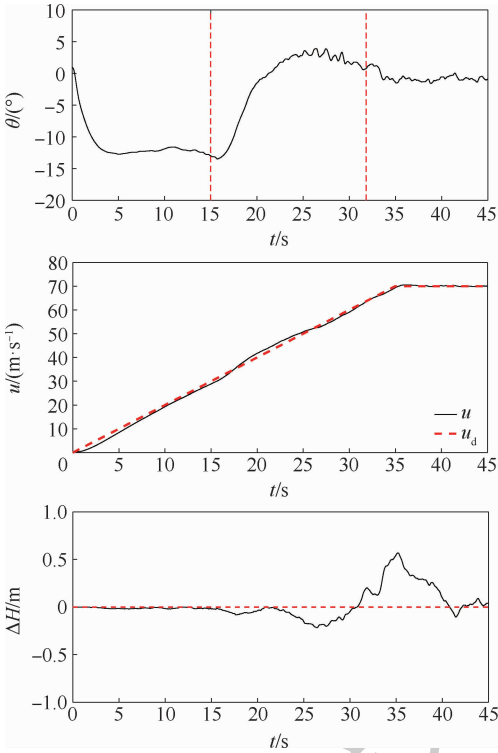


图 18 大气紊流环境下全模式实时仿真结果
Fig. 18 Full-modes real-time simulation results in atmospheric turbulence environment

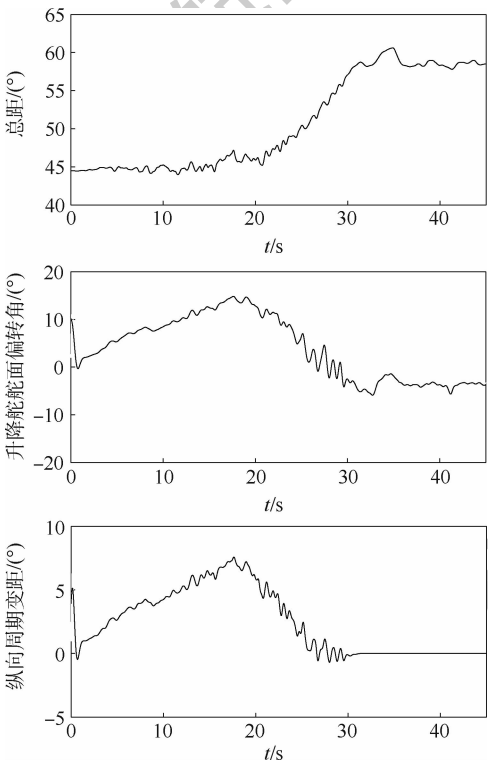


图 19 大气紊流环境下作动器时间历程
Fig. 19 Time history of actuators in atmospheric turbulence environment

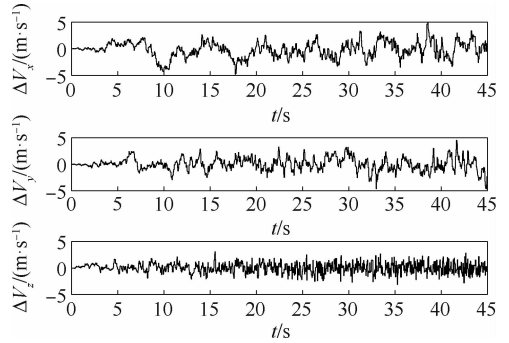


图 20 Dryden 大气紊流模型信号

Fig. 20 Signals of Dryden atmospheric turbulence model

成动态倾转任务,并限制垂向高度变化 ΔH 在 ± 0.7 m 内。而前飞速度对期望指令的跟踪性能良好且无明显波动,反映该控制系统性能较优。在动态倾转过程中,系统内部参数随着短舱倾转而发生变化,在存在外部扰动的情况下,该控制体系能够适应系统变动力学特性带来的模型差异性,以上结果总体反映该控制体系结构具备良好的自适应能力及较优的鲁棒性。

综合以上分析,基于增益调度设计的最优控制系统有良好的动态跟踪性能和自适应能力,能够精确按照预定轨迹飞行,并保证倾转过程中俯仰姿态平滑过渡,以及严格限制高度变化。在各项指标良好的同时,作动器操纵负荷较低,角速率变化柔和,认为本文设计的控制体系在整个动态倾转过程中具有较优的系统性能。

3 结 论

1) 基于增益调度的线性二次最优控制方法与光滑切换控制策略相结合,在面对短舱倾转带来的模型差异过程中以及存在外部扰动的情况下,呈现出良好的自适应能力和鲁棒稳定性,适用于一般倾转旋翼机的飞行控制任务。

2) 基于增益调度的线性二次最优控制方法与传统线性二次最优控制方法相比,在动态倾转过程中,姿态角及姿态角速率变化更加光滑柔和,且作动器负荷更低,能够实现整个过渡过程的较优控制。

3) 光滑切换控制与增益调度结合,能够减少传统增益调度设计点的工作量,采用本文设计的较少增益调度设计点在动态倾转过渡进行调度可以达到理想的速度跟踪及高度控制效果,并实现姿态的平稳过渡。

4) 光滑切换控制策略与气压高度保持模式结合,能够实现精度较高的高度控制,且在动态倾转过程中,依旧严格有效限制高度变化。

号。如图 20 所示,图中纵坐标分别为地轴坐标系下的 X、Y、Z 轴的紊流风速。在轻级大气紊流环境中,该闭环系统具有良好的鲁棒稳定性,能够完

参考文献 (References)

- [1] KLEINHESELINK K M. Stability and control modeling of tiltrotor aircraft [D]. Washington, D. C. : University of Maryland, 2007:3-10.
- [2] WALZ C, BRICK S, BAUER C. Nacelle control augmentation for tiltrotor flight directors [C] // American Helicopter Society, 1999:10.
- [3] MEHRA R K, PRASANTH R K, GOPALASWAMY S. XV-15 tiltrotor flight control system design using model predictive control [C] // 1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 1998:139-148.
- [4] FERGUSON S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-rotor aircraft; NASA-CR-166536 [R]. [S. l.]: Ames Research Center, 1988:538.
- [5] HARENDRA P B J. V/STOL tilt rotor study. Volume 5: A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft; NASA-CR-114614 [R]. [S. l.]: Ames Research Center, 1973.
- [6] KIMBALL D F. Recent tilt rotor flight control law innovations [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 32(3): 33-42.
- [7] CALISE A J, RYSDYK R. Research in nonlinear flight control for tiltrotor aircraft operating in the terminal area; NASA-CR-203112 [R]. [S. l.]: Ames Research Center, 1995.
- [8] RYSDYK R, CALISE A, CHEN R, et al. Nonlinear adaptive control of tiltrotor aircraft using neural networks [C] // 1997 World Aviation Congress. Reston: AIAA, 1997.
- [9] KIM B, CALISE A. Nonlinear flight control using neural networks [C] // Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 1994.
- [10] GADEWADIKAR J, LEWIS F, SUBBARAO K, et al. Structured H-infinity command and control-loop design for unmanned helicopters [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4): 1093-1102.
- [11] YANGUO S, HUANJIN W. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 250-256.
- [12] 李晓理, 王伟, 孙维. 多模型自适应控制 [J]. 控制与决策, 2000, 15(4): 390-394.
LI X L, WANG W, SUN W. Multi models adaptive control [J]. Control and Decision, 2000, 15(4): 390-394 (in Chinese).
- [13] 郭剑东, 宋彦国, 夏品奇. 倾转旋翼机模型缝合鲁棒控制律设计 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 393-398.
GUO J D, SONG Y G, XIA P Q. Robust control law design of model stitching for tilt rotor aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(3): 393-398 (in Chinese).
- [14] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 64-75.
GUO J D. Research on flight control of unmanned tilt rotor aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 64-75 (in Chinese).
- [15] 陈晓, 王晓燕, 王新民, 等. 改进的倾转旋翼机平稳过渡控制系统设计 [J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(21): 254-260.
- CHEN X, WANG X Y, WANG X M, et al. Improved design of stable transition control system for tilt rotor aircraft [J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(21): 254-260 (in Chinese).
- [16] LIU Z, HE Y Q, YANG L Y, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 135-148.
- [17] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(6): 1071-1082.
- [18] MURAOKA K, OKADA N, KUBO D. Quad tilt wing VTOL UAV: Aerodynamic characteristics and prototype flight [C] // AIAA Infotech@ Aerospace Conference. Reston: AIAA, 2009.
- [19] CHEN R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation; NASA N79-23977 [R]. [S. l.]: Ames Research Center, 1979:29.
- [20] GAONKAR G, PETERS D. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics [C] // 27th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1986.
- [21] CARLSON E, ZHAO Y, CHEN R. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative [C] // Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999.
- [22] FERGUSON S W. Development and validation of a simulation for generic tilt-rotor aircraft; NASA-CR166537 [R]. [S. l.]: Ames Research Center, 1989:276.
- [23] ONER K T, CETINSOY E, SIRIMOGLU E, et al. LQR and SMC stabilization of a new unmanned aerial vehicle [J]. World Academy of Science Engineering & Technology, 2011, 3(10): 367-372.
- [24] KUDINOV Y I, PASHCHENKO F F, KELINA A Y, et al. Analysis of control system models with conventional LQR and fuzzy LQR controller [J]. Procedia Computer Science, 2019, 150: 737-742.
- [25] YANG W, HAMMOUDI M N, HERRMANN G, et al. Two-state dynamic gain scheduling control applied to an F16 aircraft model [J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2012, 47(10): 1116-1123.
- [26] RAVANBOD L, NOLL D. Gain-scheduled two-loop autopilot for an aircraft [J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2012, 45(13): 772-777.
- [27] YUE T, WANG L, AI J. Gain self-scheduled H_{∞} control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 909-917.
- [28] 蔡系海, 付荣, 曾建平. 倾转旋翼机模态转换的鲁棒 H_{∞} 增益调度控制 [J]. 厦门大学学报 (自然科学版), 2016, 55(3): 382-389.
CAI X H, FU R, ZENG J P. Robust H_{∞} gain-scheduling control for mode conversion of tilt rotor aircrafts [J]. Journal of Xiamen University (Natural Science), 2016, 55(3): 382-389 (in Chinese).
- [29] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle [J]. Journal

- of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(6):1071-1082.
- [30] HERNANDEZ-GARCIA R G, RODRIGUEZ-CORTES H. Transition flight control of a cyclic tiltrotor uav based on the gain-scheduling strategy[C]//2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Piscataway: IEEE Press, 2015:951-956.
- [31] HUANGZHONG P, ZIYANG Z, CHEN G. Tiltrotor aircraft attitude control in conversion mode based on optimal preview control[C]//Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1544-1548.

Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain scheduling and smooth switching

YU Xin, CHEN Renliang*

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, School of Aeronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In view of the complex control problem caused by variable mechanical characteristics in conversion maneuver of tilt rotor aircraft, the control synthesis architecture that combines linear quadratic optimal control based on Gain Scheduling (GS) and smooth switching control is proposed to realize global optimal control in conversion maneuver. This control synthesis method alleviates the load of the operating mechanism while guaranteeing the minimum performance index. First, the high-precision flight dynamics model of tilt rotor aircraft was established, and the control redundancy was overcome by mixed control model. Then, a linear quadratic optimal multi-loop controller based on gain scheduling was designed, and two sets of controllers were synthesized by using smooth switching control strategy to realize the smooth transition of attitude in the conversion maneuver. Finally, the full-modes autonomous flight simulation was carried out, which had the desired trajectory of the middle tilting corridor. The simulation results show that the control system has strong robustness and better system performance in the process of conversion maneuver.

Keywords: tilt rotor aircraft; linear quadratic optimal control; Gain Scheduling (GS); smooth switching control; conversion maneuver control

Received: 2020-05-06; **Accepted:** 2020-06-13; **Published online:** 2020-07-02 09:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1614.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11672128); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author.** E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0126

基于加权全变差最小化的中子外部 CT 重建算法



林强¹, 杨民^{1,*}, 张晓敏¹, 唐彬², 刘斌²

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 中国工程物理研究院 核物理与化学研究所, 绵阳 621900)

摘 要: 针对中子外部 CT 检测需求, 提出了基于加权方向全变差 (WDTV) 最小化的中子外部 CT 重建算法。首先, 利用平行束数据对称性原理将正弦图中旋转中心另一侧缺失的投影数据进行补充; 其次, 采用传统 FBP 算法进行了外部 CT 扫描模式下的 CT 重建。为了抑制传统 FBP、SART 算法重建图像中径向边缘伪影, 采用 WDTV 算法计算沿径向和周向方向的局部方向差分并作加权和。另外, 在重建模型的 WDTV 项中引入 2 个权重参数以控制径向边缘和切向边缘的不同响应强度。最后, 采用所提算法研究了重建图像质量与投影数据量的关系。计算机仿真和真实冷中子实验表明: 基于 WDTV 最小化的中子外部 CT 重建算法能够有效抑制径向边缘伪影, 获得高质量重建图像。

关键词: 成像系统; 中子断层成像; 外部 CT 扫描; 加权方向全变差 (WDTV); 迭代重建
中图分类号: TP391.4

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1199-11

近年来, 中子成像作为一种重要的无损检测技术, 在航空航天、材料学、核物理学、地质学、生物医学、电子、考古等领域的无损检测中发挥着越来越重要的作用^[1-4]。中子与物质作用机理有别于 X 射线, X 射线光子作用于物质原子核外电子, 其作用截面与核素的原子序数有确定的函数关系。而中子则不同, 其与物质原子轨道电子作用的概率远小于与原子核相互作用的概率, 从而导致中子散射截面大小与原子序数无关, 同一能量中子对不同核素的散射截面也存在较大的差异^[5]。正是由于这一优点, 使得中子照相在检测含氢材料、重金属组件中的低密度材料、复合材料、放射性材料、原子序数相近的核素材料及某些同位素材料的宏观分布等方面成为 X 射线及其他无损检测技术的有益补充。

中子束 CT 检测中, 外部问题是常见的不完

备数据问题。外部 CT 扫描时, 样品在 2π 角度旋转过程中, 射线束与探测器构成的透照场仅覆盖了样品的外部区域, 感兴趣重构区域为透照场扫过的环形区^[6-7]。外部 CT 扫描过程中, 探测器仅接收穿过被检对象外部轮廓的投影数据。被检样品外部轮廓区域 CT 图像由专用的重建算法得到。因此外部 CT 是大尺寸筒状物体断层成像的重要方法, 也是 CT 成像技术的重要分支^[8-10]。

外重建问题的应用与研究开始于医学 CT 领域, 用于实现对心脏外围组织的重建, 以减小辐照区域、辐照剂量和心脏跳动带来的伪影^[11]。现在, 外部 CT 已在工业 CT 无损检测中发挥着重要作用^[12]。如被检测样品太大, 无法用传统的 CT 扫描仪覆盖; 样品的中心太厚, 中子射线无法穿透被检样品; 管状构件检测过程中管道中流动的液体会在重建图像中产生运动伪影。在这些情况

收稿日期: 2020-04-07; 录用日期: 2020-07-03; 网络出版时间: 2020-07-20 10:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200718.1632.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11675012, U1730116); 核安全项目 (41426020401)

* 通信作者. E-mail: minyang.ndt@buaa.edu.cn

引用格式: 林强, 杨民, 张晓敏, 等. 基于加权全变差最小化的中子外部 CT 重建方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1199-1209. LIN Q, YANG M, ZHANG X M, et al. Neutron exterior CT reconstruction algorithm based on weighted total variation minimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1199-1209 (in Chinese).

时,外部 CT 具有其他方法无可比拟的优点。

现有的外重建算法主要有奇异值分解(Singular Value Decomposition, SVD)法、LT(Lambda Tomography)法和迭代法。Cormack^[13]设计并提出了外部问题的反演公式。Quinto^[14-16]开发了一种 SVD 算法求解外部问题。SVD 算法是通过构造正交基将待重建图像进行正交分解,利用已知投影和先验信息分别重建出相互正交的零空间及其正交补空间,最后将二者合成为最终的重建结果^[17]。LT 算法属于局部成像算法的一种,将偏微分方程中的 Δ 算子引入到 CT 成像中,通过求解密度函数的 Δ 相关函数以重建出 Δf 的分布图像,而非传统的 CT 值^[18];Quinto^[11]对 LT 算法进行了改进,利用有界外推的方法对缺失数据进行补偿,将重建算法应用于航空航天领域关键零部件的层析检测,获得了火箭发动机模型的外部重建结果。迭代重建算法是一种较早得到工程应用的重建算法,该类算法对投影数据的要求变小,将待重建图像的先验信息转化为约束条件或优化准则,将 CT 重建问题转化为求解具有约束条件的优化问题,通过迭代方法获得逼近理想图像的最优解^[19]。TVM(Total Variation Minimization)类算法将重建图像的梯度图像具有稀疏性的先验信息加入到重建模型中进行 CT 重建,被认为是解决外重建问题的有效方法^[20];Zeng 等^[21]针对外部问题提出了一种子区域平均 TVM-POCS(SA-TVM-POCS)算法,计算机仿真结果验证了算法的有效性。Guo 和 Zeng^[22]在 TVM 重建算法框架中加入 RSF(Region Scalable Fitting)模型,所提出方法能够有效地抑制重建图像渐变伪影(Gradually Changed Artifacts)和硬化伪影(Beam Hardening Artifacts)。Guo 等^[23]分析了外部 CT 重建图像伪影特点,提出了加权方向全变差(WDTV)正则化模型以减少重建图像中与径向相切边缘附近的伪影。计算机仿真结果和齿轮样品实验结果证明,基于 WDTV 的正则化模型更适合外部问题。然而上述重建算法是基于 X 射线扇束、锥束、螺旋 CT 扫描场景而设计的,本文根据平行中子束外部 CT 检测需求,设计了外部 CT 扫描重建算法,实现了被检样品的外部 CT 检测。

1 传统 FBP 解析重建与 SART 迭代重建

中子外部 CT 扫描原理如图 1 所示。为验证不同重建算法对于平行束外部问题的重建质量,设计了如图 2 所示模拟外部 CT 扫描模体,该模

拟模体包含了不同灰度圆孔、不同方向方孔以及横向与纵向的线状结构。模体各结构的具体尺寸如图 2 所示。计算机模拟中外外部 CT 扫描参数如表 1 所示,CT 扫描示意以及投影正弦图如图 3(a)、图 3(b)所示。从图 3(b)正弦图中,可以清楚地发现正弦图左侧没有发生截断,而正弦图右侧数据发生明显截断,模拟模体的大小为 512×512 ,而正弦图的宽度为 128,缺失了被扫描样品 129 ~ 512 列的投影数据,投影数据严重缺失。

FBP 算法重建时需要完整的正弦图数据。为了实现 FBP 重建,首先利用平行束数据对称性原理将正弦图右侧的投影数据进行补充,随后采用 FBP 算法进行 CT 重建。平行束数据对称性原理

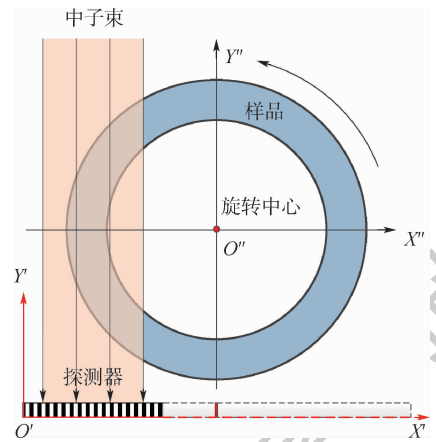
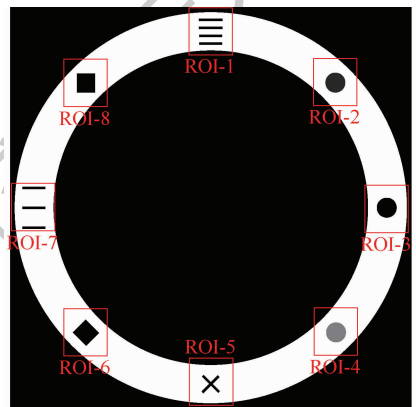


图 1 中子外部 CT 扫描原理

Fig. 1 Principle of neutron exterior CT scanning



ROI-1:线长35,线宽5.6,间距4.5; ROI-2:直径25;
ROI-3:直径25; ROI-4:直径25;
ROI-5:线长35,线宽5.6; ROI-6:尺寸28×28;
ROI-7:线长35,线宽5.6,间距20; ROI-8:尺寸28×28

图 2 外部 CT 扫描模体

Fig. 2 Sample of exterior CT scanning

表 1 外部 CT 扫描参数

Table 1 Parameters of exterior CT scanning

CT 模式	探元尺寸	像素数量	角度范围	投影数量	模体大小
平行束	1 像素	128 像素	$0^\circ \sim 360^\circ$	720	512 像素 × 512 像素

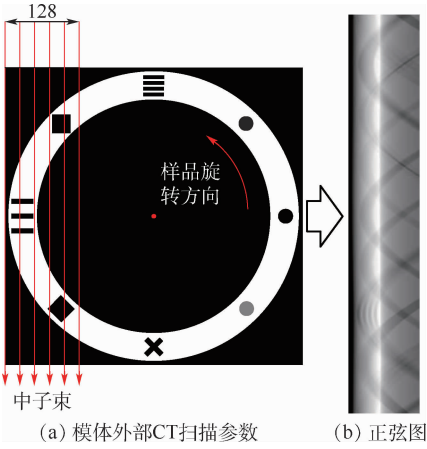


图 3 模体外部 CT 扫描示意

Fig. 3 Schematic diagram of exterior CT scanning of sample

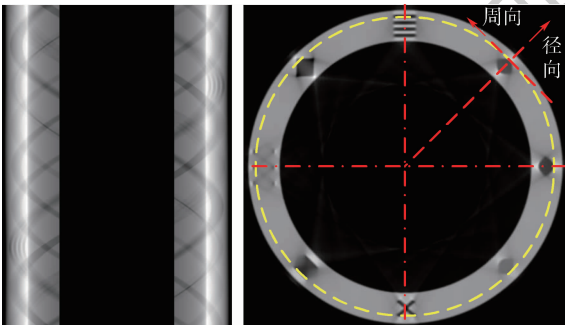
可以表示为

$$p(t, \theta + \pi) = p(-t, \theta) \quad (1)$$

式中: t 为探测器单元坐标; θ 为投影角度; p 为投影值。补充后的投影正弦图如图 4(a) 所示, 通过 FBP 重建算法, 得到模拟模体的重建图像如图 4(b) 所示。可以看出重建图像中存在着严重的结构缺失状伪影, 与圆周周向相切的边缘重建较为清晰, 而与径向相切的边缘被伪影扭曲。

与解析重建算法相比, 迭代重建算法对投影数据的要求变小, 在每次迭代重建的基础上可加入不同的先验知识、约束条件, 因而迭代重建算法更加适合投影数据不完备情况下的 CT 重建。为此将 SART 迭代重建算法作为外重建算法的保真项, 利用 SART 具有较好抗噪声性能与边缘保持性能的优势, 结合不同的正则项约束准则, 实现中子外部 CT 扫描数据的重建。SART 迭代重建算法如下^[24]:

$$f_j^{(k+1)} = f_j^{(k)} + \lambda^{(k)} \sum_{i \in I_\theta} \left[a_{ij} \frac{p_i - \sum_{m=1}^M a_{im} f_m}{\sum_{m=1}^M a_{im}} \right] / \sum_{i \in I_\theta} a_{ij} \quad (2)$$



(a) 对称补数据后正弦图 (b) FBP 算法重建图像

图 4 模体 FBP 算法重建图像

Fig. 4 Reconstruction image of sample by FBP algorithm

式中: f_j 为待重建图像像素值; k 为 SART 算法迭代次数; I_θ 为一个投影角度下的投影索引集合; a_{ij} 为系统矩阵的一个元素, 代表第 i 条射线所在直线穿过重建像素 j 的长度, $1 \leq i \leq N, 1 \leq j \leq M, N$ 为投影点的总数量, 即正弦图中像素点的总数, M 为待重建图像像素点的总数; λ ($0 < \lambda < 2$) 为松弛因子; p_i 为第 i 条射线实际投影值。对每条射线 i , 由前一次迭代得到的重建图像计算出衰减系数

在射线 i 上的积分值 $\sum_{m=1}^M a_{im} f_m$, 从而求得与实际投影值 p_i 的误差, 然后将此误差按照权重 $a_{ij} / \sum_{m=1}^M a_{im}$ 对投影线上的每个像素值进行修正, a_{im} 为系统矩阵, f_m 为待重建图像像素值。SART 迭代重建算法投影数据访问顺序默认为顺序访问, 即按照 CT 扫描的实际顺序, 从第 1 个投影顺序访问至最后 1 个投影。

2 加权方向全变差最小化重建算法

由于外部 CT 扫描投影数据严重缺失, 传统 FBP 算法重建图像表现出严重的结构缺失状伪影。为了保留重建图像圆周方向与径向方向边缘细节, 研究采用一种加权方向全变差 (Weighted Directional Total Variation, WDTV) 最小化模型进行 CT 重建。该模型计算沿重建图像圆周方向和径向方向全变差的加权和。然后采用 SART-WDTV 算法寻找具有最小 WDTV 的求解方案, 在减小图像伪影的同时保持图像边缘细节信息, 提升重建图像质量^[23]。

2.1 基于全变差最小化的重建模型

图像重建模型可以通过式 (3) 所示离散线性方程近似。

$$A\mathbf{f} = \mathbf{p} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{f} \in \mathbf{R}^M$ 为待重建图像; $\mathbf{p} \in \mathbf{R}^N$ 为投影数据; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{N \times M}$ 表示计算射线和重建像素之间的交叉长度所得的系统矩阵。对于全变差 (Total Variation, TV) 的计算, 使用双下标表示 2D 离散图像。设 $f_{i,j}$ 表示图像 (i, j) 坐标处的像素值。待重建图像 f 的 TV 可以表示为图像梯度幅度的 l_1 范数。

$$\begin{cases} |f_{i,j}|_{\text{GD}} = \sqrt{(D_1 f_{i,j})^2 + (D_2 f_{i,j})^2} \\ \|\mathbf{f}\|_{\text{TV}} = \sum_{i,j} |f_{i,j}|_{\text{GD}} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $|f_{i,j}|_{\text{GD}}$ 为 $f_{i,j}$ 处的梯度幅度; $\|\mathbf{f}\|_{\text{TV}}$ 为重建图像的 TV; D_1 和 D_2 为离散的水平垂直差分算子, 其计算公式为

$$\begin{cases} D_1 f_{i,j} = f_{i,j} - f_{i-1,j} \\ D_2 f_{i,j} = f_{i,j} - f_{i,j-1} \end{cases} \quad (5)$$

基于TV最小化的重建模型可以表示为对式(6)所示优化问题的求解过程:

$$\min_f \|f\|_{TV} \quad \text{s. t.} \quad \mathbf{A}f = \mathbf{p}, f \geq 0 \quad (6)$$

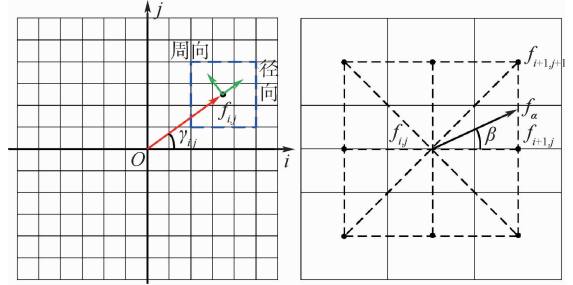
基于TV最小化的重建算法能够保留重建图像细节并减少由于投影数据缺失导致的重建伪影。但对于如图1所示外部重建问题,待重建点投影数据量随像素的位置而变化导致重建图像伪影具有各向异性。这意味着基于各向同性的TV最小化重建算法重建效果提升有限。因此针对外部CT图像伪影特点,本文设计了基于加权方向全变差最小化重建算法实现了中子外部扫描数据的CT重建。

2.2 局部方向梯度

对于单位向量 α 和离散图像 $f_{i,j}$, $\nabla_{\alpha} f_{i,j}$ 为 $f_{i,j}$ 沿向量 α 方向局部梯度,可以写为

$$\nabla_{\alpha} f_{i,j} = (\nabla f_{i,j} \cdot \alpha)\alpha \approx D_{\alpha}(f_{i,j})\alpha \quad (7)$$
 式中: $\nabla f_{i,j}$ 为 $f_{i,j}$ 处的梯度向量; $D_{\alpha}(f_{i,j})$ 为 $f_{i,j}$ 沿 α 方向的局部差分。通过线性插值方法计算离散局部差分 $D_{\alpha}(f_{i,j})$ 。

待重建图像如图5(a)^[23]所示, O 点为重建图像中心点, $\gamma_{i,j}$ 为 O 点和像素 $f_{i,j}$ 点连线与 i 轴之间的角度。像素 $f_{i,j}$ 的径向和周向分别用箭头标出。即 $(\cos \gamma_{i,j}, \sin \gamma_{i,j})$ 是径向, $(\cos(\gamma_{i,j} + \pi/2), \sin(\gamma_{i,j} + \pi/2))$ 是法向。这2个方向构成局部正交坐标系。如图5(b)^[23]所示,角 β 是与 $\gamma_{i,j}$ 相等的角度,对于给定的单位向量 $\alpha = (\cos \beta, \sin \beta)$,在像素 $f_{i,j}$ 处沿 α 方向的局部方向差分算子 D_{α} 可以写为



(a) 局部方向差分坐标系 (b) 局部方向差分示意

图5 局部方向差分计算方法^[23]

Fig. 5 Calculation method of local directional difference^[23]

$$D_{\alpha}(f_{i,j}) = \frac{f_{\alpha} - f_{i,j}}{\rho_{\alpha}} \quad (8)$$

式中: f_{α} 为 $f_{i,j}$ 的相邻网格(图5(b)中的虚线方框)和从起点 $f_{i,j}$ 并沿 α 方向(图5(b)中箭头所示方向)直线的交点; ρ_{α} 为 f_{α} 和 $f_{i,j}$ 之间的距离, f_{α} 的灰度值采用线性插值计算。对于给定像素 $f_{i,j}$ 和单位向量 $\alpha = (\cos \beta, \sin \beta)$,由于 β 代表不同角度范围,局部差分 $D_{\alpha}(f_{i,j})$ 具有不同的形式。本文中,设置相邻像素之间的距离为1,即 $f_{i,j}$ 和 $f_{i+1,j}$ 之间的距离为1。对于 $0 < \beta \leq \pi/4$, $D_{\alpha}(f_{i,j})$ 可以计算为^[23]

$$D_{\alpha}(f_{i,j}) = \frac{f_{\alpha} - f_{i,j}}{\rho_{\alpha}} = \frac{[\tan \beta \cdot f_{i+1,j+1} + (1 - \tan \beta)f_{i+1,j}] - f_{i,j}}{\frac{1}{\cos \beta}} = (\cos \beta - \sin \beta)f_{i+1,j} + \sin \beta \cdot f_{i+1,j+1} - \cos \beta \cdot f_{i,j} \quad (9)$$

类似的计算过程可用于其他情况,可以得到^[23]

$$D_{\alpha}(f_{i,j}) = \begin{cases} (\cos \beta - \sin \beta)f_{i+1,j} + \sin \beta \cdot f_{i+1,j+1} - \cos \beta \cdot f_{i,j} & 0 < \beta \leq \frac{\pi}{4} \\ (\sin \beta - \cos \beta)f_{i,j+1} + \cos \beta \cdot f_{i+1,j+1} - \sin \beta \cdot f_{i,j} & \frac{\pi}{4} < \beta \leq \frac{\pi}{2} \\ (\sin \beta + \cos \beta)f_{i,j+1} - \cos \beta \cdot f_{i-1,j+1} - \sin \beta \cdot f_{i,j} & \frac{\pi}{2} < \beta \leq \frac{3\pi}{4} \\ (-\sin \beta - \cos \beta)f_{i-1,j} + \sin \beta \cdot f_{i-1,j+1} + \cos \beta \cdot f_{i,j} & \frac{3\pi}{4} < \beta \leq \pi \\ (\sin \beta - \cos \beta)f_{i-1,j} - \sin \beta \cdot f_{i-1,j-1} + \cos \beta \cdot f_{i,j} & \pi < \beta \leq \frac{5\pi}{4} \\ (\cos \beta - \sin \beta)f_{i,j-1} - \cos \beta \cdot f_{i-1,j-1} + \sin \beta \cdot f_{i,j} & \frac{5\pi}{4} < \beta \leq \frac{3\pi}{2} \\ (-\cos \beta - \sin \beta)f_{i,j-1} + \cos \beta \cdot f_{i+1,j-1} + \sin \beta \cdot f_{i,j} & \frac{3\pi}{2} < \beta \leq \frac{7\pi}{4} \\ (\cos \beta + \sin \beta)f_{i+1,j} - \sin \beta \cdot f_{i+1,j-1} - \cos \beta \cdot f_{i,j} & \frac{7\pi}{4} < \beta \leq 2\pi \end{cases} \quad (10)$$

2.3 基于加权方向全变差最小化的重建模型

外部 CT 重建时,由于缺失与径向相切的投影数据,导致重建图像中与径向相切的边缘被伪影扭曲。相反,因为可以采集沿周向方向的投影数据,使得与周向方向相切的边缘更容易重建。为了减少伪影并保留径向边缘,在传统 TV 算法中选择径向和周向方向而不是 x 方向(横向)和 y 方向(纵向)计算总差分。 $\|f\|_{\text{TV}}$ 和 $\|f\|_{\text{TV}}$ 分别为沿径向和周向方向的局部差分的 l_1 范数; $\|f_{i,j}\|_{\text{WDGM}}$ 为 $f_{i,j}$ 处的加权梯度幅度; $\|f\|_{\text{WDTV}}$ 为 $\|f\|_{\text{TV}}$ 和 $\|f\|_{\text{TV}}$ 加权和。如图 5(a) 所示, $\gamma_{i,j}$ 为 O 点和像素 $f_{i,j}$ 点连线与 i 轴之间的角度,并设 $\alpha_{i,j} = \gamma_{i,j} + \pi/2$, 则

$$\begin{cases} \|f\|_{\text{TV}} = \sum_{i,j} |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})| \\ \|f\|_{\text{TV}} = \sum_{i,j} |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})| \\ |f_{i,j}|_{\text{WDGM}} = w_1 |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})| + w_2 |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})| \\ \|f\|_{\text{WDTV}} = w_1 \|f\|_{\text{TV}} + w_2 \|f\|_{\text{TV}} = \sum_{i,j} |f_{i,j}|_{\text{WDGM}} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})$ 为 $f_{i,j}$ 处沿径向方向局部差分; $D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})$ 为 $f_{i,j}$ 处沿周向方向的局部差分。 $D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})$ 和 $D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})$ 可以通过式(10)计算。值得注意的是,径向和周向方向随着不同的像素而变化。 $|f|_{\text{WDTV}}$ 对于分段恒定图像应该具有较小的值; w_1 和 w_2 分别为沿径向和周向方向局部差分的权值。因此 $|f|_{\text{WDTV}}$ 不仅描述了图像梯度幅度的稀疏性,还突出了图像全变差沿径向和周向方向的不同权重。基于 WDTV 最小化的重建模型可以写为^[23]

$$\begin{aligned} \min_f \|f\|_{\text{WDTV}} \\ \text{s.t. } \|Af - p\|_2 < \varepsilon, f \geq 0 \end{aligned} \quad (12)$$

式中: ε 为数据不一致性的上限,数据不一致性可能是由噪声、散射、波束硬化等引起的。

2.4 SART-WDTV 重建算法

在重建策略上,采用 SART-WDTV 算法求解最优化问题(12)。在 SART-WDTV 算法每次迭代中,分别执行 POCS 步骤和 WDTV 最小化步骤以寻找最优的求解结果。在 POCS 步骤中,执行 SART 算法更新重建图像,并采用非负约束修正 SART 算法重建结果。在 WDTV 最小化步骤中,采用梯度下降法实现 WDTV 最小化过程。在该步骤中,最重要的是计算 WDTV 关于每个像素点的偏导数。假设当前遍历像素为 $f_{i,j}$, 并且 $0 < \gamma_{i,j} \leq \pi/4$ 则 $\pi/2 < \alpha_{i,j} \leq 3\pi/4$ 。根据式(10)可以

得到^[23]

$$\begin{cases} \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j}} \approx \frac{-D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}) \cdot \cos \gamma_{i,j}}{\sqrt{(D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \\ \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i+1,j}} \approx \frac{D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}) (\cos \gamma_{i,j} - \sin \gamma_{i,j})}{\sqrt{(D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \\ \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i+1,j+1}} \approx \frac{D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}) \cdot \sin \gamma_{i,j}}{\sqrt{(D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j}} \approx \frac{-D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}) \cdot \sin \alpha_{i,j}}{\sqrt{(D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \\ \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j+1}} \approx \frac{D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}) (\sin \alpha_{i,j} + \cos \alpha_{i,j})}{\sqrt{(D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \\ \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i-1,j+1}} \approx \frac{-D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}) \cdot \cos \alpha_{i,j}}{\sqrt{(D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j}))^2 + \xi}} \end{cases} \quad (14)$$

式中: ξ 为一个小的正数并设置为 $\xi = 1 \times 10^{-8}$ 。

设 v^1, v^2 为与待重建图像 f 具有相同尺寸的矩阵,分量 $v_{i,j}^1$ 为所有沿径向方向的离散方向差分对 $f_{i,j}$ 的偏导数,分量 $v_{i,j}^2$ 为所有沿周向方向的离散方向差分对 $f_{i,j}$ 的偏导数。使用式(15)和式(16)^[23]更新 v^1 和 v^2 。对于 $\gamma_{i,j}$ 的其他角度范围,执行类似式(13)~式(16)的计算过程。在遍历所有像素之后获得偏导数 v^1 和 v^2 , 然后使用梯度下降算法更新重建图像。因此 SART-WDTV 重建算法伪代码如算法 1 所示。

$$\begin{cases} v_{i,j}^1 = v_{i,j}^1 + \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j}} \\ v_{i+1,j}^1 = v_{i+1,j}^1 + \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i+1,j}} \\ v_{i+1,j+1}^1 = v_{i+1,j+1}^1 + \frac{\partial |D_{\gamma_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i+1,j+1}} \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} v_{i,j}^2 = v_{i,j}^2 + \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j}} \\ v_{i,j+1}^2 = v_{i,j+1}^2 + \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i,j+1}} \\ v_{i-1,j+1}^2 = v_{i-1,j+1}^2 + \frac{\partial |D_{\alpha_{i,j}}(f_{i,j})|}{\partial f_{i-1,j+1}} \end{cases} \quad (16)$$

在重建算法伪代码中, λ 为 SART 算法的松弛因子; N_{iter} 为总迭代数; N_{wdtv} 为 WDTV 最小化步骤中的迭代次数; γ 为梯度下降法的步长,太大的 γ 会破坏数据的一致性,使得重建图像变得均匀,

太小的 γ 会削弱 $\|f\|_{\text{WDTV}}$ 效果,重建图像中结构缺失状伪影得不到有效校正。 N_{wdiv} 和 γ 应该一起调整以获得更好的效果。

算法 1 SART-WDTV 算法。

1. 初始化: $\lambda, \gamma, N_{\text{iter}}, N_{\text{wdiv}}, w_1, w_2$ 以及 $f^0 = \mathbf{0}$ 。
2. 主循环:
3. for $r = 1 : N_{\text{iter}}$ do
4. POCS 步骤:
5. SART 更新:按 SART 公式更新重建图像 f^r 。
6. 正值约束: $f_j^r = \begin{cases} f_j^r & f_j^r \geq 0 \\ 0 & f_j^r < 0 \end{cases}, j = 1, 2, \dots, M$ 。
7. WDTV 最小化:
8. $d = \|f^{r-1} - f^r\|_2, f^{r,0} = f^r$
9. for $l = 1 : N_{\text{wdiv}}$ do
10. for i, j do
11. $v^1 = v^2 = \mathbf{0}$
12. 判断 $\gamma_{i,j}$ 所在的范围。
13. 通过式(15)和式(16)计算 v^1 和 v^2 。
14. end for
15. $v = w_1 \cdot v^1 + w_2 \cdot v^2$
16. $v = v / \|v\|_2$
17. $f^{r,l} = f^{r,l-1} - \gamma \cdot d \cdot v$
18. end for
19. 图像更新:
20. $f^r = f^{r,l}$
21. end for
22. 输出 f^r 。

3 实验验证

3.1 模拟数据实验验证

在本节中,利用设计的模拟模体验证算法的稳定性与有效性。当 CT 扫描条件设置如表 1 所示,采用 SART、SART-TV^[20] 和 SART-WDTV 算法对得到的外部 CT 扫描数据(见图 3(b))进行 CT

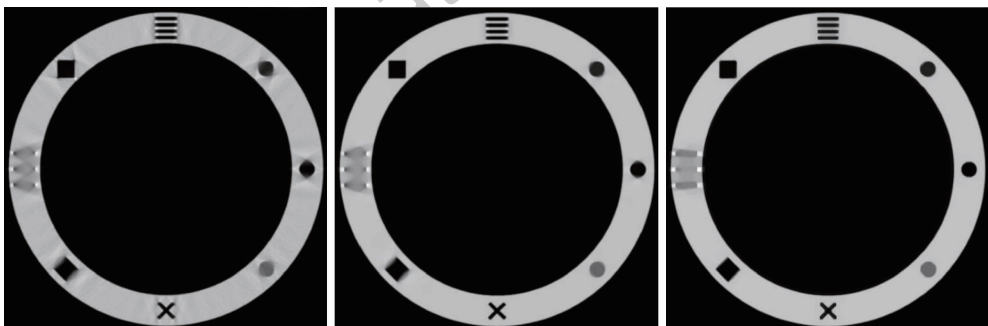
重建。设置 SART、SART-TV 和 SART-WDTV 算法的 $\lambda = 0.05$ 。设置 SART-TV 算法的 TV 最小化参数 $\gamma = 0.2, N_{\text{iv}} = 20$,设置 SART-WDTV 算法的 $\gamma = 0.18, N_{\text{wdiv}} = 80, w_1 = 1.0$ 以及 $w_2 = 0.15$,设置 3 种算法的总迭代次数为 500 次,得到的重建结果如图 6 所示。分析图 6 可以得出:与 FBP 算法类似地 SART 迭代重建图像伪影同样表现为与圆周周向相切的边缘重建较为清晰,而与径向相切的边缘伪影严重;SART-TV 算法能够明显减少结构缺失条状伪影,但可以发现重建图像中圆孔与方孔的形状被拉长,出现了严重失真的情况;SART-WDTV 重建算法能明显降低重建图像噪声,图像失真的情况也得到了明显改善。

为了定量描述不同算法的重建图像质量,本文采用均方误差(Mean Squared Error, MSE)与峰值信噪比(Peak Signal-to-Noise Ratio, PSNR)衡量重建图像质量^[25-26]。MSE 与 PSNR 的数学表达式如下:

$$\text{MSE}(\mathbf{u}, \mathbf{g}) = \frac{1}{m \times n} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (u_{i,j} - g_{i,j})^2 \quad (17)$$

$$\text{PSNR}(\mathbf{u}, \mathbf{g}) = 10 \lg \left[\frac{\text{MAX}^2}{\text{MSE}(\mathbf{u}, \mathbf{g})} \right] \quad (18)$$

式中: m, n 为图像的尺寸; i, j 分别为图像横纵坐标; \mathbf{u} 为重建后图像; \mathbf{g} 为理想图像; $u_{i,j}$ 为重建图像位于 i, j 坐标下的灰度值; $g_{i,j}$ 为理想图像位于 i, j 坐标下的灰度值。MSE 衡量 2 张图像之间的平均像素差距, MSE 越小,表示重建图像与真实图像的像素灰度差距越小,重建质量越高。PSNR 公式中, MAX 为图像像素的最大取值,对于 16 位图像, MAX 为 65 535,同理对于 8 位图像, MAX 为 255。峰值信噪比越大表示图像的失真越小,单位为分贝(dB)。FBP、SART、SART-TV 以及 SART-WDTV 算法重建图像的 MSE 与 PSNR 指标如表 2 所示。可以发现 SART-WDTV 重建算法的 MSE 指标为最小,并且 PSNR 指标最大,可以证明 SART-WDTV 算法的重建图像质量最高。



(a) SART算法

(b) SART-TV算法

(c) SART-WDTV算法

图 6 探测器宽度为 128 时不同算法重建结果

Fig. 6 Reconstruction results from different algorithms when detector width is 128

表 2 模体外部 CT 重建图像的 MSE 和 PSNR

Table 2 MSE and PSNR of exterior CT reconstruction

images of sample

重建算法	MSE	PSNR
FBP	3 050.040	13.287 7
SART	1 319.476	16.926 8
SART-TV	1 034.756	17.982 4
SART-WDTV	874.629 8	18.712 6

在外部 CT 扫描问题中,不同的探测器宽度代表着投影数据量的充足情况。当探测器宽度能够覆盖 1/2 被扫描样品时,投影数据量是完整的。随着探测器宽度的减小,投影数据量缺少越多。为了验证在不同数据量情况下的重建结果,设置不同的探测器宽度并采集得到不同数据量的投影数据,采用 SART-WDTV 算法进行 CT 重建,进而比较不同投影数据量情况下的 CT 重建结果。如图 7 所示,探测器宽度设置在 36 像素与 256 像素之间进行外部 CT 扫描。SART-WDTV 算法重建参数保持不变,其重建结果如图 8 所示。

另外,采用 MSE 与 PSNR 图像质量评价指标对不同探测器宽度时重建图像质量进行定量评价,结果如图 9 所示。根据图 9 发现随着探测器宽度的增加,MSE 指标逐渐降低,PSNR 指标逐渐增加。当探测器宽度能够覆盖桶状构件的整个壁厚时(MSE 与 PSNR 指标均有非常明

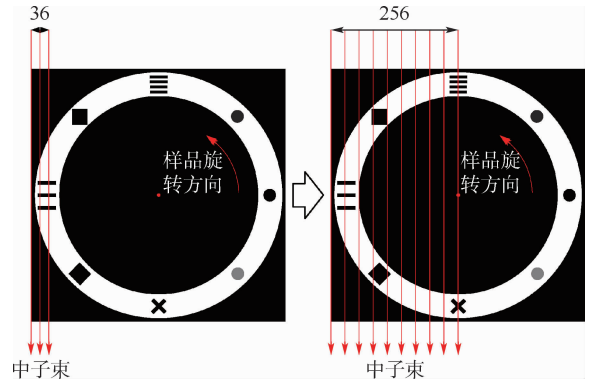


图 7 不同探测器宽度外部 CT 扫描示意图

Fig. 7 Schematic diagram of exterior CT scanning with different detector width

显的提升。从图 8 重建图像中可以看出,当投影数据达到完整投影数据量的 1/4 时,被检样品的形状能够得到基本的恢复,获得较理想的重建图像。

3.2 冷中子数据实验验证

基于中国工程物理研究院的 CMRR 反应堆,获得了钛合金行星齿轮样品冷中子层析扫描数据。CT 扫描序列投影图像大小为 $2\ 048 \times 2\ 048$,投影幅数为 1 200 幅,CT 扫描角度为 360° 。对第 1 206 层齿轮样品投影正弦图左右两端冗余部分进行裁切并进行 2×2 合并采样处理。获得第 1 206 层投影正弦图如图 10(a) 所示,正弦图图像大小为 $486 \times 1\ 200$ 。采用 SART-TV 重建算法^[20]得到的重建图像如图 10(b) 所示。

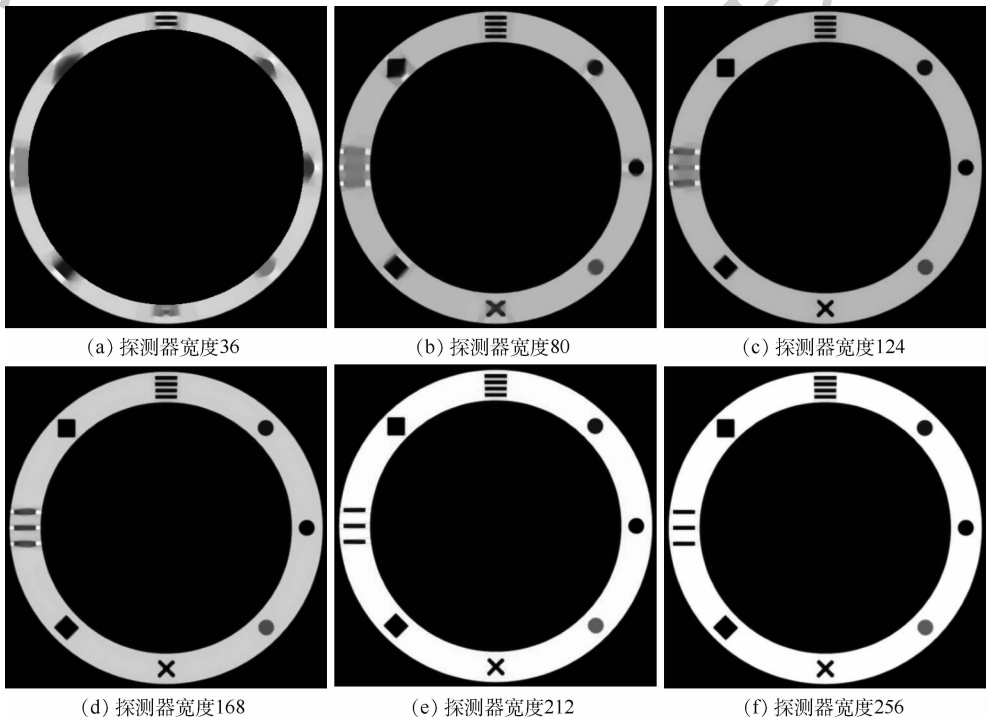


图 8 不同探测器宽度时 SART-WDTV 算法重建图像

Fig. 8 Images reconstructed by SART-WDTV algorithm with different detector width

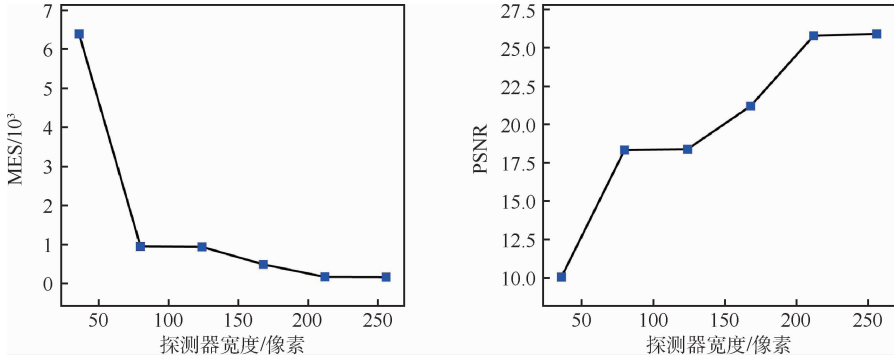
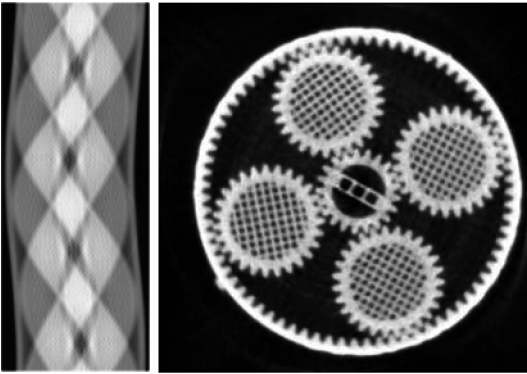


图9 不同探测器宽度重建图像的MSE和PSNR

Fig. 9 MSE and PSNR of reconstruction images with different detector width



(a) 投影正弦图 (b) SART-TV算法重建图像

图10 齿轮样品投影正弦图与SART-TV算法重建图像
Fig. 10 Complete projection sinogram and SART-TV algorithm reconstruction image of gear sample

为了模拟外部CT扫描实际情况,对图10(a)所示投影正弦图像进行裁切,获得了图10(a)图像从左到右第1至第200列投影图像,如图11(a)所示。此时投影图像尺寸为 200×1200 。采用SART重建算法对得到的正弦图进行重建。SART算法重建参数为: $\lambda = 0.05, N_{iter} = 500$,得到重建图像如图11(b)所示。此外,对图11(a)所示投影正弦图进行对称补数据处理(见图11(c)),并利用FBP算法进行CT重建得到图11(d)所示断层图像。对比图10(b)与图11(b)、(d),可以发现:受投影数据缺失的影响,图11(b)、(d)重建图像中出现明显条状伪影,重建图像中内外侧齿轮齿廓变得十分模糊,严重影响重建图像的识别与判读。

为了提升重建图像质量,采用SART-TV^[20]与SART-WDTV重建算法对外部CT扫描投影数据(见图11(a))进行CT重建,SART重建参数为 $\lambda = 0.05, N_{iter} = 500$,TV最小化参数 $\gamma = 0.05, N_{tv} = 5$,WDTV算法的 $\gamma = 0.05, N_{wdtv} = 10, w_1 = 1.0, w_2 = 0.1$ 。得到的重建图像如图12(a)、(b)所

示。对比图11(b)、(d)、图12(a)、(b)发现SART-WDTV算法重建图像中条状伪影明显减少并且虚线框标记的ROI区域重建细节更加清晰,证明SART-WDTV重建算法能够明显提升重建图像质量。

为验证投影数据严重缺失情况下不同算法外部CT重建图像质量,对图11(a)所示投影正弦图进行裁切,获得了图11(a)图像从左到右第1至第122列投影正弦图,如图13(a)所示。此时投影正弦图图像大小为 122×1200 ,仅为完整投影正弦图数据量(见图10(a))的1/4。采用SART、FBP、SART-TV^[20]以及SART-WDTV算法对投影正弦图(见图13(a))进行CT重建,SART重建参数为 $\lambda = 0.05, N_{iter} = 600$,TV最小化参数 $\gamma = 0.1, N_{tv} = 15$ 。WDTV算法的 $\gamma = 0.18, N_{wdtv} = 30, w_1 = 1.0, w_2 = 0.05$ 。重建结果分别如图13(b)、(d)和图14(a)、(b)所示。对比图13(b)、(d)和图14(a)、(b)所示图像,可以得到图14(b)所示图像外围齿轮齿廓更加清晰,重建图像中条状伪影也明显改善。相比较而言SART-WDTV算法具有更高的图像信息恢复能力。另外,为了比较各重建算法的优势,对不同算法的重建图像质量进行了分析。正弦图宽度为200与122时FBP、SART、SART-TV与SART-WDTV算法重建图像与理想图像(见图10(b))的MSE与PSNR指标如表3所示。需要注意的是在计算MSE与PSNR时,首先根据式(17)、式(18)将重建图像与理想图像灰度值线性拉伸到0~255,随后再计算两者之间的MSE与PSNR。从表3中可以看出,正弦图宽度为200与122时,SART-WDTV重建算法的MSE指标均为最小,并且PSNR指标均为最大,可以证明SART-WDTV重建算法在这2种投影情况下重建图像质量最高。

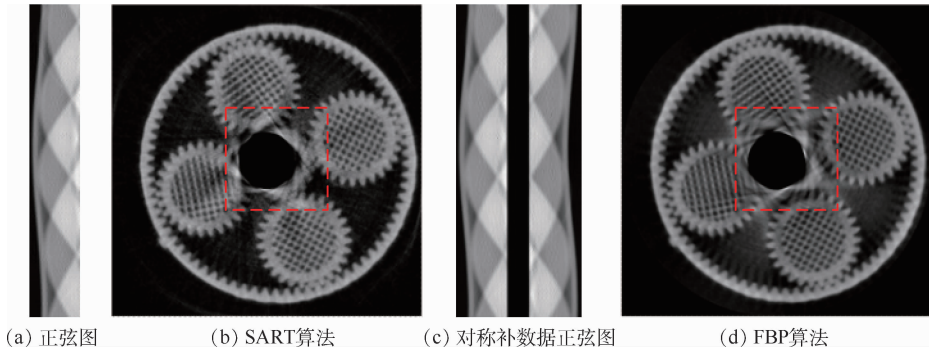


图 11 正弦图宽度为 200 时 FBP 算法与 SART 算法重建图像

Fig. 11 Images reconstructed by FBP and SART algorithms when sinogram width is 200

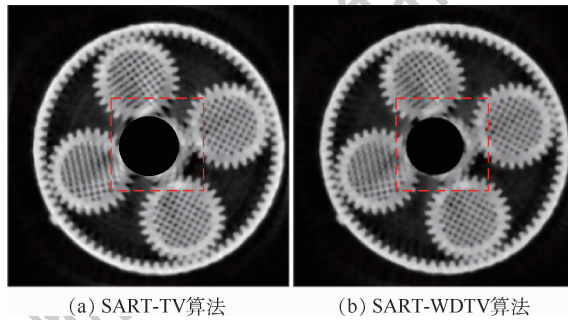


图 12 正弦图宽度为 200 时 SART-TV 算法与 SART-WDTV 算法重建图像

Fig. 12 Images reconstructed by SART-TV and SART-WDTV algorithms when sinogram width is 200

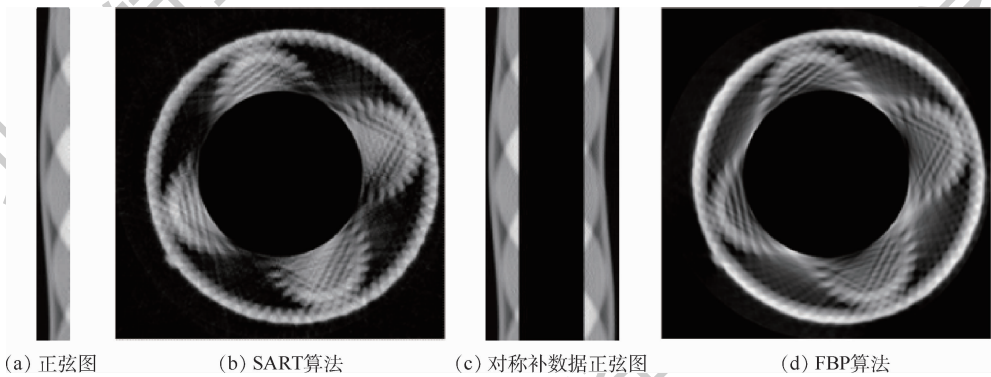
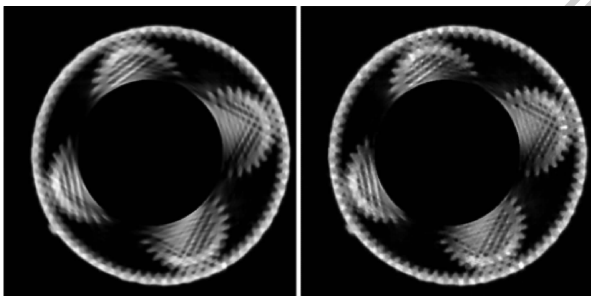


图 13 正弦图宽度为 122 时 FBP 算法与 SART 算法重建图像

Fig. 13 Images reconstructed by FBP and SART algorithms when sinogram width is 122



(a) SART-TV算法 (b) SART-WDTV算法

图 14 正弦图宽度为 122 时 SART-TV 算法与 SART-WDTV 算法重建图像

Fig. 14 Images reconstructed by SART-TV and SART-WDTV algorithms when sinogram width is 122

表 3 样品外部 CT 重建图像的 MSE 和 PSNR

Table 3 MSE and PSNR of exterior CT reconstruction images of sample

重建算法	正弦图宽度 200		正弦图宽度 122	
	MSE	PSNR	MSE	PSNR
FBP	1 048.667	17.924 4	1 438.552	16.551 5
SART	762.909	19.306 1	1 436.950	16.556 4
SART-TV	499.984	21.141 2	925.194	18.468 5
SART-WDTV	431.721	21.778 8	923.005	18.478 8

4 结 论

1) 利用平行束数据对称性原理将外部 CT 扫

描正弦图中旋转中心另一侧缺失的投影数据进行补充,实现了传统FBP算法对于中子平行束外部扫描数据的CT重建。

2) 为了抑制FBP与SART算法重建图像中径向边缘伪影,基于WDTV最小化的中子外部CT重建算法计算沿径向和周向方向的局部差分并作加权和,并在重建模型的WDTV项中引入2个权重参数以控制径向边缘和切向边缘的不同响应强度。计算机仿真和实验表明,所提重建算法能够更好地抑制径向边缘伪影,明显提高重建图像质量。

3) 采用计算机仿真研究了所提算法重建图像质量与外部CT投影数据量的关系。当探测器宽度达到完整投影宽度的1/4时,被检样品的基本形状能够得到基本的恢复,获得较理想的重建图像。

所提算法的主要目的为:抑制传统FBP算法、SART算法外部CT重建图像中严重的径向边缘伪影。但是,针对不同被检对象以及外部CT数据采集条件,CT图像梯度的稀疏性、投影数据噪声水平以及投影数据缺失情况不同。针对不同的中子外部CT检测,所提重建模型的系数应进行调整。因此重建参数对于重建图像质量的影响以及重建参数的自适应调整是后续的重点研究工作。

参考文献 (References)

- [1] YASUDA R, MATSUBAYASHI M, NAKATA M, et al. Application of neutron imaging plate and neutron CT methods on nuclear fuels and materials[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2005, 52(1): 313-316.
- [2] SINHA V, SRIVASTAVA A, LEE H K. A novel method for NDT applications using NXCT system at the Missouri University of Science & Technology[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, 2014, 750(1): 43-55.
- [3] TAMAKI M. Conceptual monochromatic digital neutron radiography using continuous cold neutron beam[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, 2005, 542(1-3): 32-37.
- [4] 魏国海, 韩松柏, 陈东风, 等. 中子照相技术在核燃料元件无损检测中的应用[J]. 核技术, 2012, 35(11): 821-826.
WEI G H, HAN S B, CHEN D F, et al. Application of neutron radiography for non-destructive testing nuclear fuel elements [J]. Nuclear Techniques, 2012, 35(11): 821-826 (in Chinese).
- [5] STROBL M, MANKE I, KARDJLOV N, et al. Advances in neutron radiography and tomography[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2009, 42(24): 243001.
- [6] 郭雨濛, 曾理. CT外问题的原理与算法综述[J]. 中国视觉学与图像分析, 2017, 22(3): 320-326.
GUO Y M, ZENG L. Review on the principle and algorithms of the exterior problem of CT[J]. Chinese Journal of Stereology and Image Analysis, 2017, 22(3): 320-326 (in Chinese).
- [7] 倪风岳. CUDA加速CV图像分割和外部CT图像重建算法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2011: 2-30.
NI F Y. Algorithm study on accelerate CV image segmentation and exterior industrial image reconstruction by CUDA[D]. Chongqing: Chongqing University, 2011: 2-30 (in Chinese).
- [8] GUO J Q, ZENG L, LIU B D. High-quality image reconstruction from exterior helical cone-beam CT data for NDE of industrial pipelines[J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2011, 53(10): 534-541.
- [9] 陈庆贵, 卢洪义, 齐强, 等. 固体火箭发动机界面脱粘切向CT检测[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(3): 347-352.
CHEN Q G, LU H Y, QI Q, et al. Tangential CT inspection of interface debonding of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(3): 347-352 (in Chinese).
- [10] CHEN B X, YANG M, ZHANG Z, et al. Constrained TV-minimization reconstruction from exterior CT data[C]//2013 IEEE Nuclear Science Symposium and Medical Imaging Conference. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1-3.
- [11] QUINTO E T. Local algorithms in exterior tomography[J]. Journal of Computational & Applied Mathematics, 2007, 199(1): 141-148.
- [12] GUO J Q, ZENG L, LIU B D. The improved TVM image reconstruction algorithm of exterior circular cone-beam CT[C]//Proceedings of the 13th International Congress for Stereology. Beijing: Chinese Society for Stereology, 2011: 458-462.
- [13] CORMACK A M. Representation of a function by its line integrals, with some radiological applications[J]. Journal of Applied Physics, 1963, 34(9): 2722-2727.
- [14] QUINTO E T. Tomographic reconstructions from incomplete data-numerical inversion of the exterior Radon transform[J]. Inverse Problems, 1988, 4(3): 867-876.
- [15] QUINTO E T. Singularities of the X-ray transform and limited data tomography in R^2 and R^3 [J]. SIAM Journal on Mathematical Analysis, 1993, 24(5): 1215-1225.
- [16] QUINTO E T. Exterior and limited-angle tomography in non-destructive evaluation[J]. Inverse Problems, 1998, 14(2): 339-353.
- [17] QUINTO E T. Singular value decompositions and inversion methods for the exterior Radon transform and a spherical transform[J]. Journal of Mathematical Analysis and Applications, 1983, 95(2): 437-448.
- [18] VAINBERG E, KAZAK I, KUROZAEV V. Reconstruction of the internal three-dimensional structure of objects based on real-time integral projections[J]. Soviet Journal of Nondestructive Testing, 1981, 17(6): 415-423.
- [19] 蒯鲁萍, 王永革. 不完全角度CT图像重建的模型与算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 823-830.
LIN L P, WANG Y G. CT image reconstruction model and algorithm from few views[J]. Journal of Beijing University of Aero-

- nautics and Astronautics,2017,43(4):823-830(in Chinese).
- [20] SIDKY E Y, KAO C M, PAN X. Accurate image reconstruction from few-views and limited-angle data in divergent-beam CT [J]. Journal of X-Ray Science and Technology, 2006, 14(2): 119-139.
- [21] ZENG L, LIU B, LIU L, et al. A new iterative reconstruction algorithm for 2D exterior fan-beam CT [J]. Journal of X-Ray Science and Technology, 2010, 18(3): 267-277.
- [22] GUO Y, ZENG L. Improved iterative image reconstruction algorithm for the exterior problem of computed tomography [J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, 2017, 842: 96-108.
- [23] GUO Y, ZENG L, WANG C, et al. Image reconstruction model for the exterior problem of computed tomography based on weighted directional total variation [J]. Applied Mathematical Modelling, 2017, 52: 358-377.
- [24] 闫宾, 李磊. CT 图像重建算法 [M]. 北京: 科学出版社, 2014: 5-14.
- YAN B, LI L. CT image reconstruction algorithm [M]. Beijing: Science Press, 2014: 5-14 (in Chinese).
- [25] HUYNH-THU Q, GHANBARI M. The accuracy of PSNR in predicting video quality for different video scenes and frame rates [J]. Telecommunication Systems, 2012, 49(1): 35-48.
- [26] HORE A, ZIOU D. Image quality metrics: PSNR vs. SSIM [C] // 2010 20th International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2366-2369.

Neutron exterior CT reconstruction algorithm based on weighted total variation minimization

LIN Qiang¹, YANG Min^{1,*}, ZHANG Xiaomin¹, TANG Bin², LIU Bin²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Institute of Nuclear Physics and Chemistry, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

Abstract: Aimed at the requirements of the exterior CT inspection using neutron beam, an exterior CT reconstruction algorithm based on Weighted Directional Total Variation (WDTV) minimization is proposed. We first use the symmetry principle of parallel beam data to supplement the missing projection data that are on the other side of the rotation center in the sinogram. Then the FBP algorithm is used for the reconstruction under the exterior CT scanning. In order to reduce artifacts along the radial direction in the images reconstructed by the conventional FBP and SART algorithms, we choose radial direction and angular direction to calculate the local directional difference in the WDTV algorithm and then calculate the weighted sum of these two directional differences. In addition, we introduce two weight parameters into the WDTV reconstruction model to control the different edge responses' strength along radial edges and tangential edges. The relationship between the quality of reconstructed images and the amount of projection data is studied by using the proposed reconstruction algorithm. Computer simulation and real cold neutron experiments indicate that the proposed reconstruction algorithm can effectively suppress the image artifacts along the radial direction and thus high-quality reconstruction images can be obtained.

Keywords: imaging systems; neutron computed tomography; exterior CT scanning; Weighted Directional Total Variation (WDTV); iterative reconstruction

Received: 2020-04-07; **Accepted:** 2020-07-03; **Published online:** 2020-07-20 10:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200718.1632.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11675012, U1730116); Nuclear Safety Project (41426020401)

* **Corresponding author.** E-mail: minyang.ndt@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0128

基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法



李冉, 郝新红*, 栗苹

(北京理工大学 机电动态控制重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 针对现有量化无线电引信抗箔条干扰方法的缺少, 以防空导弹引信为例, 结合箔条云运动轨迹模型和概率统计手段, 提出基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法。首先, 在对单根箔条丝的螺旋下降运动进行分析的基础上, 结合 6-DOF 非线性差分方程迭代计算得到箔条云的运动轨迹。其次, 通过拟蒙特卡罗算法推导出箔条云的动态体密度函数, 以箔条云的运动模型和动态体密度函数分别计算引信在箔条云近区干扰和远区干扰 2 种干扰作用下的不起爆概率。基于 MATLAB 构建箔条云轨迹模型, 详细分析后得到箔条云动态的点分布模型, 在此基础上利用拟蒙特卡罗方法得到箔条云的动态体密度函数, 利用八叉树算法及最小二乘曲面法得到箔条云体积。最后, 根据概率定义公式计算出箔条云干扰引信起爆概率。结果表明: 所提方法客观、合理, 为今后设计无线电引信抗箔条云干扰算法的启动条件提供了理论依据。

关键词: 无线电引信; 箔条云; 抗干扰; 量化表征方法; 起爆概率

中图分类号: TN911.23

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1210-10

复杂的战场电磁环境中, 箔条云的出现对无线电引信构成了一定的威胁^[1]。为提高无线电引信的战场生存能力, 无线电引信在信号处理中加入了一些抗干扰措施, 如幅度速率判别, 多普勒滤波及逻辑时序判别等。但这些抗干扰措施对抗箔条干扰是否有效, 以及无线电引信与箔条云不同的交会条件下无线电引信的抗干扰能力如何, 到目前为止国内外相关文献很少从统计与概率学的角度量化去分析。

近几年, 已经有一些学者对引信抗箔条干扰性能进行了研究。其中, 文献[2]基于弹道飞行轨迹和引信波束范围等参数, 提出了以空空导弹引信与箔条云是否相遇为判断依据的干扰风险分

析方法, 结果表明, 只要弹目交会角大于 9.53° , 引信就不会遇见箔条云。但上述方法没有真正解决引信在遇到箔条云时是否会被干扰和起爆的问题。文献[3]针对伪码无线电引信的抗箔条干扰能力进行了分析, 结果表明, 箔条干扰对伪码引信的影响很小, 不足以构成威胁, 但此处分析是以箔条云为杂波信号进行分析与验证, 缺乏箔条云区别于一般杂波信号的特性分析。文献[4]对引信接收箔条云回波信号进行了时域和频域仿真, 但箔条云模型没有考虑云内部变化对回波的影响。

由于箔条云扩散是一个动态的运动过程^[5-7], 并且箔条云中箔条丝的分布也是随机的^[8], 因此箔条云的回波无法由一个简单并且准

收稿日期: 2020-04-07; 录用日期: 2020-08-17; 网络出版时间: 2020-08-25 08:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200824.1626.006.html

基金项目: 装备预研领域基金 (61406190101)

* 通信作者. E-mail: haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式: 李冉, 郝新红, 栗苹. 基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1210-1219. LI R, HAO X H, LI P. Quantitative characterization method for anti-chaff-jamming performance of radio fuze based on probability of ignition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1210-1219 (in Chinese).

确的目标函数来表示。为此,本文在定义了箔条云体密度函数的基础上,提出了基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法^[9-10],对该方法进行了仿真验证。

1 箔条云动态模型

1.1 箔条云运动轨迹

为了能够准确的量化表征箔条云干扰效果,将从箔条云的运动轨迹和箔条云的动态体密度2个方面进行理论分析。箔条弹抛撒的箔条丝通常是极细的圆柱体金属丝或者镀金属玻璃丝。这些箔条丝的长度与横截面直径之比非常大,一般在 10^5 量级,因此箔条丝具有很小的雷诺数(雷诺数为惯性力与黏性力之比)。在一般情况下,箔条丝在受到空气动力作用时因不对称的攻角和旋转的方位角而进行缓慢螺旋下降运动^[11]。如图1所示,箔条丝在 $x-y$ 水平面受到法向力 F_N 和轴向力 F_A 作用,在 $x-z$ 垂直面受到了侧向力 F_C 和重力 W 作用。图中: α_c 为箔条丝的自旋角加速度; β_c 为箔条丝的振动角加速度; R 为箔条丝螺旋下落轨迹的半径; a_T 为箔条丝的离心加速度; θ_c 为箔条丝的俯仰角; ω 为箔条丝的角速度。

在稳态螺旋下降过程中,单个箔条丝相对于瞬时飞行轨迹的姿态保持不变,则箔条丝的振动角加速度 β_c 为

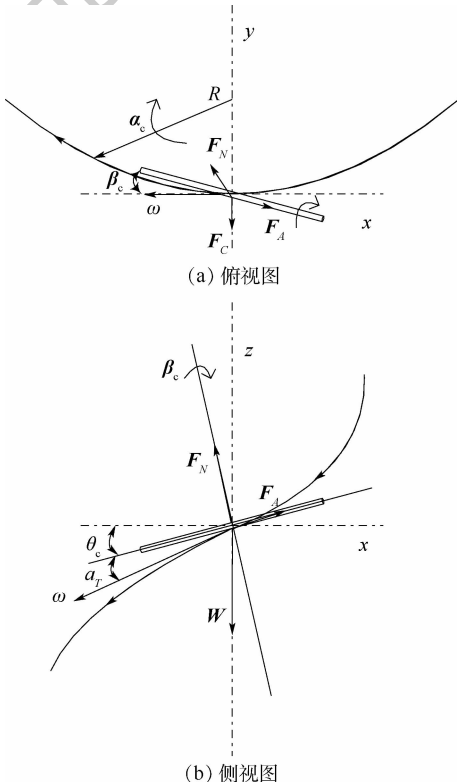


图1 单根箔条丝的螺旋下降运动

Fig. 1 Spiral descending motion of single chaff dipole

$$\beta_c = \frac{C_A}{C_N} \cdot \frac{2v_c}{l_c \cos \theta_c} \quad (1)$$

式中: C_A 为攻角 α_T 的函数; C_N 为 δ 的函数, $\delta = l_c/2c$, l_c 为箔条丝的长度, c 为光速; θ_c 为在 $x-z$ 平面上箔条丝与 x 轴的夹角; v_c 为箔条总的速度。 C_A 、 C_N 和 v_c 可由下式确定:

$$C_A = k_2 \sin 2\alpha_T \sin 2\delta \quad (2)$$

$$C_N = k_1 \sin \alpha_T + k_2 \sin \alpha_T \sin 2\delta \quad (3)$$

$$k_1 = \frac{-F_N}{\mu V_A} \quad (4)$$

$$k_2 = \frac{-F_A}{\mu V_A} \quad (5)$$

$$v_c = \sqrt{\frac{2W \sin \theta_c}{\rho C_D S_C}} \quad (6)$$

式中: k_1 、 k_2 、 V_A 和 μ 分别为法向力系数、轴向力系数、空气流体的速度和空气流体的黏度; W 为箔条丝重力; C_D 为升力系数; ρ 为空气密度; S_C 为箔条丝的纵截面积。

进一步自旋角加速度 α_c 可通过振动角加速度得

$$\alpha_c = \sqrt{\frac{F_N \cos \beta_c - F_A \sin \beta_c - F_C}{m d_r}} \quad (7)$$

式中: m 和 d_r 分别为箔条丝的质量和箔条丝的自旋半径。

在空气动力学模型中,已经获得在箔条自身坐标系($x-y-z$)下每根箔条丝的自旋角速度和振动角速度,为了能准确计算箔条丝在引信坐标系($X-Y-Z$)下平移运动和旋转运动的分量,引入文献[12]的6-DOF非线性差分方程:

$$F_x = m(\dot{U}_1 + V_a W_1 - U_a V_1) \quad (8)$$

$$F_y = m(\dot{V}_1 + W_a U_1 - U_a W_1) \quad (9)$$

$$F_z = m(\dot{W}_1 + U_a V_1 - V_a U_1) \quad (10)$$

$$B = \dot{U}_a I_x + V_a W_a (I_z - I_y) + I_{xy} (U_a W_a - \dot{V}_a) \quad (11)$$

$$M = \dot{V}_a I_y + U_a W_a (I_x - I_z) - I_{xy} (V_a W_a + \dot{U}_a) \quad (12)$$

$$N = W_a I_z + U_a V_a (I_y - I_x) + I_{xy} (V_a^2 - W_a^2) \quad (13)$$

式中:每根箔条丝在自身坐标系中的受力情况由 F_x 、 F_y 、 F_z 表示; B 、 M 、 N 为空气动力矩; U_1 、 V_1 、 W_1 为线速度分量; U_a 、 V_a 、 W_a 为角速度分量; I_x 、 I_y 、 I_z 、 I_{xy} 为惯性力矩。

通过文献[13]中箔条抛撒实验数据,可知箔条丝的受力系数及姿态角分布规律,并将其初始段的数据($t=0.2$ s)设置为箔条丝初始条件。根据上文的边界条件设定,下面将描述如何进行箔

条云运动轨迹的迭代计算。第1步确定箔条丝在自身坐标系下的初始状态,通过6-DOF方程和箔条丝螺旋下降公式计算箔条丝在自身坐标系中的线速度和角速度;第2步在规定的步长内对线速度和角速度进行积分,得到新的距离分量和姿态角分量,然后将此时的数据值通过欧拉角坐标转换公式转化为箔条丝在引信坐标下的分布值并计算出箔条云的体密度;最后判断仿真是否结束,并更新下一时刻箔条丝的运动分量和姿态角分量,流程图如图2所示。

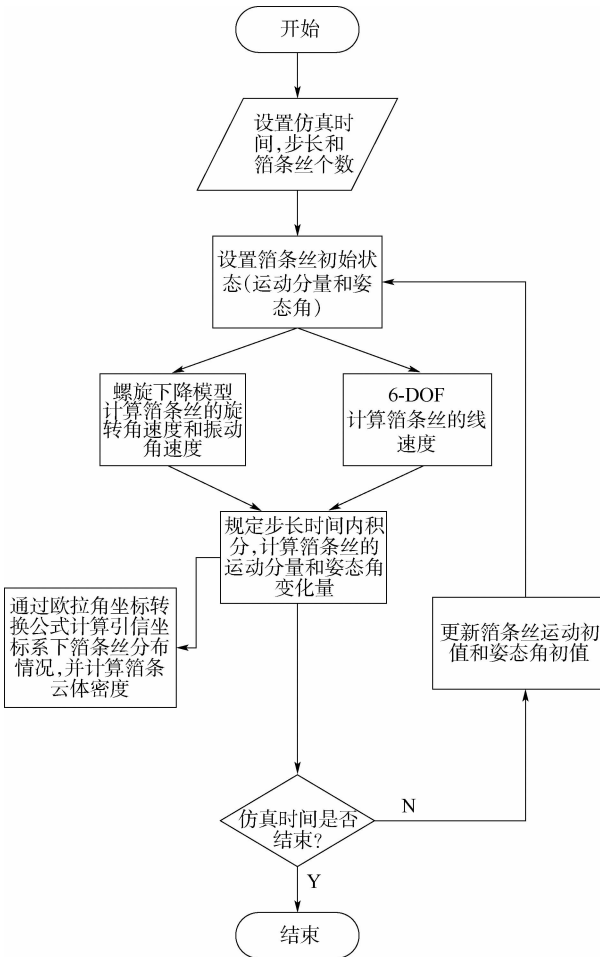


图2 箔条云运动轨迹的迭代计算流程图

Fig.2 Iterative calculation flowchart of chaff cloud motion trajectory

1.2 箔条云动态体密度

已知箔条云分布情况就可以根据拟蒙特卡罗(QMCV)算法^[14]计算箔条云的体积,从而得到箔条云的体密度。箔条云分布情况可以看作是在某个曲面上采样点的集合,如果采样曲面是闭合的,则它包围的空间大小可以看作是箔条云模型的体积。

假设已知的箔条云中三维数据点为集合 $H = \{H_i / i = 1, 2, \dots, \eta\}$, H_i 为点集的第 i 个三维点, η 为箔条丝的个数。使用 QMCV 算法计算箔条云

模型体积的关键问题在于:如何快速、准确地判断一个三维点是否位于模型内部。QMCV 算法的具体步骤为:首先构造一个深度为 d 的初始八叉树,并将产生的节点分为2类,边界点和内部点。其次,在构造了初始八叉树之后,使用基于体积的八叉树细分方法对边界节点细分。细分的规则是:如果边界节点内包含的点模型体积大于该边界节点体积的一半,则继续细分,否则终止。具体的过程为:假定一个边界节点的中心位于箔条云的外部,则该节点细分为8个节点;否则,终止该节点的细分;如果没有边界节点满足如上的细分规则,则终止细分。这种细分规则能使每个边界节点内包含的点模型体积基本大于该边界节点体积的一半。基于体积的八叉树细分能在使用较少节点的基础上,充分细分八叉树,如图3所示。

使用最小二乘曲面法判断一个点是否位于模型的内部,假设 x 是由三维 QMCV 低差异数序列产生的一个随机点,找到 x 的最邻近点设为 q_1 ($q_1 \in A$), A 为平面点集, q_1 的法向量为 n_{q_1} , 如果 $n_{q_1} \circ (x - q_1) > 0$ (\circ 为内积), 也就是说 n_{q_1} 和 $x - q_1$ 夹角小于 $\pi/2$, 则 x 位于 A 外部, 否则找到 x 的第2个邻近点设为 q_2 ($q_2 \in A, q_2 \neq q_1$), 则 q_2 的法向量为 n_{q_2} , 如果 $n_{q_2} \circ (x - q_2) > 0$, 则 x 位于 A 外部, 否则 x 位于 A 内部, 如图4所示。

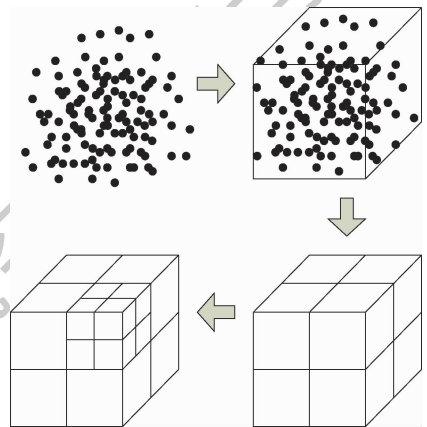


图3 箔条云细分规则示意图

Fig.3 Schematic diagram of chaff cloud subdivision rules

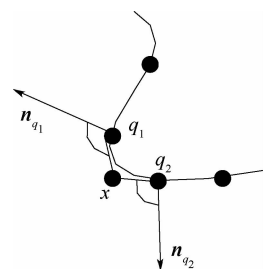


图4 随机点内外分类示意图

Fig.4 Schematic diagram of inner and outer classification of random points

设边界节点为 $C = \{C_i/i = 1, 2, \dots, \gamma\}$, γ 为边界点的个数,在每个边界点 C_i 内,使用三维 QMCV 低差异数序列产生 ε 个随机数, ε_n 为位于 C_i 内的随机点个数,所有边界点中包含的体积为

$$V_{\text{boundary}} = \sum_{i=1}^{\gamma} \frac{\varepsilon_n}{\varepsilon} V_i \quad (14)$$

式中: V_i 为边界点 C_i 对应的体积。在计算内部点体积时,由于每个内部点都是立方体,因此内部点的体积就等于这些立方体的体积和 V_{in} 。那么箔条云的体积为

$$V_{\text{chaff}} = V_{\text{in}} + V_{\text{boundary}} \quad (15)$$

进一步,箔条云的平均体密度为

$$\rho_{\text{chaff}} = \frac{n_c}{V_{\text{chaff}}} \quad (16)$$

式中: n_c 为箔条总个数; V_{chaff} 为箔条总体积。

2 抗干扰能力的量化表征方法

在防空导弹引信与箔条云交会过程中,引信在箔条云中飞行,箔条云中各个箔条丝到引信的距离有很大的差别。根据文献[15]给出的电动力学和统计学获得最小距离 r_{min} ,可以把整个箔条云干扰划分为近区干扰和远区干扰:

$$r_{\text{min}} \approx 0.7/\sqrt[3]{L} \quad (17)$$

式中: L 为引信作用距离,作了这样的划分之后,可以认为远区干扰对无线电引信的作用是由大量远距离干扰箔条丝所反射的信号确定。而在近区时,箔条云的干扰作用是无线电引信与一些单个箔条丝在一定距离上相遇的结果。在此距离上,一些箔条丝所反射的信号足以引爆无线电引信。

2.1 近区干扰

无线电引信对无源干扰的抗干扰准则用导致无线电引信早炸这个事件的概率表示。按照式(17)划分 2 个区域的方法,在近区时箔条丝的干扰使引信起爆的概率 P_1 决定于无线电引信与这些箔条丝在一定距离相遇的概率。 R_1 为在箔条云干扰作用下不起爆的概率。显然, P_1 和 R_1 是对立事件,故有

$$P_1 = 1 - R_1 \quad (18)$$

干扰区是由数不胜数的箔条丝构成的箔条云,对引信影响最大的是与引信最近的那些箔条丝。用 l_A 表示在干扰区中的弹道长度, ρ'_{chaff} 表示干扰区中箔条丝的平均体密度。假设干扰区箔条丝是均匀分布的,对于一个小的弹道段 Δl_A 和箔条丝遭遇的概率 P'_1 可表示为与该段长度成正比

的函数,即

$$P'_1 = \xi \Delta l_A \quad (19)$$

式中:比例系数 ξ 为引信在干扰区单位长度弹道上与箔条丝遭遇的概率,也就是引信起爆概率。引信在 Δl_A 段上不启爆的概率 R'_1 为

$$R'_1 = 1 - P'_1 = 1 - \xi \Delta l_A \quad (20)$$

如果将干扰区中的弹道长度 l 分成若干个(n 个)单位段 Δl_i ,在各段弹道 Δl_i 上不启动的概率为 R'_{1i} ,则在整个干扰区内弹道上引信不启爆的概率为

$$R_1 = R'_{11} \cdot R'_{12} \cdot R'_{13} \cdots \cdot R'_{1i} \cdots \cdot R'_{1n} = \left(1 - \xi \frac{l_A}{n}\right)^n \quad (21)$$

当 $n \rightarrow \infty$, 即 $\Delta l_A \rightarrow 0$ 时:

$$R_1 = \lim_{n \rightarrow \infty} \left(1 - \xi \frac{l}{n}\right)^n = e^{-\xi l} \quad (22)$$

式中: ξl 为引信在干扰区的整个弹道上与箔条云中各箔条丝遭遇的平均数,即引信与箔条丝遭遇的数学期望。

各箔条丝的反射特性随方向的不同而不同,并且是随机的。所以能够使引信启动的最大作用距离也与箔条丝相对引信的方向有关,显然可以根据雷达方程求出能使引信启动的不同方向各箔条丝的平均作用距离 r_p 。那么 ξ 可以认为是箔条丝落入一个半径为 r_p 、高为一个单位长度的圆柱体内的总数,如图 5 所示。

$$\xi = \sum_{i=0}^l \pi r_p^2 \cdot \rho_i \quad (23)$$

根据式(16)和式(22),引信在整个干扰弹道 l 上 $r_p < r_{\text{min}}$ 不启爆概率为

$$R_1 = e^{-\pi r_p^2 \rho_{\text{chaff}} l} \quad (24)$$

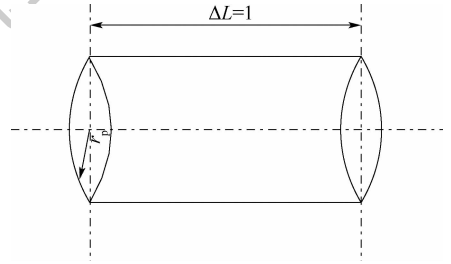


图 5 单位长度弹道干扰区示意图

Fig. 5 Schematic diagram of unit-length ballistic interference zone

2.2 远区干扰

在远区,无线电引信因干扰而起爆是由于满足引信启动条件的正态噪声尖头信号所引起的。用频谱密度的方法,可以确定一个超过电功率 P_{As} 的尖头信号在 t_0 时间内出现的概率^[16]:

$$F_2 = 1 - \exp(-t_0 f^* e^{-\frac{p_{AS}}{p_{AG}}}) \quad (25)$$

式中： p_{AS} 为正常目标反射到无线电引信天线上的最小启动功率； p_{AG} 为在无线电引信接收机通带内，引信天线接收到的能使引信动作的干扰功率， f^* 为与干扰功率谱 $\phi_M(f)$ 有关的频率，可由式(26)确定：

$$f^{*2} = \frac{\int_0^\infty f^2 \phi_M(f) df}{\int_0^\infty \phi_M(f) df} \quad (26)$$

式中： $\phi_M(f)$ 为反射信号振幅起伏的频谱密度函数，其表达式^[9]如下：

$$\phi_M(f) = \exp\left(-\frac{\lambda^2 f^2}{16 V_x^2}\right) \quad (27)$$

式中： λ 为信号波长； V_x 为箔条丝沿天线轴向速度分量，此处认为干扰频谱服从瑞利分布^[31]，即 f^* 频率简化为

$$f^* \approx \frac{\Delta f_M}{\sqrt{3}} \quad (28)$$

根据引信天线方向图(见图6)可知无线电引信的无源干扰频谱为

$$\Delta f_M = f_{dmax} - f_{dmin} = \frac{4v_r}{\lambda} \cdot \frac{\varphi_2 - \varphi_1}{2} \sin \varphi_0 \quad (29)$$

式中： $f_{dmax} = 2v_r \cos \varphi_1 / \lambda$ ， $f_{dmin} = 2v_r \cos \varphi_2 / \lambda$ ， λ 为无线电引信的工作波长； φ_1 和 φ_2 为引信接收天线方向图中两边界方向角； φ_0 为天线最大辐射方向角； v_r 为相对速度。利用式(29)可得干扰频谱频率散布均方频率为

$$f^{*2} \approx 4v_r^2 (\varphi_2 - \varphi_1)^2 \sin^2 \varphi_0 / \lambda^2 \cdot 3 \quad (30)$$

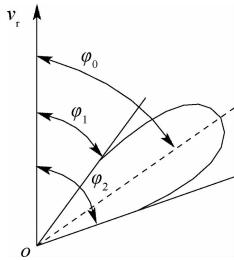


图6 引信天线方向图

Fig. 6 Fuze antenna pattern

进一步根据雷达平均功率的定义，在无线电引信接收天线中箔条云所反射信号的总功率可由式(31)确定：

$$p_{AG} = \int_{V_{AG}} dp_{AG} \quad (31)$$

式中： dp_{AG} 为由箔条云的单位体积所反射的功率决定，并且按整个所照射的体积 V_{AG} 进行积分。 dp_{AG} 可参照雷达方程得

$$dp_{AG} = \frac{p_\Sigma \lambda^2 G_i(\varphi, \beta) G_r(\varphi, \beta) d\sigma}{(4\pi r^2)^2 \cdot 4\pi} \quad (32)$$

式中： $G_i(\varphi, \beta)$ 和 $G_r(\varphi, \beta)$ 分别为引信发射天线和接收天线的最大增益系数； $d\sigma$ 为在单位体积内箔条云的平均有效散射面积，由文献[14]可知：

$$d\sigma = \zeta \cdot \delta \sigma dV \quad (33)$$

式中： δ 为单位体积内箔条丝个数； σ 为单个箔条丝的平均散射面积； V 箔条云体积； ζ 为箔条丝散射有效系数。

根据图7可计算出：

$$dV = r^2 \sin \varphi d\varphi d\beta dr \quad (34)$$

将式(16)、式(32)~(34)代入式(31)即得

$$p_{AG} = \frac{p_\Sigma \lambda^2 \zeta \rho_{chaff} \bar{\sigma}}{(4\pi)^3} \cdot \int_0^{2\pi} \int_0^\pi G_i(\varphi, \beta) G_r(\varphi, \beta) \sin \varphi d\beta d\varphi \cdot \int_0^{r_{max}} \frac{dr}{r^2} \quad (35)$$

式中： p_Σ 为发射信号的总功率； β 为经度； φ 为纬度。

在一般情况下，上式 p_{AG} 的数值要对半径 r_{min} 以外的整个干扰区进行积分。将计算所得 p_{AG} 和 f^* 代入式(25)，求出远区 $r > r_{min}$ 干扰的无线电引信不起爆的概率为

$$R_2 = 1 - F_2 = \exp(-t_0 f^* e^{-\frac{p_{AS}}{p_{AG}}}) \quad (36)$$

通过上述2个区域的量化表征方法可知，无线电引信在箔条云干扰下弹道上早炸的概率 P 为

$$P = 1 - R_1 R_2 \quad (37)$$

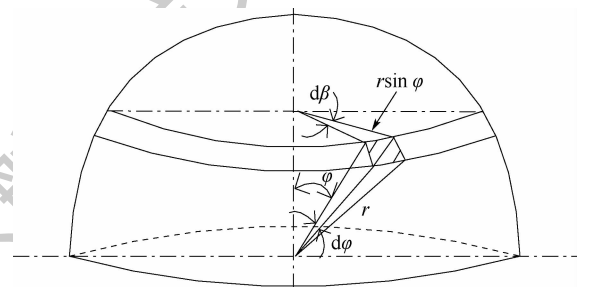


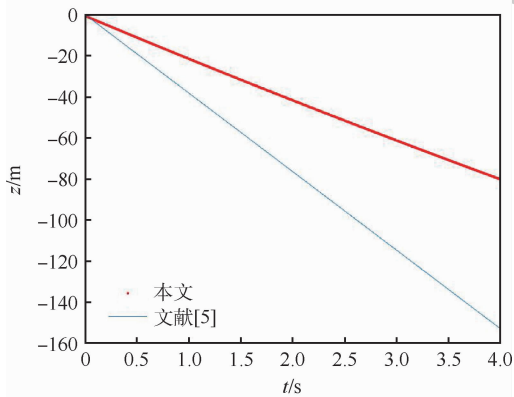
图7 箔条云单位体积示意图

Fig. 7 Schematic diagram of unit volume in chaff cloud

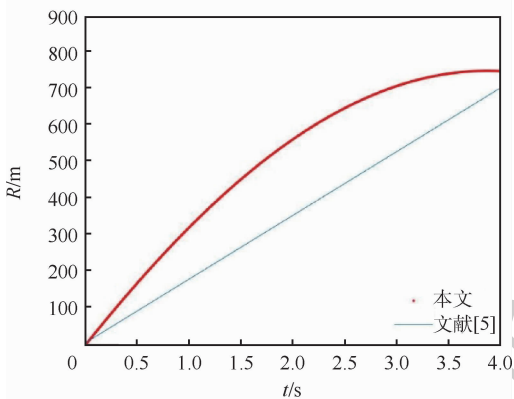
3 仿真分析

根据箔条云轨迹理论模型，基于 MATLAB 构建仿真，得到了箔条云中箔条丝的运动特性，如图8和图9所示。仿真参数设置为：箔条云中箔条丝个数为1 800根，箔条丝在不同初始姿态角时，法向力因子和轴向力因子的平均值(引用文献[12]的数据)，如表1所示。箔条丝初始速度为25 m/s，仿真时间步长为 2×10^{-3} s。

图8为箔条云运动特性示意图,从箔条云下落和箔条云扩散2个角度分析了箔条运动特性随时间的变化,并且在分析过程中,对比了文献[5]的仿真结果。由图8(a)可以看出,箔条云的下落速度几乎是匀速,并且由于文献[5]仅考虑升角小于 45° 时的情况,所以在箔条云具有相同数目的箔条丝及相同初速度的条件下,文献[5]的下落速度更快。由图8(b)可以看出,文献[5]中的箔条云呈现匀速扩散的状态,而本文仿真中的箔条云的扩散速度由快变慢,接近4 s时趋于平稳,不再向外扩张,这是因为本文在设置初始作用力时引用了表1的实验数据,针对不同初始姿态的箔条丝进行了分类,并代入不同的作用力,这比文献[5]仅以一组作用力参数计算箔条云运动更接近实际情况。



(a) 箔条云中心点随时间的下落



(b) 箔条云半径随时间的变化

图8 箔条云运动特性示意图

Fig. 8 Schematic diagram of chaff cloud motion characteristics

图9展示了几个特定时刻箔条云中箔条丝分布状态。由图9(a)可以看出箔条云在运动过程中存在一个随着时间推移,云中的箔条丝不断向外和向内进行两极分化的过程。为了进一步分析箔条云的两极分化的原因,对比了本文和文献[11]在相同时刻箔条云 $x-y$ 截面 ($0 < |z| < 1$)

内箔条丝的分布情况,如图9(b)所示。在箔条云运动初期 ($t=0.002$ s) 两组数据呈现非常相似的分布状态。在运动中期 ($t=0.02$ s 和 $t=0.2$ s) 时,文献[11]的扩散速度明显较快,并且箔条云内部出现空洞,而本文仿真中箔条云在同一时期几乎是均匀分布,但是中心点出现极小的聚集现象。在箔条云运动后期 ($t=2$ s) 时,文献[11]的箔条云呈现更大的内部空洞,而本文中的箔条云呈现明显的两极分化现象。选取箔条云中任意2根箔条丝(初始姿态角均为 45°),其中一根为扩散运动,另一根为聚集运动,其姿态角变化如图10所示。因此可以得出以下结论,当箔条丝的姿态角为保持稳定时,箔条云呈现扩散运动;当姿态角的角度持续减小时,箔条云呈现聚集运动。

在对箔条云的运动进行了详细的分析之后,得到箔条云动态的点分布模型,基于此动态点分布模型利用1.2节的QMCV算法计算箔条云动态体密度。具体仿真参数设置为:随机点个数在 $10^4 \sim 10^6$ 之间, $O(n^{-1/2})$ 为蒙特卡罗误差阶次, n 为随机点个数。

不同时刻的QMCV计算结果如表2所示。在MATLAB仿真中使用嵌套结构体得到不同时刻的八叉树层级深度(NLevel),每一层级的单元个数(NGroup)和每个单元中点的个数(NChild),根据式(14)和式(15)得到箔条云的体积。其中,箔条云中箔条丝个数为1800根。

进一步,由式(16)得到箔条云平均体密度 ρ_{chaff} 动态变化曲线,如图11所示。箔条云平均体密度变化曲线接近“L”形,说明箔条云在扩散过程中体密度变化非常快,与文献[12]结论相同。已知箔条云扩散规律,接下来讨论箔条云在扩散过程中与引信交会时引信的抗干扰能力。

根据引信被干扰时远区和近区的干扰原理不同,下面分别讨论引信在干扰近区和干扰远区抗箔条云干扰的能力。此处假设引信的作用距离为10 m,交会速度为100 m/s,天线辐射波束宽度为 45° 。根据式(17),将 $r < 0.32$ m 定义为干扰近区,将 $0.32 \text{ m} \leq r \leq 10$ m 定义为干扰远区。

引信与箔条云在干扰近区 $r < 0.32$ m 交会时,引信处于穿梭在箔条云中的状态。根据式(24)当箔条云处于稳态(即固定体密度状态)时,引信不起爆概率 R_i 随体密度值变化如图12所示。

当箔条云处于扩散状态且箔条个数为18万根时,引信不起爆概率随时间的变化如图13所示。

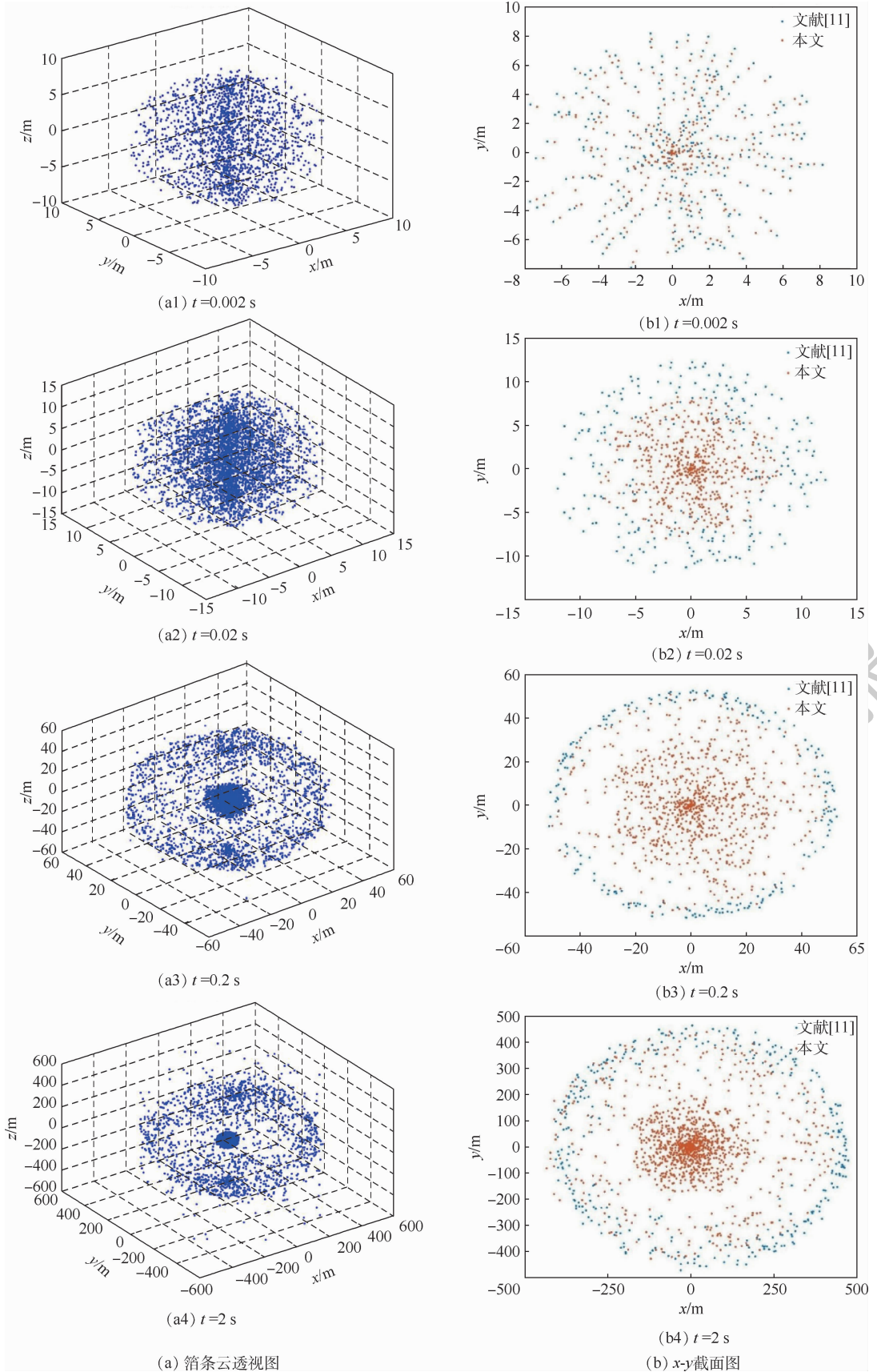


图9 箔条云分布图

Fig. 9 Distribution of chaff cloud

在远区 $0.32 \text{ m} \leq r \leq 10 \text{ m}$, 无线电引信因干扰而起爆是由于满足引信启动条件的正态噪声尖头信号所引起的。因此根据式(35)和式(36)当

箔条云处于稳态(即固定体密度状态)时,引信不起爆概率随体密度值变化如图14所示。

当箔条云处于扩散状态且箔条个数为18万

表 1 箔条丝在不同姿态下的法向力因子和轴向力因子

Table 1 Normal force factor and axial force factor of chaff dipoles at different attitude angles

姿态角/(°)	法向力因子 CN	轴向力因子 CA
10	7.6	21.7
20	15.9	31.8
30	29.1	43.9
40	39.8	44.3
50	40.3	33.3
60	41.4	22.6
70	43.8	15.1
80	45.2	10.3
90	45.9	1

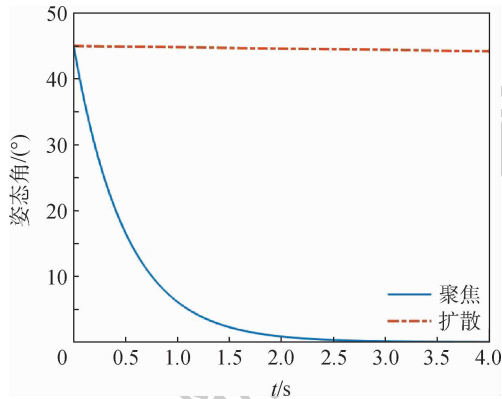


图 10 箔条丝姿态角变化示意图

Fig. 10 Schematic diagram of orientation change of chaff dipoles

表 2 不同时刻的 QMCV 计算结果

Table 2 Calculation results of QMCV at different moments

仿真时刻/ s	八叉树层级 深度/NLevel	单元个数/ NGroup	箔条云 体积/m ³
0.002	5	875	2.2
0.016	6	2 385	5.3
0.052	7	3 412	41
0.082	8	3 816	260
0.114	9	4 233	1.4 × 10 ³
0.162	10	4 621	7.6 × 10 ³
0.228	11	5 169	5.9 × 10 ⁴
0.322	12	5 645	4.6 × 10 ⁵
0.454	13	6 231	3.6 × 10 ⁶
0.642	14	6 805	2.9 × 10 ⁷
0.908	15	7 432	2.3 × 10 ⁸
1.284	16	8 031	4.4 × 10 ⁸
1.816	17	8 736	6.7 × 10 ⁸
2.568	18	9 432	1.0 × 10 ⁹
3.63	19	10 229	1.4 × 10 ⁹

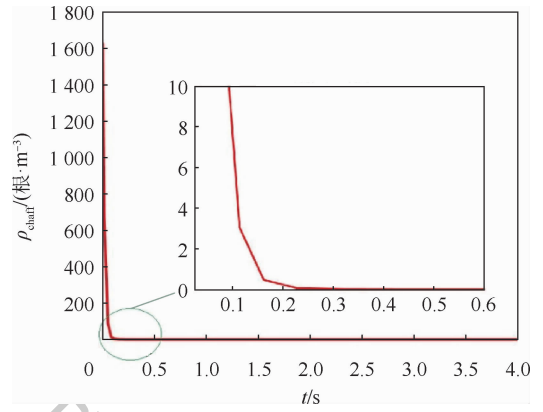


图 11 箔条云平均体密度变化示意图

Fig. 11 Schematic diagram of average volume density change of chaff cloud

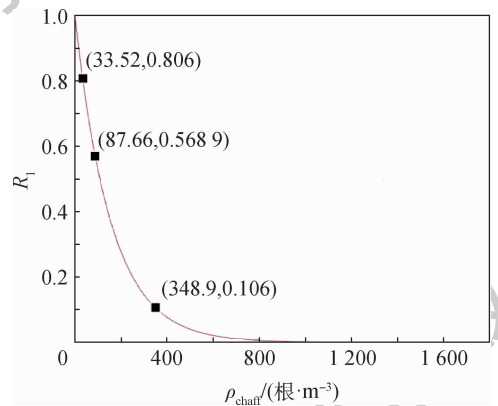


图 12 近区箔条干扰引信不起爆概率

Fig. 12 Fuze non-initiation probability of near-zone chaff jamming

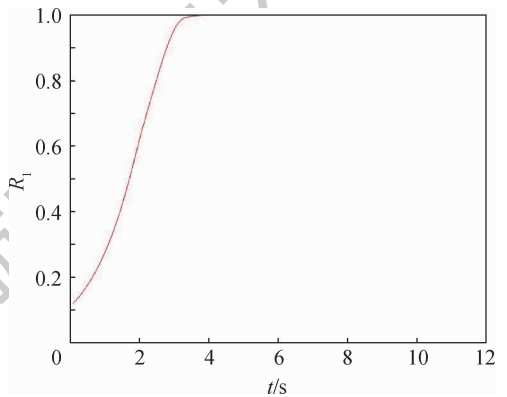


图 13 近区动态箔条干扰引信不起爆概率

Fig. 13 Fuze non-initiation probability of near-zone dynamic chaff jamming

根时,引信不起爆概率随时间的变化如图 15 所示。

综上所述,图 12 ~ 图 15 呈现了引信不起爆概率的变化规律,从图中可得到以下几点结论:

1) 干扰近区。由引信与箔条丝遭遇的数学期望决定了引信不起爆概率,所以箔条云的体密度达到 800 根/m³ 时引信遭遇箔条丝概率为 100%,即引信必定起爆。因此当引信在箔条云中

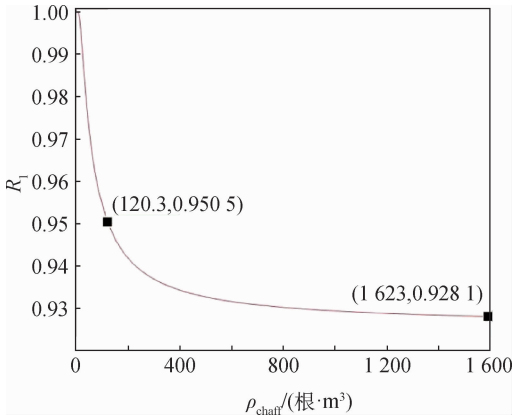


图 14 远区箔条干扰引信不起爆概率

Fig. 14 Fuze non-initiation probability of far-zone chaff jamming

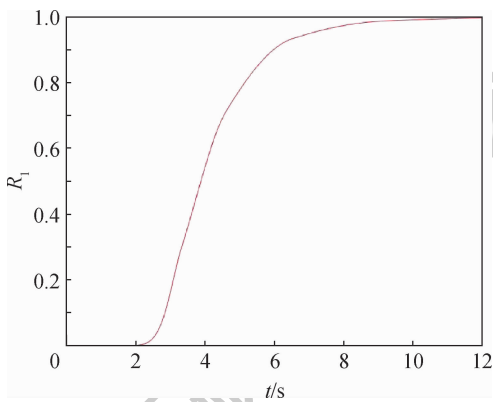


图 15 远区动态箔条干扰引信不起爆概率

Fig. 15 Fuze non-initiation probability of far-zone dynamic chaff jamming

穿梭时,箔条云的体密度决定了引信的不起爆概率。

2) 干扰远区。箔条云体密度在 $0 \sim 1\ 600$ 根/ m^3 范围内,引信的不起爆概率均大于 92% 。无线电引信受干扰而不起爆是因为引信未达到启动条件的正态噪声尖头信号,因此引信在箔条云外飞行时,引信天线波束内箔条云回波能量(即箔条丝的个数)决定了引信不起爆概率,而与箔条云体密度没有直接关系。

3) 箔条云扩散初期。箔条云可近似为一个点目标,因此只要在引信作用距离内(无论是干扰近区还是干扰远区),引信都会大概率起爆。当箔条云扩散处于中期和后期时,在干扰近区箔条云的体密度决定了引信的不起爆概率,而在干扰远区箔条云中箔条丝的个数决定了引信不起爆概率。

4) 根据式(37),代入图 12 和图 14 的曲线参数,可得到无线电引信在稳态的箔条云干扰下早炸的概率 P 的量化表征值;代入图 12 和图 14 的曲线参数,可得到无线电引信在动态的箔条云干扰下早炸的概率 P 的量化表征值。

4 结论

1) 本文结合箔条云运动轨迹模型和概率统计手段,提出了基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法。根据箔条丝和箔条云动态模型对无线电引信和箔条云交会进行了模拟,分析了引信穿梭在箔条云中(即近区干扰)及引信距箔条云有一定距离时(即远区干扰)的 2 种情况下引信起爆概率,研究结果表明:

由式(37)可得当要求引信早炸概率 $P \leq 10\%$ 时,即 $R_1 R_2 \geq 90\%$,根据反比例函数的最值定理,不起爆概率 $R_1 \geq 95\%$ 且 $R_2 \geq 95\%$,此时箔条云体密度分别为 $\rho_{\text{chaff}} \leq 15$ 根/ m^3 、 $\rho_{\text{chaff}} \leq 120$ 根/ m^3 ,则箔条云体密度范围为 $\rho_{\text{chaff}} \leq 15$ 根/ m^3 。当箔条云体密度小于 15 根/ m^3 时,引信在箔条云干扰作用下的起爆概率低于 10% 。

2) 本文为设计无线电引信抗箔条云干扰算法的启动条件提供了理论依据。在后续研究中,可对一些箔条干扰引信实验进行定量分析,进一步应用于引信设计。

参考文献 (References)

- [1] WANG B, HUANG H S, YANG Y J. Calculation and experimental verification of radiation characteristics of spontaneous chaff clouds in high-speed flows [J]. Journal of Zhejiang University-Science A, 2019, 20(6): 458-474.
- [2] 曾涛, 李晓, 金桂玉. 空空导弹无线电引信箔条干扰风险分析方法 [J]. 航空兵器, 2015, 22(6): 21-23.
ZENG T, LI X, JING G Y. Chaff jamming risk analysis method of air-to-air missile radio fuze [J]. Aero Weaponry, 2015, 22(6): 21-23 (in Chinese).
- [3] 刘景萍, 赵惠昌. 伪码引信抗箔条干扰仿真 [J]. 探测与控制学报, 2007, 29(5): 48-51.
LIU J P, ZHAO H C. Study on chaff jamming to pseudonoise code fuze [J]. Journal of Detection & Control, 2007, 29(5): 48-51 (in Chinese).
- [4] 刘景萍, 赵惠昌, 黄文良. 箔条对引信的干扰研究 [J]. 兵工学报, 2001, 22(2): 182-184.
LIU J P, ZHAO H C, HUANG W L. Research on the chaff interference of fuze [J]. Acta Armamentarii, 2001, 22(2): 182-184 (in Chinese).
- [5] 蔡万勇, 李侠, 万山虎, 等. 大气环境下箔条运动轨迹及箔条幕扩散模型 [J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(3): 565-569.
CAI W Y, LI X, WAN S H, et al. Model of chaff motion trajectory and curtain wall diffusion in air environment [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(3): 565-569 (in Chinese).
- [6] 李志辉, 王鹿受. 箔条云整体运动性能建模研究 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(4): 928-935.
LI Z H, WANG L S. Modeling study on holistic kinetic performance of chaff cloud [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(4): 928-935 (in Chinese).
- [7] 于新源, 许波, 熊坤, 等. 箔条云团雷达回波建模与仿真

- [J]. 系统工程与电子技术,2017,39(1):79-85.
- YU X Y, XU B, XIONG K, et al. Modeling and simulation of the radar echo of chaff cloud[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2017,39(1):79-85 (in Chinese).
- [8] 李金梁,李永祯,王雪松,等. 低轨道空间箔条干扰的扩散模型[J]. 宇航学报,2010,31(4):1237-1243.
- LI J L, LI Y Z, WANG X S, et al. Chaff jamming diffusion model in low orbit space[J]. Journal of Astronautics,2010,31(4):1237-1243 (in Chinese).
- [9] 崔占忠,宋世和,徐立新. 近炸引信原理[D]. 北京:北京理工大学,2005:125-132.
- CUI Z Z, SONG S H, XU L X. The theory of proximity fuze [D]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press,2005:125-132 (in Chinese).
- [10] 栗苹. 无线电引信抗干扰理论[D]. 北京:北京理工大学,2019:51-67.
- LI P. Using quasi-Monte Carlo method to compute volume of point set [D]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press,2019:51-67 (in Chinese).
- [11] JAMES B, DENNIS M, PETER J. Chaff aerodynamics [D]. California:University of California,1975.
- [12] SEO D W, NAM H J, KWON O J, et al. Dynamic RCS estimation of chaff clouds [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2012,48(3):2114-2127.
- [13] HESONG H, ZHONG X T, SHI J C, et al. Experimental and numerical study of chaff cloud kinetic performance under the impact of high speed airflow [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(11):2080-2092.
- [14] 刘玉身,雍俊海,张慧,等. 使用拟蒙特卡罗方法计算点模型的体积 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2006,18(3):410-415.
- LIU Y S, YONG J H, ZHANG H, et al. Using quasi-Monte Carlo method to compute volume of point set [J]. Journal of Computer-aided Design & Computer Graphics,2006,18(3):410-415 (in Chinese).
- [15] KORAH N M. 雷达引信原理 [M]. 华恭,兴华,译. 北京:国防工业出版社,1980:189-195.
- KORAH N M. Principle of radar fuze [M]. HUA G, XING H, translated. Beijing:National Defense Industry Press,1980:189-195 (in Chinese).
- [16] 杜汉卿. 无线电引信抗干扰技术 [J]. 兵工学报,1980(1):96-122.
- DU H Q. Anti-jamming technology of radio fuze [J]. Acta Armamentarii,1980(1):96-122 (in Chinese).

Quantitative characterization method for anti-chaff-jamming performance of radio fuze based on probability of ignition

LI Ran, HAO Xinhong*, LI Ping

(Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Laboratory, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to overcome the shortage of existing anti-chaff-jamming quantitative characterization methods for radio fuze, taking the fuze of anti-aircraft missiles as an example, a quantitative characterization method of anti-chaff-jamming ability of radio fuze based on initiation probability is proposed by combining chaff cloud trajectory model and probability statistical method. Based on the analysis of the spiral descent motion of a single chaff wire, the trajectory of the chaff cloud is obtained by iterating the 6-DOF nonlinear difference equation. The dynamic volume density function of chaff cloud is derived by quasi-Monte Carlo method. The non-initiation probability of fuze under near-zone interference and far-zone interference of chaff cloud is calculated by using the motion model of chaff cloud and the dynamic volume density function, respectively. The trajectory model of chaff cloud is constructed based on MATLAB. After detailed analysis, the dynamic point distribution model of chaff cloud is obtained. On this basis, the dynamic volume density function of chaff cloud is obtained by quasi-Monte Carlo method. The volume of chaff cloud is obtained by using octree algorithm and least square surface method. Finally, the probability of fuze initiation caused by chaff cloud interference is calculated according to the probability definition formula. The results show that the proposed method is objective and reasonable, which provides a theoretical basis for designing the starting conditions of anti-chaff-cloud-interference algorithm of radio fuze in the future.

Keywords: radio fuze; chaff cloud; anti-jamming; quantitative characterization method; probability of ignition

Received: 2020-04-07; Accepted: 2020-08-17; Published online: 2020-08-25 08:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200824.1626.006.html

Foundation item: Weapons and Equipment Pre-Research Fund (61406190101)

* Corresponding author. E-mail: haoxinhong@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0132

复合材料层压板低速冲击行为及剩余拉伸强度

管清宇^{1,2}, 冯剑飞³, 夏品奇^{1,*}, 吴光辉⁴

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院 复合材料中心, 上海 201210;

3. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院 试验验证中心, 上海 201210;

4. 中国商用飞机有限责任公司, 上海 201210)



摘 要: 通过实验研究了复合材料层压板的低速冲击行为和剩余拉伸强度。首先, 通过冲击实验研究了冲头类型和铺层形式对层压板冲击响应的影响, 并通过凹坑深度、损伤投影面积、冲击力和冲击能量转化等对冲击损伤特性进行评估。其次, 通过准静态拉伸实验调查了层压板的冲击后拉伸响应和剩余拉伸强度。最后, 分析了冲头类型和铺层形式对层压板冲击行为和剩余拉伸强度的影响机理。结果表明: 冲头类型对层压板冲击损伤的影响与冲击接触面投影面积和凹坑深度的函数关系密切相关; 在较高的冲击能量下, 条刃形冲头是造成损伤的关键冲击威胁, 而立方角形冲头造成的损伤相对不严重; 铺层形式对层压板的冲击损伤阻抗性能和拉伸断裂形貌有明显的影响。

关键词: 复合材料; 层压板; 冲头形状; 冲击行为; 拉伸强度

中图分类号: TB332

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1220-13

由于复合材料层压板具有比强度高、比模量高、耐腐蚀、耐疲劳和力学性能可设计等优点, 其在飞机主要结构中的使用量不断增加^[1-3]。然而, 复合材料层压板对外来物低速冲击比较敏感, 这些冲击可能使层压板产生严重的内部损伤, 从而使其强度产生非常明显的下降^[4-6]。众所周知, 飞机机体结构在装配和运营过程中会难以避免地遭遇各类低速冲击威胁, 比如复合材料机翼下壁板有大量的维护通道, 在维护过程中工具的掉落和人员操作失误引起的设备碰撞等^[7]均有可能对其造成不可忽略的损伤。而复合材料机翼下壁板在飞行过程中主要承受拉伸载荷。因此有必要研究复合材料层压板的低速冲击行为及剩余拉伸强度, 以改善这类结构的损伤阻抗和损伤容限性能。

一些研究人员发现冲头参数对层压板的冲击行为和剩余拉伸强度有明显的影响。比如, Delaney等^[8]调查了冲头半径对复合材料层压板冲击凹坑深度和损伤投影面积的影响, 发现了小半径的冲头更容易产生明显的表面损伤(比如表面凹坑), 而较大半径的冲头更容易产生大面积的内部分层, 因此层压板冲击损伤的目视可检性高度依赖于冲头半径, 而层压板内部损伤的严重程度不能只依据目视检查确定。文献[9-13]和文献[14]分别对层压板和夹层结构进行了研究, 指出被尖锐冲头冲击的结构吸收更多的冲击能量, 造成的损伤也更集中, 以纤维断裂为主; 而半球形冲头产生了更高的冲击力和更短的接触时间, 造成的损伤以分层为主。实际上冲击威胁源通常多种多样, 对应的冲头形状也多种多样, 但一般可以

收稿日期: 2020-04-08; 录用日期: 2020-05-08; 网络出版时间: 2020-05-19 14:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200519.1232.001.html

* 通信作者。E-mail: xiapq@nuaa.edu.cn

引用格式: 管清宇, 冯剑飞, 夏品奇, 等. 复合材料层压板低速冲击行为及剩余拉伸强度[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1220-1232. GUAN Q Y, FENG J F, XIA P Q, et al. Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of composite laminates [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1220-1232 (in Chinese).

归结为3种主要形式:尖角形、条刃形和半球形。然而之前的研究通常更多地关注于半球形冲头对层压板冲击行为的影响,而对尖角形和条刃形冲头的研究相对较少,尤其是对冲击后拉伸强度的研究则屈指可数。此外,尚缺少对一般的冲头形状进行系统的几何学分析。因此,需要进一步系统地研究这些冲头形式对层压板冲击行为和冲击后拉伸强度的影响。

此外,也有一些研究调查了铺层比例对冲击行为及剩余强度的影响。Mili 和 Necib^[15]通过落锤冲击实验调查发现在低速冲击情况下层压板的铺层比例对冲击响应没有明显的影响。而文献[16-17]却得出了不同的结论,认为当相邻的铺层角度一致时会对层压板的冲击损伤阻抗能力产生不利的影响。文献[18-20]对二维织物增强复合材料层合板的研究也表明不同铺层比例的层合板低速冲击后拉伸的损伤扩展规律不同,且其冲击后拉伸强度下降均大于50%。可以看出,不同的研究人员对铺层比例的影响得出的结论尚不一致,因此有必要进一步地补充实验研究。

冲击损伤的表征及其与剩余拉伸强度的关系也是一项重要的研究内容。文献[21-23]发现凹坑深度与冲击能量呈正相关的关系,而损伤投影面积与冲击能量没有明显的关系。而文献[24-26]也尝试建立冲击能量和剩余拉伸强度的关系,但结果表明难以找到冲击能量和剩余拉伸强度的简单而直接的关系。此外,文献[27]对碳纤维/环氧树脂层压板的冲击后拉伸行为做了一些研究,发现一些小的冲击损伤反而使层压板的剩余拉伸强度增加了18%,即冲击损伤与剩余拉伸强度表现出了相反的关系。此外,文献[17]还发现了冲击凹坑深度与分层损伤投影面积呈负相关的关系,且凹坑深度是影响冲击后拉伸强度的重要变量。这些研究在损伤表征和剩余拉伸强度方面呈现了一些有参考意义的结论,但可以看出损伤的表征和剩余拉伸强度的关系尚不非常明确,至少还有一些模糊的地方。因此,有必要继续深入地研究冲击损伤表征之间的关系及其与剩余拉伸强度的关系。

本文通过落锤冲击实验进一步研究了冲头类型和铺层比例对复合材料层压板冲击响应的影响。为了评估试件的损伤,测量了凹坑深度、损伤投影面积、冲击力、冲击能量转化和剩余拉伸强度等指标,并分析了冲击能量、损伤表征和剩余拉伸强度之间的关系。

1 实验材料及方法

1.1 试件

试件原材料为 Hexcel 公司生产的 M21/IMA 碳纤维/环氧树脂预浸丝束,其固化后单层名义厚度为 0.187 mm。采用自动丝束铺放工艺(AFP)铺贴试板,试板共有2种铺层比例,如表1所示。将铺贴后的试板放入热压罐中进行高温固化,并采用水切割方法将固化后的试板切割成尺寸为 620 mm × 125 mm 的试件。试件名义厚度均为 3.740 mm。此外,试件2端还黏接有加强片,加强片长度为 100 mm,如图1所示。

表1 试件铺层

Table 1 Layup of test specimens

代码	铺层顺序	名义厚度/mm
L1	[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45] _s	3.740
L2	[45/0/-45/0/90/0/45/0/-45/0] _s	3.740

注:s表示铺层对称。

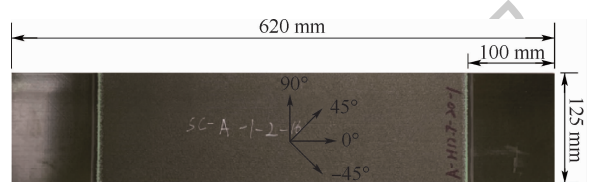


图1 试件尺寸

Fig. 1 Dimensions of test specimen

1.2 夹具和冲头

冲击实验夹具主要由支撑基座和压钳组成,其中支撑基座中间有 125 mm × 75 mm 的开口,而压钳用于固定试件,以防止冲击过程中试件移动或弹起,如图2所示。

制造了5种不同类型的冲头以研究其对层压板冲击行为的影响,包括3种尺寸的半球形冲头,以及条刃形冲头和立方角形冲头。其中,半球形



图2 冲击试件夹持

Fig. 2 Fixture of impact test specimen

冲头的直径分别为 12.7 mm、16 mm 和 25.4 mm (见图 3(a));条刃形冲头的刃口长度为 16 mm,倒圆半径为 2 mm (见图 3(b));立方角形冲头 3 条边夹角均为 90° , 边缘倒角为 2 mm (见图 3(c))。

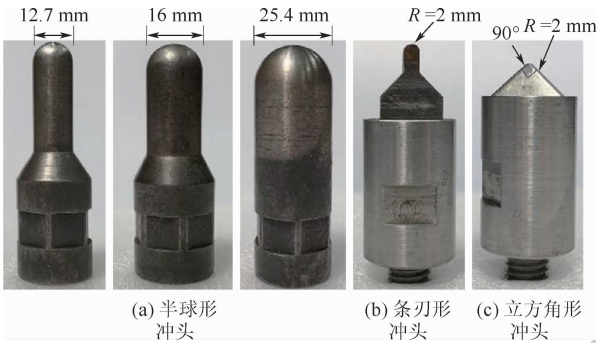


图 3 冲头
Fig. 3 Impactors

1.3 实验方法

按照 ASTM D7136/D7136M-15^[28] 开展落锤冲击实验,冲击实验机型号为 INSTRON 8802。冲击物的总重量为 7.50 kg。分别采用 35 J、50 J 和 60 J 的冲击能量进行冲击调查实验,以研究冲击能量、冲击损伤及剩余拉伸强度的关系。冲击过程中,采用力传感器和数据采集设备记录冲击时刻的速度和冲击力-时间曲线。并依据该曲线推导出冲击转化能量-时间曲线和冲击力-位移曲线。推导方法如下:

当数据采集间隔非常小时,可以近似认为冲击力在该采集间隔内是线性变化的。假设在 t_i 时刻冲击力为 F_i ,那么根据冲量定理,在 t_i 时刻冲头速度 v_i 为

$$v_i = v_{i-1} - \frac{F_i + F_{i-1}}{2m}(t_i - t_{i-1}) \quad (1)$$

在 t_i 时刻冲头位移 d_i 为

$$d_i = d_{i-1} + \frac{v_i + v_{i-1}}{2}(t_i - t_{i-1}) \quad (2)$$

在 t_i 时刻试件吸收的冲击能量 E_i 为

$$E_i = E_0 - \frac{1}{2}mv_i^2 \quad (3)$$

式中: m 为冲击物的总重量; E_0 为初始冲击能量。此外,初始冲击速度 $v_0 = \sqrt{\frac{2E_0}{m}}$,冲击力 F_i 和时间 t_i 由数据采集设备记录。

冲击结束后,采用数字千分表立即测量冲击点的凹坑深度。测量前先在远离冲击点的位置对千分表进行调零,然后将其测量探针移至冲击点

附近缓慢移动,读取凹坑深度的最大值,如图 4 所示。此外,在冲击点附近还产生了内部损伤,这些损伤包含了纤维断裂、分层和背面丝束劈裂等。采用超声 C 扫设备记录试件损伤的数字二维图像,并根据图像的色差自动计算了损伤面积,该面积主要为分层面积,并计入了背面丝束劈裂的情况,如图 5 所示。

对试件开展准静态拉伸实验,实验方法参照 ASTM D3039/D3039M-14^[29],拉伸速率为 2 mm/min。拉伸实验机的型号为 MTS-370,试件的夹持部分采用砂纸防滑。拉伸实验结束后观察并记录了试件断裂面的形貌。冲击和拉伸实验安排如表 2 所示。

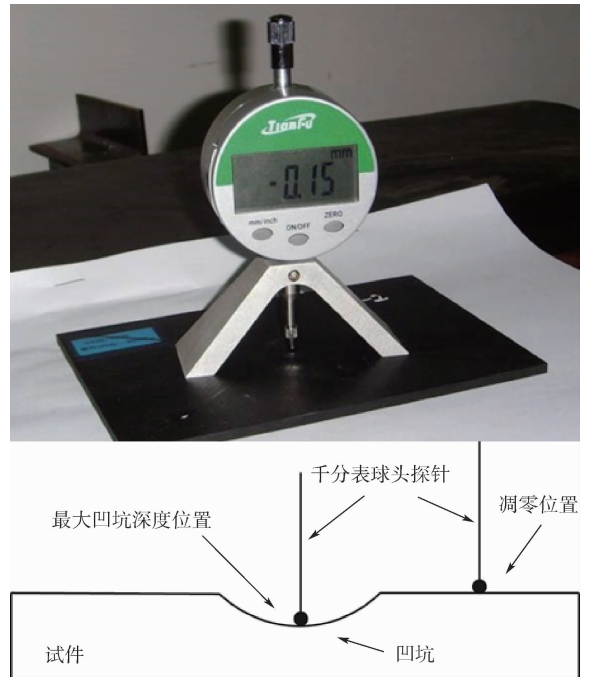


图 4 凹坑深度测量方法

Fig. 4 Methods for measuring dent depth

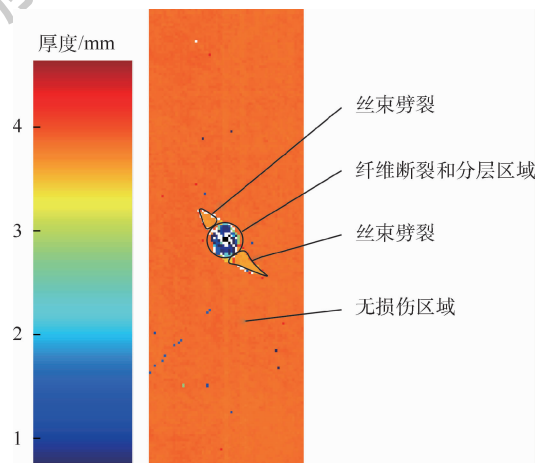


图 5 超声 C 扫二维图像

Fig. 5 Two-dimensional image of ultrasonic C scan

表 2 实验安排

Table 2 Test arrangement

铺层代码	冲头代码	冲头描述	冲击能量/J	备注
L1	N/A	N/A	N/A	拉伸实验
	H12.7	半球形冲头, $\Phi = 12.7$ mm	35, 50, 60	冲击后拉伸实验
	H16	半球形冲头, $\Phi = 16$ mm	35, 50, 60	冲击后拉伸实验
	H25.4	半球形冲头, $\Phi = 25.4$ mm	35, 50, 60	冲击后拉伸实验
L2	Strip	条刃形冲头	35, 50, 60	冲击后拉伸实验
	Corner	立方角形冲头	35, 50, 60	冲击后拉伸实验
	H16	半球形冲头, $\Phi = 16$ mm	35, 50, 60	冲击后拉伸实验

注:N/A 表示不适用。

2 结果与讨论

2.1 冲击行为分析

2.1.1 冲击损伤结果

试件冲击后的凹坑深度和损伤投影面积汇总结果如表 3 所示。试件冲击后的表面凹坑损伤形貌如图 6(a) 所示,用于表征试件内部损伤状态的超声 C 扫图像如图 6(b) 所示。基于这些冲击实

表 3 冲击实验结果汇总

Table 3 Summary of impact test results

铺层代码	冲头代码	凹坑深度/mm			损伤投影面积/mm ²		
		35 J	50 J	60 J	35 J	50 J	60 J
L1	H12.7	1.038	2.410	穿透	1 629	2 285	2 969
	H16	0.379	1.274	2.454	1 232	1 985	2 639
	H25.4	0.246	0.434	0.861	972	1 806	2 165
L2	Strip	0.207	2.584	穿透	2 000	2 754	3 021
	Corner	1.940	2.117	2.530	1 046	1 696	1 961
	H16	0.363	1.051	1.636	1 196	2 050	2 723

验结果,分析了冲头类型和铺层比例对复合材料层压板冲击损伤的影响。

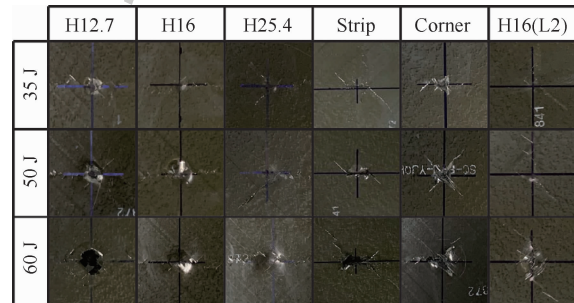
层压板的凹坑深度主要与 2 种因素相关:一是冲击接触面的压强,即在相同的冲击接触面积下,冲击力越大则造成的凹坑深度越大;而在相同的冲击力下,冲击面积越大则对应的凹坑深度越小^[30];二是层压板本身的损伤阻抗能力,例如在相同的冲击条件下,不同的铺层比例可能表现出不同的凹坑深度^[31]。

层压板的分层主要是由 2 种原因造成^[32-33]:一是在冲击点附近层压板会发生局部的弯曲变形,而弯曲变形会造成层间剪切应力,当层间剪切应力达到层间剪切强度时则会引起层间损伤或破坏;二是冲击造成的应力波沿层压板厚度方向传递,当应力波传递到层压板的背面时会发生反射产生拉伸应力波,从而造成层间拉伸应力,而层间拉伸应力达到层间拉伸强度时则会引起层间损伤起始或扩展。

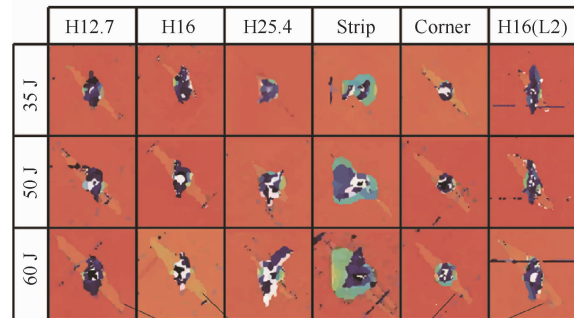
1) 冲头类型的影响

由表 3 可以看出,对于半球形冲头,在相同的冲击能量下,小直径的冲头产生了更深的凹坑和更大的损伤投影面积,而较大直径的冲头则相反。该现象似乎与文献[17]的研究相悖,该文献指出通常较小直径的冲头产生较小的损伤投影面积。然而通过图 6(b) 所示的冲击损伤超声 C 扫图片可以看出,在 35 J、50 J 和 60 J 3 种冲击能量下,小直径的冲头在 45° 方向产生了较长的丝束劈裂,其占总损伤投影面积的比例达 60% 左右,而较大直径的冲头则不易产生丝束劈裂现象。这是因为在较高的冲击能量下,小直径的冲头更容易造成厚度方向的损伤,从而使层压板背面产生明显的丝束劈裂区域,增大了损伤投影面积。但需要注意的是,丝束劈裂损伤对剩余强度的影响通常较小。

此外,在相同的冲击能量下,条刃形冲头造成的损伤投影面积最大,而立方角形冲头除 35 J 时由于背面劈丝增加了损伤投影面积,从而比 25.4 mm



(a) 试件表面损伤形貌



(b) 试件超声 C 扫图像

图 6 试件损伤

Fig. 6 Specimen damage

的半球形冲头造成的损伤投影面积稍大外,其他情况下其造成的损伤投影面积最小。这是因为条刃形冲头的冲击接触面积更大,从而造成了更大面积的损伤。而立方角形冲头的冲击接触面积相对较小,从而造成了更集中的损伤。由于立方角形冲头造成的损伤更为集中,因此在厚度方向损伤严重,试件背面更容易产生劈丝。这一点可以从图 6(b) 试件的 C 扫图片上较为直观地印证。

当冲击能量变化时,不同冲头造成的凹坑深度的变化规律不同。H12.7 半球形冲头和立方角形冲头最先产生较深的凹坑,但 H12.7 半球形冲头随着冲击能量增加很快发生穿透(如图 6(a) 所示,出现边缘整齐的断裂带),而立方角形冲头随着冲击能量增加凹坑深度的变化量则在减少。条刃形冲头也较为典型,其在初始冲击能量下的凹坑深度最小,但随着冲击能量增加很快发生了穿透。这说明随着冲击能量增加,不同的冲头使层压板产生凹坑的能力不同。

由于凹坑深度主要与冲击接触面的压强有关,因此从几何学方面研究了不同冲头对应的冲击接触面投影面积和凹坑深度的函数关系(见图 7),并详细分析了本文中的 5 种冲头对应的冲击接触面投影面积与凹坑深度的关系曲线(见图 8), D 为直径, d 为冲头尖部至阴影面积的距离, S 为阴影部分面积, L 为长度。显而易见,对于本文中的 5 种冲头,冲头对应曲线的斜率与其使层压板产生凹坑的能力呈负相关性,即冲头对应曲线的斜率越大,则其越不容易使层压板产生凹坑;反之,冲头对应曲线的斜率越小,则其越容易使层压板产生凹坑。由图 8 可以看出,当凹坑深度(冲击能量)较小时,立方角形冲头对应曲线的斜率最小,H12.7 冲头、H16 冲头和 H25.4 半球形冲头依次次之,而条刃形冲头对应曲线的斜率最大。这说明在凹坑深度(冲击能量)较小时,立方角形冲头最容易使层压板产生凹坑,而条刃形冲头则最不容易使层压板产生凹坑。这与表 3 中 35 J 冲击能量下凹坑深度相一致。此外,由图 8 还可以看出,当随着凹坑深度(冲击能量)增加时,立方角形冲头对应曲线的斜率逐渐增大,而 H12.7 半球形冲头和条刃形冲头对应曲线的斜率最先达到了 0。这说明随着凹坑深度(冲击能量)增加,立方角形冲头使层压板凹坑深度继续增加的能力逐步变小,而 H12.7 半球形冲头和条刃形冲头使层压板凹坑深度继续增加的能力逐步变大,并会迅速使层压板发生穿透。这与表 3 中凹坑深度的变化规律相一致。

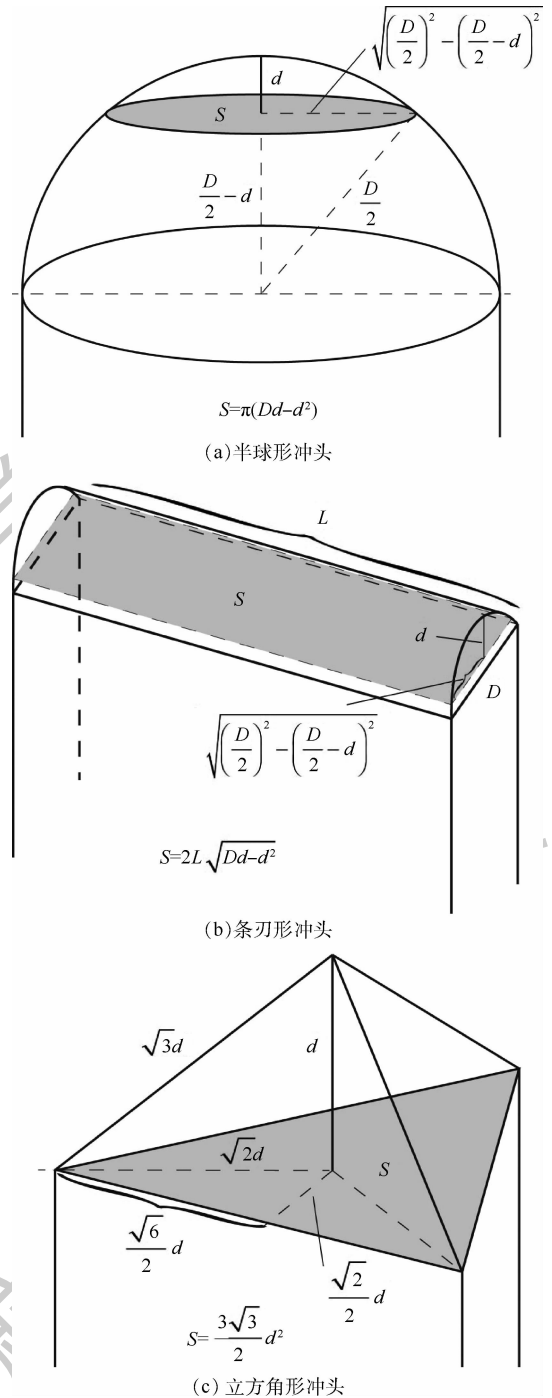


图 7 不同冲头类型对应的冲击接触面投影面积和凹坑深度的函数关系

Fig. 7 Function relationship of projection area of impact contact surface with dent depth corresponding to different impactor types

2) 铺层比例的影响

由表 3 可以看出,对于 H16 冲头的情况,L1 铺层产生的凹坑深度分别为 0.379 mm、1.274 mm 和 2.454 mm,比 L2 铺层产生的凹坑深度分别大 4.4%、21% 和 50%。这很可能是因为 L1 铺层试件的弯曲刚度比 L2 铺层试件的弯曲刚度小,因此在相同的冲击能量下 L1 铺层的试件更容易在局

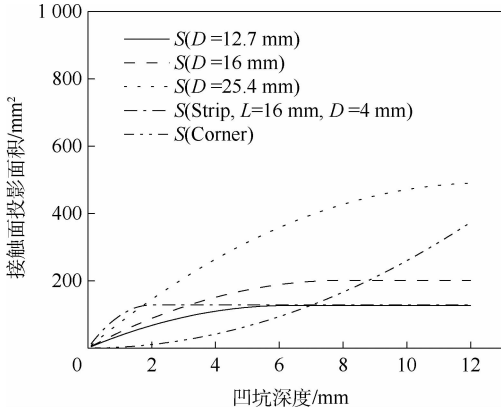


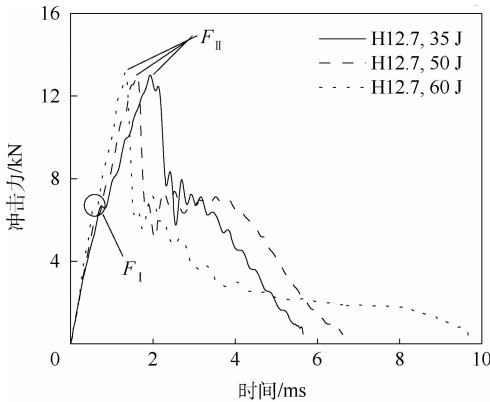
图8 5种冲头对应的冲击接触面投影面积与凹坑深度的关系

Fig. 8 Relationship of projection area of impact contact surface with dent depth corresponding to five impactors

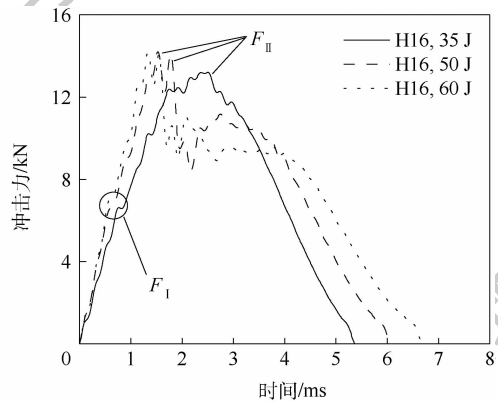
部产生更大的弯曲变形,从而产生更显著的凹坑。然而与凹坑深度差异显著所不同的是,在相同的冲击能量下 L1 铺层试件产生的损伤投影面积(分别为 1 232 mm²、1 985 mm² 和 2 539 mm²)与 L2 铺层产生的损伤投影面积(分别为 1 196 mm²、2 050 mm² 和 2 723 mm²)最大差异仅为 6.7%。因此可以认为,铺层比例对损伤面积虽然有影响,但该影响十分有限。

2.1.2 冲击力

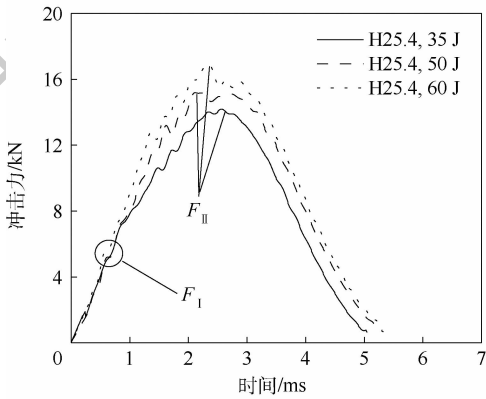
图9为不同冲头在3种冲击能量下的冲击力-时间历程曲线。为了消除环境信号的干扰,采用快速傅里叶变换方法(FFT)对其进行了滤波处理。可以看出,不同冲头产生的冲击力-时间曲线



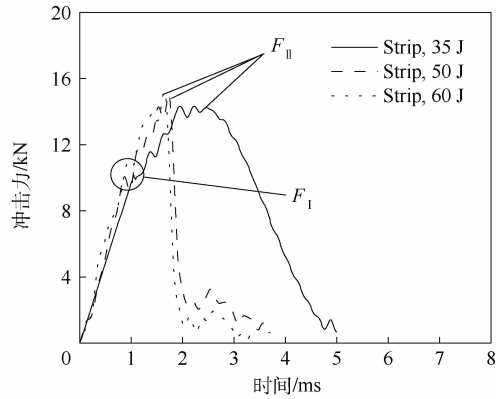
(a) H12.7冲头



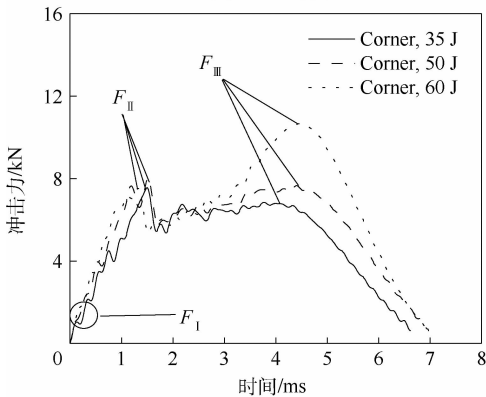
(b) H16冲头



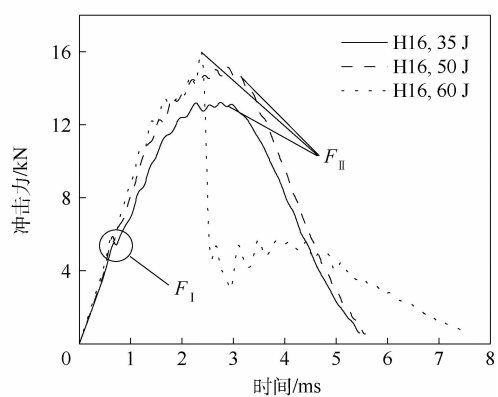
(c) H25.4冲头



(d) 条形冲头



(e) 立方角形冲头



(f) H16冲头(L2铺层)

图9 不同冲头的冲击力-时间曲线

Fig. 9 Impact force-time curves of different impactors

完全不同。图9(a)是典型的冲击力-时间历程曲线,在冲击的初始阶段,冲击力随时间线性增加,在达到特征冲击力 F_1 时试件刚度发生了明显的改变,此时试件内部开始产生分层损伤^[17,20]。随着冲击力不断增大,分层也不断增加,并在达到最大冲击力 F_{II} 后试件刚度发生剧烈地下降,此时试件内部产生纤维断裂^[17,20]。因此通过冲击力曲线的2个特征冲击力(F_1 和 F_{II})可以判断试件的分层和纤维断裂发生的时刻。

由图9(a)~(c)可以看出,3种半球形冲头造成层压板初始分层损伤所需要的冲击力 F_1 均在6 kN左右,没有显著的差别;而3种冲头产生的最大冲击力 F_{II} 却显著不同。H12.7冲头在3种冲击能量下产生的冲击力在13 kN左右时出现了剧烈地下降,这时层压板内部产生了明显的纤维断裂。H16冲头在35 J的冲击能量下最大冲击力约为13 kN,但没有出现剧烈地下降,而在冲击能量为50 J和60 J时,最大冲击力 F_{II} 在14 kN左右,并出现剧烈下降,说明此时层压板开始产生纤维断裂。而H25.4冲头在最大冲击力为17 kN左右时冲击力曲线尚未剧烈下降,说明此时层压板尚未出现纤维断裂。可以看出,半球形冲头的直径越大,其造成层压板纤维损伤所需要的冲击力就越大。

由图9(d)可以看出,条刃形冲头造成层压板初始分层损伤所需要的冲击力 F_1 为10 kN左右,高于其他的冲头,可见条刃形冲头需要更大的冲击力才能使层压板产生初始分层。而条刃形冲头造成纤维断裂所需的冲击力 F_{II} 在15 kN左右,与H16冲头相近,但其出现纤维断裂后冲击力剧烈下降至不到1 kN,说明此类冲头一旦造成纤维断裂则层压板很快发生穿透现象。

由图9(e)可以看出,立方角形冲头在3种冲击能量下表现出了相似的冲击行为,其造成层压板初始分层损伤和纤维断裂损伤所需要的冲击力分别为不到2 kN(对应 F_1)和8 kN左右(对应 F_{II}),均远低于其他冲头。可见此类冲头更容易使层压板产生初始分层和纤维断裂。这是因为该类冲头较为尖锐,冲击力较小时试件内部即会造成初始分层和纤维断裂。此外,还观测到了此类冲头特有的冲击行为,即在试件出现纤维断裂造成冲击力陡降后又出现了新的冲击力峰值 F_{III} 。这与2.1.1节对该冲头的几何分析相一致,虽然立方角形冲头更容易使层压板产生初始分层和纤维断裂,但随着冲击能量增加,其几何特征决定了其在冲击过程的后期会遭遇更大的阻力。

对比图9(b)和图9(f)可以看出,在H16冲头情况下,L2铺层的初始分层损伤所需要的冲击力 F_1 为6 kN左右,与L1铺层无显著差异;而L2铺层的纤维断裂损伤所需要的冲击力 F_{II} 为15 kN左右,比L1铺层高约8%,说明L2铺层的纤维断裂损伤阻抗能力略高于L1铺层。该现象与L2铺层的凹坑深度略低于L1铺层的凹坑深度相一致。

2.1.3 冲击能量

图10为不同冲头在3种冲击能量下的试件吸收能量-时间历程曲线。可以看出,不同冲头产生的试件吸收能量-时间曲线完全不同。图10(a)是典型的试件吸收能量-时间历程曲线,在冲击的初始阶段,冲头的动能随时间一部分转化为试件的弹性势能,另一部分用于产生分层和纤维断裂等损伤。在达到最大转化能量 E_{max} 时,冲头的动能变为0 J,试件存储的弹性势能开始再次转化为冲头的动能,并在某一能量水平下与冲头发生分离。此时最大转化能量 E_{max} 与冲头动能之差即为试件最终吸收的冲击能量 E_{ab} 。该能量主要用于产生试件的损伤,包括凹坑、分层和纤维断裂等。因此通过观察试件吸收的冲击能量 E_{ab} 可以判断试件损伤的严重程度。

由图10(a)~(c)可以看出,在冲击能量为35 J时,H12.7冲头对应的能量吸收量为27.1 J,明显高于H16冲头的19.2 J和H25.4冲头的12.7 J。这也再次印证了H12.7冲头造成的试件损伤更严重,产生了较多的纤维断裂,这与图9(a)中对冲击力曲线的分析相一致。随着冲击能量增加至50 J,H12.7冲头对应的能量吸收量为40.4 J,仍高于H16冲头的39.9 J和H25.4冲头的24.2 J。且随着冲击能量增加,同一冲头的能量吸收率也增加。当冲击能量继续增加至60 J时,H12.7冲头对应的能量吸收率接近100%,此时冲头已经穿透试件并嵌入其中,因此冲击能量几乎全部用于产生试件的损伤,与图9(d)中冲击力曲线的急剧下降相一致。此外,其他2种冲头的冲击能量吸收率也进一步提高。

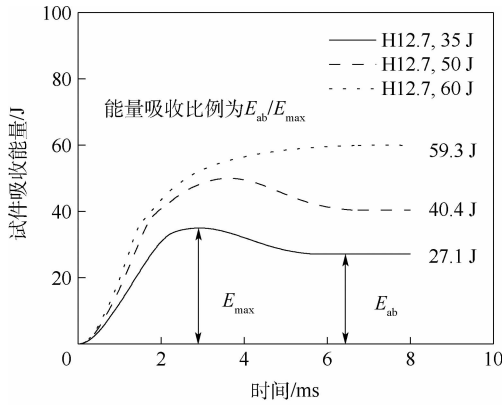
由图10(d)可以看出,在冲击能量为35 J时,条刃形冲头对应的能量吸收量为12.3 J,能量吸收率也相对较低,说明此时试件主要产生了分层损伤,与图9(d)中冲击力曲线没有出现陡降现象相一致。随着冲击能量增加至50 J,条刃形冲头的能量吸收率接近100%,此时试件虽然未被完全穿透但冲头已经嵌入了试件且几乎没有发生回

弹,因此冲击能量被完全吸收。当冲击能量继续增加至 60 J,冲击转化能量在 50 J 左右即开始平稳,此时试件已经被穿透,冲头继续前进与试件断裂面摩擦吸收冲击能量,因此冲击能量吸收较为缓慢,在 7 ms 左右才达到峰值 60 J。随后冲头根部的挡块接触试件后使试件产生一定的弯曲变形,随后与试件一起产生轻微的回弹,随着弹性势能的释放,试件最终吸收的冲击能量为 57.7 J。

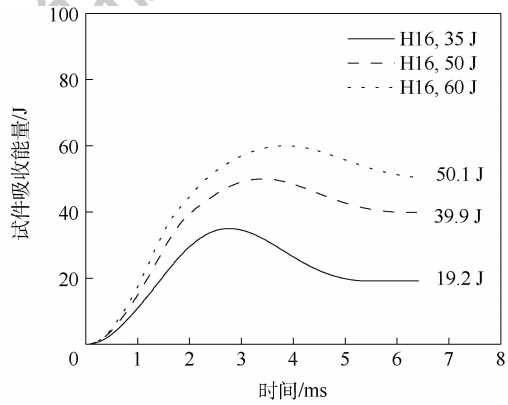
由图 10(e)可以看出,立方角形冲头在 3 种冲击能量下表现出相似的冲击能量吸收行为,且

能量吸收率均介于 77% ~ 84% 之间。由于立方角形冲头较为尖锐,冲击力较小时试件内部即出现了严重的纤维断裂,因此能量吸收率一直相对较高。当冲击能量增大时,由于冲击接触面积的显著增加,试件纤维断裂情况不像 H12.7 和条刃形冲头一样迅速增加,因此最终的冲击能量吸收率并没有非常显著的改变。

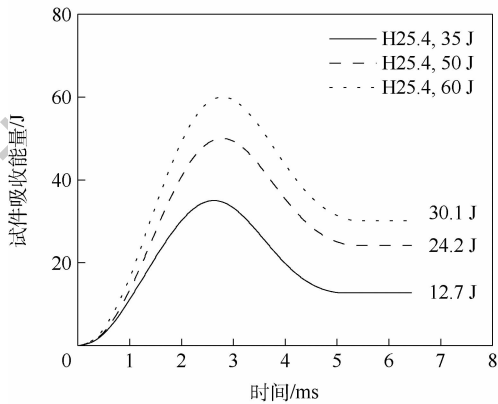
对比图 10(b)和图 10(f)可以看出,在冲击能量为 35 J 时,L1 铺层对应的能量吸收量为 19.2 J,而 L2 铺层对应的能量吸收量为 15.0 J,L1 铺层略高于 L2 铺层。此时 2 种铺层对应的主要损伤



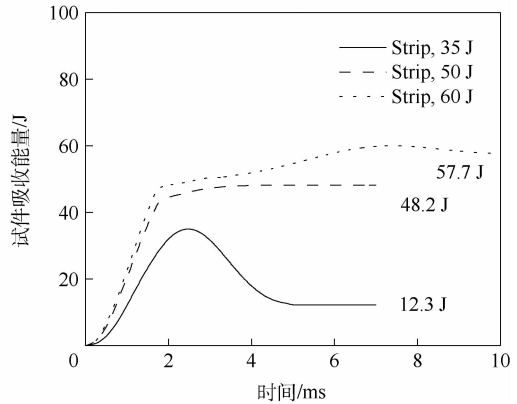
(a) H12.7冲头



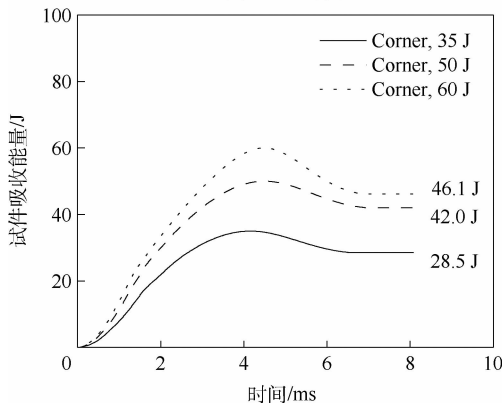
(b) H16冲头



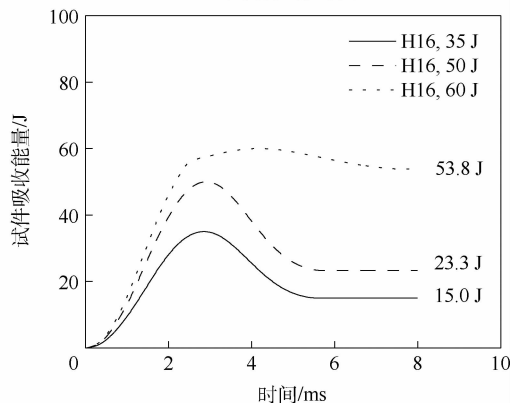
(c) H25.4冲头



(d) 条刃形冲头



(e) 立方角形冲头



(f) H16冲头(L2铺层)

图 10 不同冲头对应的试件吸收能量-时间曲线

Fig. 10 Specimen absorbed energy-time curves of different impactors

形式均为分层,由表3可知L1铺层试件的分层面积比L2铺层试件略高,与能量吸收情况基本相一致。随着冲击能量增加至50 J,L1铺层对应的能量吸收量为39.9 J,而L2铺层对应的能量吸收量为23.3 J,L1铺层明显高于L2铺层,说明L2铺层的冲击损伤阻抗能力高于L1铺层。根据2.1.2节中对冲击力曲线的分析可知,此时L1铺层试件产生了纤维断裂,而L2铺层试件仍以分层为主,因此L1铺层试件吸收的冲击能量显著高于L2铺层试件。当冲击能量继续增加至60 J时,L1铺层和L2铺层对应的冲击能量吸收量分别为50.1 J和53.8 J,能量吸收率均较高且无显著差异。根据2.1.2节中对冲击力曲线的分析,此时2种铺层试件均产生了严重的纤维断裂,因此两者均吸收了较多的冲击能量。

2.2 剩余拉伸强度分析

2.2.1 拉伸断裂结果

试件冲击后剩余拉伸强度汇总结果如表4所示,而未冲击试件的拉伸强度为533 MPa。试件的剩余拉伸强度主要与内部纤维断裂程度有关,内部纤维断裂程度越严重,则剩余拉伸强度越低,反之则剩余拉伸强度越高。

对比3种半球形冲头可以发现,在3种冲击能量下,H12.7冲头对应的剩余拉伸强度均低于H16冲头和H25.4冲头。显然,这说明了H12.7冲头造成了更严重的纤维断裂,因此对应的剩余拉伸强度也越低。

对于条刃形冲头,在冲击能量为35 J时,试件剩余拉伸强度为427 MPa,高于H12.7冲头和H16冲头,但略低于H25.4冲头。在低能量时条刃形冲头的冲击接触面积相对较大,因此试件损伤相对较小,剩余拉伸强度相对较大。随着冲击能量增加至50 J,试件剩余拉伸强度剧烈下降至305 MPa。根据前述冲击力和冲击能量分析可知,此时试件出现了严重的纤维断裂,因此剩余拉伸强度急剧下降。当冲击能量继续增加至60 J时,剩余拉伸强度缓慢下降至286 MPa。说明对于

表4 拉伸实验结果汇总

Table 4 Summary of tensile test results

铺层代码	冲头代码	剩余拉伸强度/MPa		
		35 J	50 J	60 J
L1	H12.7	357	355	337
	H16	404	372	357
	H25.4	459	399	367
L2	Strip	427	305	286
	Corner	388	369	355
	H16	1 021	928	824

条刃形冲头情况,试件内部出现明显的纤维断裂后,继续增加冲击能量对剩余强度的影响逐渐降低。

对于立方角形冲头,在冲击能量为35 J时,剩余拉伸强度为388 MPa,相对较低。这是因为立方角形冲头相对较尖锐,在较低冲击能量时即产生了较严重的纤维断裂,从而造成较低的剩余拉伸强度。而随着冲击能量继续增加至50 J和60 J,试件的剩余拉伸强度降低至369 MPa和355 MPa,下降幅度相对较小。这是因为随着凹坑深度增加,立方角形冲头的几何特征决定了其会遭遇更大的阻力,因此其使试件继续产生纤维断裂的能力降低,从而试件剩余拉伸强度的变化也不显著。

对比L1铺层和L2铺层的试件剩余拉伸强度可以看出,在相同的冲击能量下,L1铺层对应的剩余拉伸强度均小于L2铺层对应的剩余拉伸强度。这是因为L2铺层的0°铺层比例更高,而拉伸强度主要由0°铺层的纤维提供,因此L2铺层表现出更高的拉伸强度。此外,可以看出L1铺层的剩余拉伸强度下降率比L2铺层平缓。这主要是因为L2铺层的0°铺层比例更高,试件内部出现纤维断裂后,其在拉伸载荷下表现出更高的应力集中,从而剩余拉伸强度下降也越明显。2种铺层试件的典型拉伸断裂形貌如图11所示。可以看出,L1铺层的断裂面主要发生在±45°方向,而L2铺层的断裂面主要在横截面方向。这主要是因为L1铺层的±45°方向的铺层比例较高,其失效主导了试件的整体失效,因此试件断裂面为±45°方向;而L2铺层的0°方向的铺层比例相对较高,其失效主导了试件的整体失效,因此试件断裂面为横截面方向。

2.2.2 拉伸应力-位移曲线

图12为不同冲头对应的冲击后拉伸应力-位移曲线。可以看出,这些曲线在5 mm左右存在一个斜率转折点,即在转折点之前近似为线弹性

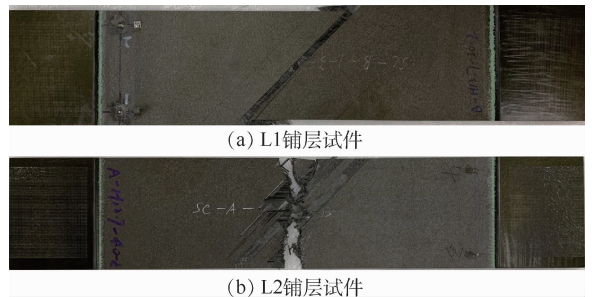


图11 试件典型拉伸断裂形貌

Fig. 11 Typical tensile fracture morphology of test specimens

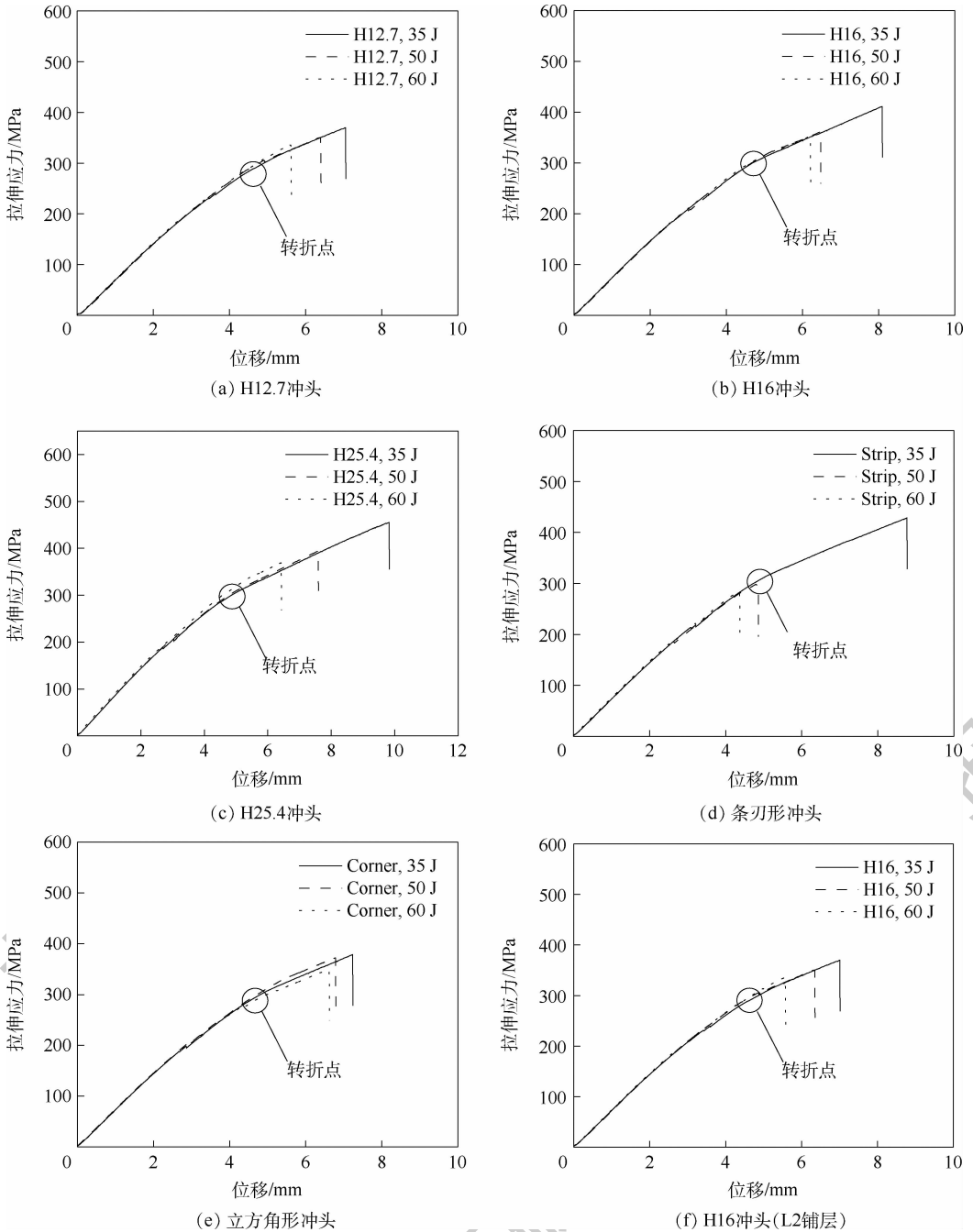


图 12 不同冲头条件下的拉伸应力-位移曲线

Fig. 12 Tensile stress-displacement curves under different impactor conditions

阶段,到达转折点之后试件刚度发生明显变化。

在线弹性阶段内,虽然不同的冲头和冲击能量造成的试件损伤程度各不相同,但试件的拉伸刚度却几乎没有差异。这是因为冲击损伤纤维断裂区域与试件尺寸相比仍然较小,而拉伸刚度反映试件的整体特性,因此在线弹性阶段,不同情况下的拉伸刚度几乎一致。

曲线在转折点之后斜率发生下降,即试件刚度发生了一定程度的下降,这说明试件在加载至一定应力水平时发生了塑性变形。这些塑性变形很可能是试件内部的纤维断裂由冲击点处向两边

逐步扩展造成的,因为试件刚度主要由承载的纤维数量决定,所以承载的纤维数量减少导致了试件刚度的降低。此外,这些曲线没有发生显著的陡降现象,这说明纤维断裂的过程是相对稳定的。

3 结 论

本文通过实验方法研究了 M21/IMA 复合材料层压板在不同冲头类型和不同冲击能量下的冲击行为及冲击后剩余拉伸强度。得出了以下结论:

1) 在较高的冲击能量下,层压板背面产生劈

丝时,不同冲头产生的凹坑深度与损伤面积不一定呈负相关的关系。而由于小直径的冲头通常造成更严重的劈丝,因此通常其造成的损伤面积也更大。但当不考虑劈丝情况时,小直径的冲头造成的损伤面积通常较小,而造成的凹坑更为严重。

2) 在较高的冲击能量下,立方角形冲头造成的损伤集中且损伤面积较小,对应的拉伸强度也更高,因此其通常不是关键的冲击威胁情形。而条形冲头造成的影响较大,其比相似尺寸的半球形冲头更容易造成层压板穿透,且对应的层压板拉伸强度下降剧烈,因此其是关键冲击威胁情况。

3) 在相同冲击条件下,铺层比例对层压板的纤维损伤阻抗能力有显著影响,弯曲刚度较大的层压板的纤维损伤阻抗能力更高。但铺层比例对损伤面积的影响十分有限。

4) 冲击过程中试件的纤维断裂消耗较多的冲击能量,而分层损伤消耗的冲击能量相对较少。因此计算能量吸收率也可以作为估计层压板损伤的一种方法。

5) 铺层比例影响了层压板的拉伸断裂形貌, $\pm 45^\circ$ 铺层比例较高的层压板,其拉伸断裂面为 $\pm 45^\circ$ 方向;而 0° 方向铺层比例较高的层压板,其拉伸断裂面为横截面。

6) 在线弹性范围内,冲击损伤几乎不会影响复合材料层压板的刚度,但在达到一定的拉伸应力时冲击损伤会发生缓慢地扩展,从而使层压板发生塑性变形,刚度也随之发生较明显的改变。

参考文献 (References)

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
DU S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12 (in Chinese).
- [2] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
DU S Y, GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese).
- [3] LIU H B, FALZON B G, TAN W. Experimental and numerical studies on the impact response of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2018, 136: 101-118.
- [4] 林智育, 许希武. 含冲击损伤复合材料加筋层板压缩剩余强度[J]. 航空学报, 2009, 30(1): 56-61.
LIN Z Y, XU X W. Residual compressive strength of stiffened composite laminates with impact damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(1): 56-61 (in Chinese).
- [5] AHN S S, HONG S W, KOO J M, et al. Evaluation of compressive residual strength in composite material under impact damage[J]. Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers, 2013, 37(4): 503-509.
- [6] ANDREWA J J, SRINIVASANA S M, AROCKIARAJAN A. Parameters influencing the impact response of fiber-reinforced polymer matrix composite materials: A critical review[J]. Composite Structures, 2019, 224(9): 1-26.
- [7] CMH-17 Committee. Composite materials handbook. Vol 3: Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis [M]. Detroit: SAE International, 2012: 2-33.
- [8] DELANEY M P, FUNG S Y K, KIM H. Dent depth visibility versus delamination damage for impact of composite panels by tips of varying radius [J]. Journal of Composite Materials, 2018, 52(19): 2691-2705.
- [9] MITREVSKI T, MARSHALL I H, THOMSON R, et al. The influence of impactor shape on the damage to composite laminates [J]. Composite Structures, 2006, 76: 116-122.
- [10] MITREVSKI T, MARSHALL I H, THOMSON R, et al. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes [J]. Composite Structures, 2006, 76: 209-217.
- [11] YU Z F, GAO S J. Increase of contact radius due to deflection in low velocity impact of composite laminates and prediction of delamination threshold load [J]. Composite Structures, 2016, 147: 286-293.
- [12] AMARO A M, REIS P N B, MAGALHAES A G, et al. The effect of the impactor diameter and boundary conditions on low velocity impact composites behavior [J]. Applied Mechanics and Materials, 2007, 7: 217-222.
- [13] BULENT M I, BINNUR G K, MEHMET E D, et al. Impactor diameter effect on low velocity impact response of woven glass epoxy composite plates [J]. Composites Part B, 2013, 50: 325-332.
- [14] ALI K, MEHMET S, HALIL M E, et al. Effect of impactor shapes on the low velocity impact damage of sandwich composite plate: Experimental study and modelling [J]. Composites Part B, 2016, 86: 143-151.
- [15] MILI F, NECIB B. The effect of stacking sequence on the impact-induced damage in cross-ply E-glass/epoxy composite plates [J]. Archive of Applied Mechanics, 2009, 79(11): 1019-1031.
- [16] CZANOCKI P. Delamination resistance of laminates with various stacking sequences against low velocity impacts [J]. Solid State Phenom, 2015, 240: 143-148.
- [17] ZHOU J W, LIAO B B, SHI Y Y, et al. Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of CFRP laminates [J]. Composites Part B, 2019, 161: 300-313.
- [18] 邹健, 程小全, 陈浩, 等. 二维织物增强层合板高速冲击后拉伸性能模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(6): 638-642.
ZOU J, CHENG X Q, CHEN H, et al. Tensile properties simulation of two-dimensional woven reinforced composite laminates after high velocity impact [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(6): 638-642 (in Chi-

- nese).
- [19] 程小全,康妍蒙,邹健,等. 平面编织复合材料层合板低速冲击后的拉伸性能[J]. 复合材料学报,2008,25(5):163-168.
CHENG X Q,KANG X M,ZHOU J,et al. Tensile properties of plane woven composite laminates after low velocity impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2008,25(5):163-168(in Chinese).
- [20] 屈天骄,郑锡涛,范献银,等. 复合材料层合板低速冲击损伤影响因素分析[J]. 航空材料学报,2011,31(6):81-86.
QU T J,ZHENG X T,FAN X Y. Exploration of several influence factors of low-velocity impact damage on composite laminates[J]. Journal of Aeronautical Materials,2011,31(6):81-86(in Chinese).
- [21] AKTAS M, ATAS C, ICTEN B M, et al. An experimental investigation of the impact response of composite laminates[J]. Composite Structure,2009,87:307-313.
- [22] EVCI C, GULGEC M. An experimental investigation on the impact response of composite materials[J]. International Journal of Impact Engineering,2012,43:40-51.
- [23] LI X K, LIU P F. Experimental analysis of low-velocity impact behaviors of carbon fiber composite laminates[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention,2017,17(6):1126-1130.
- [24] XU Z, YANG F, GUAN Z W, CANTWELL W J. An experimental and numerical study on sealing effects in the low velocity impact response of CFRP laminates[J]. Composite Structure,2016,154:69-78.
- [25] BALASUBRAMANI V, BOOPATHY S R. Prediction of residual tensile strength of laminated composite plates after low velocity impact[J]. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences,2014,9:320-325.
- [26] KHAN H A, NIGAR M, CHAUDHRY I A. Tensile behavior of unidirectional carbon reinforced composites for aerospace structures under varying strain rates[J]. Applied Mechanics and Materials,2015,798:357-361.
- [27] MOSALLAM A, SLENK J, KREINER J. Assessment of residual tensile strength of carbon/epoxy composites subjected to low-energy impact[J]. Journal of Aerospace Engineering,2008,21(4):249-258.
- [28] ASTM Committee. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event: ASTM D7136/D7136M-15[S]. West Conshohocken;ASTM International,2015.
- [29] ASTM Committee. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates: ASTM D3039/D3039M-14[S]. West Conshohocken;ASTM International,2012.
- [30] DANIEL W, HYONNY K. Effect of impactor radius on low-velocity impact damage of glass/epoxy composites[J]. Journal of Composite Materials,2012,46(25):3137-3149.
- [31] HITCHEN S, KEMP R. The effect of stacking sequence on impact damage in a carbon fiber/epoxy composite[J]. Composites,1995,26(3):207-214.
- [32] LI T, YANG Y, YU X, et al. Micro-structure response and fracture mechanisms of C/SiC composites subjected to low-velocity ballistic penetration[J]. Ceramics International,2017,43:6910-6918.
- [33] LI T, MO J, YU X, et al. Mechanical behavior of C/SiC composites under hypervelocity impact at different temperatures: Micro-structures, damage and mechanisms[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing,2016,88:19-26.

Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of composite laminates

GUAN Qingyu^{1,2}, FENG Jianfei³, XIA Pinqi^{1,*}, WU Guanghui⁴

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Composite Center, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 201210, China;

3. Test Verification Center, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of

China Ltd., Shanghai 201210, China; 4. Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The low-velocity impact behavior and residual tensile strength of composite laminates are experimentally studied in this paper. Firstly, the effects of impactor type and layup type on the impact responses of laminates are investigated by impact tests, and damage characteristics are evaluated by using the dent depth, damage projection area, impact force and impact energy translation. Secondly, the tensile response and residual tensile strength of the laminates after impact are investigated by quasi-static tensile tests. Finally, the mechanism of the effects of impactor type and layup type on the impact behavior and residual tensile strength of the laminates are analyzed. The results indicate that: the effect of impactor type on impact damage of composite laminate is closely related to the function of the projection area of impact contact surface with the dent depth; under the condition of high impact energy, the strip impactor is a critical impact threat to damage, while the damage caused by corner impactor is relatively not serious; the type of layup has a remarkable influence on the impact damage resistance performance and tensile fracture morphology of the laminates.

Keywords: composite; laminate; impactor shape; impact behavior; tensile strength

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0140

静态随机存储器在轨自检算法



吴洋¹, 王羿^{2,*}, 于新宇², 许智龙², 任放³, 黄缙³

(1. 中国科学技术大学, 合肥 230026; 2. 中国科学院 安徽光学精密机械研究所, 合肥 230031;

3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 静态随机存储器(SRAM)在轨自检应用于星载电子设备上电初始化过程中,能够在电子设备开始工作前发现存储器的故障单元,为评估电子设备健康状态提供依据。分析了SRAM的结构和常见的故障原理,针对在轨应用这一特殊背景开展研究,提出了对典型测试算法的改进方案。在完成对改进方案的分析和评价后,以8 K×8 bit存储器为例开展算法的实现,并验证了改进方案的可行性。与典型测试算法相比,所提改进方案具有资源开销少、故障覆盖率高等优点。

关键词: 静态随机存储器(SRAM); 在轨自检; March 算法; 集成电路测试; 航天产品

中图分类号: TP301.6

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1233-08

静态随机存储器(Static Random Access Memory, SRAM)广泛应用于星载电子设备中。星载微处理器技术的不断发展,对数据处理的要求逐渐提升。传统的微处理器(例如8032)是从PROM中读取程序,从SRAM中读取或存放数据。而高性能微处理器(例如TSC695F、BM3803、DSP等)则是从SRAM中读取程序并执行,这对SRAM的可靠性提出了更高的要求。与此同时,存储器自身也在不断发展,容量越来越大、集成度越来越高、芯片尺寸越来越小、工作频率越来越高。这些优点也产生了制造环节多、工艺复杂等不利因素,容易出现缺陷甚至物理故障^[1-4]。

国内外学者及航天专业的研究人员对SRAM的使用及测试做了大量而深入的研究,包括测试算法、可靠性使用方法、测试电路方案等多项内容,从芯片设计、应用案例到软件控制算法等多方面,极大地促进了SRAM的发展。这些研究有的从微电子、集成电路设计的方面进行研究^[5-6],通

过对存储单元电路结构进行优化,内建自测试电路或增加纠错电路等,保证存储单元故障时仍能正常工作;有的从存储器生产完成后测试的方面进行研究^[7-9],通过测试算法,逐个存储单元进行检查,通过优化算法,在尽可能短的时间内完成覆盖所有测试项,保证器件出厂时所有存储单元均工作正常;还有从在轨应用的角度出发^[10],研究各种检错纠错的算法,保证存储器在空间环境中发生单粒子翻转效应(SEU)时,用最少的资源和最简单的方案将翻转的存储单元纠正。然而,SRAM在轨自检方法的研究情况相对较少。

SRAM自检,通常发生在星载电子设备的初始化过程中,即从电子设备上电到开始正常工作之前。这段时间微处理器通常完成寄存器配置、接口芯片使能和参数设置,复杂的CPU还包括操作系统的加载和启动过程。FPGA作为控制器的系统,主要是复位过程中寄存器的初始化工作等。

SRAM在轨自检具备以下几个特点:①存储

收稿日期: 2020-04-13; 录用日期: 2020-07-25; 网络出版时间: 2020-08-04 09:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200803.1752.002.html

基金项目: 王宽诚教育基金“先进偏振遥感技术与应用国际团队”(GJTD-2018-15)

* 通信作者. E-mail: wangyi@aiofm.ac.cn

引用格式: 吴洋, 王羿, 于新宇, 等. 静态随机存储器在轨自检算法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1233-1240.

WU Y, WANG Y, YU X Y, et al. Algorithm of in-orbit SRAM for self-inspection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1233-1240 (in Chinese).

器电路连接方式与正常使用时一致,无法完全按照元器件生产完成后的测试方法进行测试;②存储器的主要故障原因是力学造成引脚与焊盘接触不良,空间辐射环境^[11-12]或器件老化造成部分存储单元失效;③自检时间要求短,资源消耗有限;④需要将自检结果下载到地面,且数据应尽可能精简。

SRAM 在轨自检,用较小的资源开销,在设备开始运行前对器件做一个检查并上报自检结果,有利于地面了解存储器的状态。当检出故障时能

对故障进行定位,并分析造成的影响。对于用 FPGA 控制 SRAM 的电子系统,还可以依据故障地址,通过改变参数存放位置的方法避开发送故障的存储单元,因此研究 SRAM 在轨自检的方法是十分重要而且有意义的^[13-16]。

1 SRAM 的结构和故障模式

1.1 SRAM 结构简述

SRAM 主要由存储单元、地址译码电路和读写逻辑电路构成,如图 1 所示。

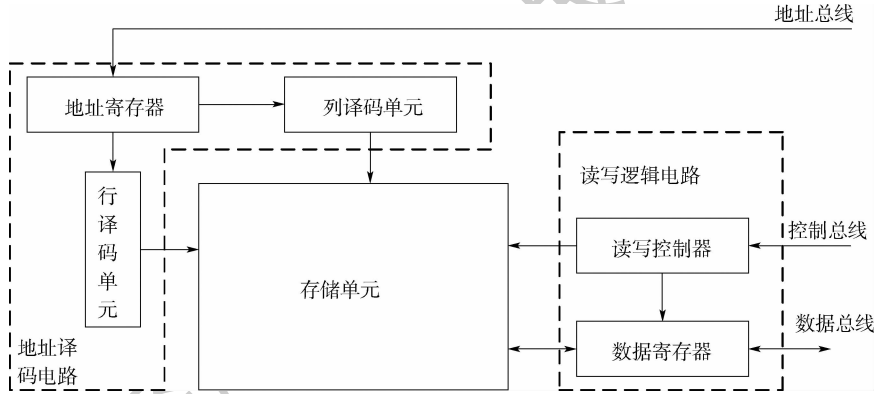


图 1 SRAM 结构简图

Fig. 1 Structure of SRAM

存储单元的一个最小存储单位通常由 6 个晶体管构成,其中 2 个被称为选择管,另外 4 个被称为存储管。存储单元以阵列形式排列,因此地址译码设计为行译码和列译码 2 部分。除了译码单元外,地址译码电路还包括地址寄存器用于缓冲地址信号,便于接入总线。读写逻辑电路由读写控制器和数据寄存器构成。

存储器读数据的原理为:地址译码器对地址寄存器中的地址进行译码,确定要访问的存储单元的行和列,然后在读写逻辑电路的控制下将数据从存储单元放入数据寄存器中。写数据的原理与读数据相反,是将数据存储器的数据存入存储单元的过程。SRAM 的读写都是按照字节进行,因此在存储单元的访问时,先通过字线选择行,再通过位线同时选中该行的所有列。

1.2 SRAM 故障模式

研究 SRAM 自检或者测试方法,应针对其各种故障模式及特点,有针对性的进行分析,并提出检测方法,这样对实际应用有较强的指导作用。

根据 SRAM 的结构分析,存储单元、地址译码电路和读写逻辑电路发生故障时,均会造成整个器件的失效^[17-18]。当存储单元未失效,而读写逻辑电路和地址译码电路故障时,也会出现读或者写与预期结果不一致的现象。因此可以将

SRAM 整体作为研究对象,分析其故障模式。

无故障(即工作正常)的定义可以表述为:可以访问存储单元的任何位置,任意改变该位置的存储单元逻辑值(0 或者 1),改变时不受当前存储单元逻辑值的影响,且不改变其他存储单元的逻辑值。图 2 直观的表述了该定义。

根据该定义,SRAM 故障可以分为非耦合故障和耦合故障 2 类,分类的标准是某个存储单元故障,是否会引起其他单元故障。如果对某存储器进行操作引起其他存储单元状态发生改变,则归为耦合故障一类,否则为非耦合故障。2 种故障及类型如图 3 所示。

非耦合故障主要有固定故障和转换故障 2 种。固定故障指存储单元的状态恒定为 0 或者 1,

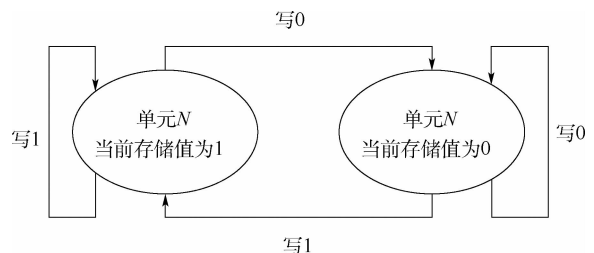


图 2 无故障存储单元状态转换示意图

Fig. 2 Schematic diagram of state transition of non-failed memory unit

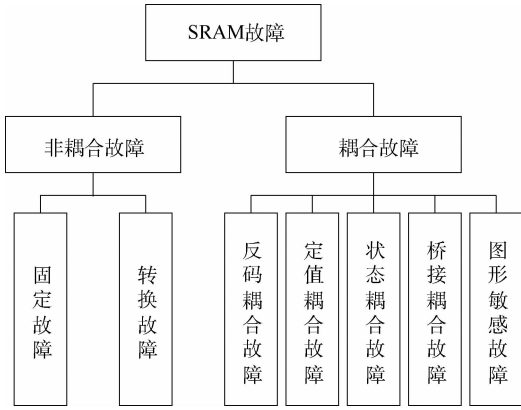


图 3 SRAM 故障类型

Fig. 3 Category of SRAM faults

无论对该单元写 0 或者写 1, 存储单元的状态均不变。转换故障也可以认为是存储故障的一种特殊情况, 指存储单元的状态不能从 0 转换为 1, 或者不能从 1 转换为 0。一个存储单元一次只有一个状态, 因此不会同时出现 2 种情况的转换故障。

耦合故障分为反码耦合故障、定值耦合故障、状态耦合故障、桥接耦合故障和图形敏感故障等。这些故障都是因为芯片在制造过程中出现的短接、缺陷或寄生效应等情况, 使一个存储单元的状态可能会因为其他某个或者某几个单元状态的改变而改变。以反码耦合故障为例, 在对一个存储单元进行写操作时, 另一个存储单元的状态会发生取反。

与商用器件相比, 针对星载电子设备使用的 SRAM 需要额外的开展大量工作。在器件出厂前除了要完成常规的测试, 还要开展质量保证工作, 并进行环境与可靠性试验。器件装联到印制板上, 还需要经过单板测试、整机测试、装星后电测试以及各项整机或者整星的环境与可靠性试验。SRAM 在发射前出现故障的概率极低, 生产缺陷造成的失效极低。因此 SRAM 在轨失效模式的研究重点, 在发射环境、空间环境和器件老化造成的失效。

发射环境主要考虑力学和低气压环境, 火箭发射过程中的低频振动对器件与电路板的连接造成影响。封装设计不合适, 电装存在虚焊, 或者没有采取力学加固措施都会造成器件引脚与焊盘脱落、器件引脚与本体脱落等开路的现象, 造成某个地址线或者数据线不可用。火箭发射过程中气压由常压迅速变为真空, 低气压放电效应也会对器件造成损害。

星箭分离且卫星入轨后, 主要考虑空间环境对器件造成的影响。空间环境中单粒子效应是需要重点关注的。高能带电粒子通常会造存储单

元状态翻转, 也会存在将某个存储单元损坏的概率, 即造成了固定故障或者转换故障。器件老化在存储单元、地址译码电路和读写逻辑电路三部分都会存在, 会造成器件性能下降, 严重时整个器件失效。综上, SRAM 在轨故障模式主要为开路故障、非耦合故障和芯片完全失效。

2 SRAM 测试方法和测试算法

SRAM 的测试, 通常有 3 种方法, 分别是处理器直接访问法、直接存储单元访问法和存储器内建自测试法。其中直接存储单元访问法要求访问存储单元阵列, 存储器内建自测试法通常在芯片内设计自测试电路进行测试, 这 2 种方法均不适用于在轨自检。处理器直接访问法用嵌入式微处理器或者 FPGA 实现存储器测试算法, 承担测试矢量的生成及结果读取和判定, 与在轨自检的软硬件条件相符, 能够高效的达到目的。

SRAM 测试算法的基本思想是: 对存储单元进行读写, 将读出的内容与最近一次写入的内容比较, 当值不一致时表明该存储单元故障。不同的读写方法、不同遍历存储地址的方法构成了不同的测试算法。通常使用算法复杂度和故障覆盖率评价测试算法。这 2 项指标是相互制约的, 当复杂度较低时, 测试过程时间短, 但不能覆盖所有故障类型; 当复杂度较高时, 能覆盖所有故障类型, 但耗时长。常见的测试算法包括 MSCAN 算法、March 算法、Checkboard 算法、Galloping Pattern 算法和 Sliding 算法。常见故障检测算法对比情况如表 1 所示。表中的 N 为存储器地址长度, 其中 March 算法测试复杂度适中、故障覆盖率较高被广泛应用, 并衍生出 MATS 算法、March C 算法及 March C + 算法等被广泛应用于存储器测试领域。

表 1 故障检测算法对比

Table 1 Comparison among fault detection methods

算法	测试复杂程度	故障检出率/%
MSCAN	$4N$	47
March	$10N \sim 26N$	90
Checkboard	$12N$	80
Galloping Pattern	$2N^2 + N$	65
Sliding	$2N^2$	70

March 算法基本原理为建立有限的状态机, 对 SRAM 所有单元逐一进行读或者写的操作, 通过不断的、多次对每个单元进行读写操作, 可检测出较多的故障类型。不同版本的 March 算法本质上是状态机不同。为了方便描述算法, 定义操作

符号及含义如下:

- 1) \uparrow 表示按地址升序操作存储器,例如从地址 0000H 依次加 1 操作到 FFFFH。
- 2) \downarrow 表示按地址降序操作存储器,例如从地址 FFFFH 依次减 1 操作到 0000H。
- 3) \parallel 表示任意顺序操作,升序降序均可。
- 4) W0、W1 分别表示写 0 或者写 1 操作。
- 5) R0、R1 分别表示读出结果为 0 或 1。

典型的 March 算法用符号表示如图 4 所示。由图可知,该算法通过写 0 读 0 和写 1 读 1,按照升序和降序遍历每个存储地址,实现存储器测试。该方法复杂度为 $10N$,以位(bit)为单元检测可以检测出所有非耦合故障和大部分耦合故障。对于在轨故障的检出,该方案存在 2 点不足:按字节写全 1 或者全 0,忽略了字节内的反码耦合故障;升序和降序对于在轨 SRAM 的主要故障类型效果重合。基于此,适用于在轨自检的改进型算法如图 5 所示。

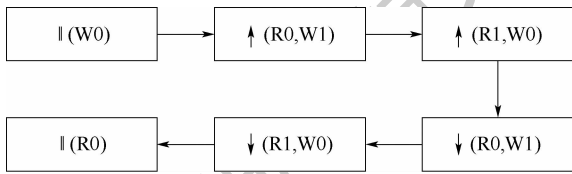


图 4 March 算法

Fig. 4 Schematic diagram of March algorithm

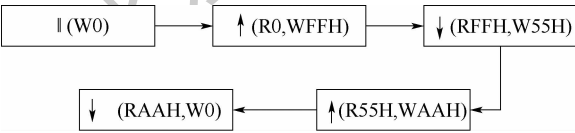


图 5 改进型测试算法

Fig. 5 Schematic diagram of improved test algorithm

由图可知,算法共 5 步,先写 0 操作,然后读 0 写 FFH,接下来读 FFH 写 55H,再次读 55 写 AA,最后读 AA 写 0 恢复原状态。

以 8 K × 8 bit 存储器为例描述如下:

- 1) 将所有地址的存储单元清 0,从地址 0000H 按升序写 0。
- 2) 从地址 0000H 进行读操作,判断结果是否为 00H,判断完成后(不管是否正确)对该地址数据写 FFH。按照同样的方式从地址 0001H 进行读、判断和写操作,以此类推至地址 FFFFH。
- 3) 从地址 FFFFH 进行读操作,判断结果是否为 FFH,判断完成后(不管是否正确)对该地址数据写 55H。按照同样的方式从地址 FFFEh 进行读、判断和写操作,以此类推至地址 0000H。
- 4) 从地址 0000H 进行读操作,判断结果是否

为 55H,判断完成后(不管是否正确)对该地址数据写 AAH。按照同样的方式从地址 0001H 进行读、判断和写操作,以此类推至地址 FFFFH。

5) 从地址 FFFFH 进行读操作,判断结果是否为 AAH,判断完成后(不管是否正确)对该地址数据写 0,恢复上电默认值。按照同样的方式从地址 FFFEh 进行读、判断和写操作,以此类推至地址 0000H。

3 改进型测试算法的分析和评价

用测试算法复杂度和在轨主要故障覆盖率评价测试算法。

3.1 开路故障的检出

对于开路故障分为地址线总线开路和总线数据总线开路 2 类。另外控制总线开路、电源和地引脚开路可以等效于芯片失效。

当地址总线开路时,会在算法第 2 步(读 00H 写 FFH)的操作检出,由于地址总线开路,开路的地址信号会出现一固定电平(0 或 1),造成访问地址重合,之前被写为 FFH 的地址被读 0 判错,从而检出错误。以 8 K × 8 bit 存储器为例,假设地址总线最高位开路,则对地址 FFFFH 访问和对 7FFFH 访问均指向同一片存储空间,在对地址 7FFFH 完成读 0 写 FFH 的操作后,对 FFFFH 进行读 00H 时,读出结果为 FFH,与预期不一致,检出开路错误。

当数据总线开路时,会在算法第 2 步或者第 3 步检出。数据总线开路,写入的数据与预期不符,造成读操作的结果也会与预期不符。

3.2 非耦合故障和完全失效故障的检出

非耦合故障会在算法第 2 步读 0 或者第 3 步读 FFH 的操作中检出。固定故障的存储单元不随写入值变化而变化,因此会在读操作时得到与预期不符的值,从而检出错误。转换故障在读 0 或者读 FFH 时故障单元存在输出与预期一致值的情况,但不可能同时满足读 0 正确且读 FFH 正确,因此也可以检出。

器件完全失效会在算法第 2 步读 0 操作检出,此时器件所有存储单元不会全为 0。

3.3 耦合故障的检出

算法的前 3 步基本上可以检出主要的在轨故障模式,在时间资源、程序存储器空间资源充裕的前提下,建议将算法后 2 步的操作也设计进入自检程序中,进行初步的耦合故障检出。该算法可以检出字节内每位(bit),以及字节自检是否存在耦合故障。

对于字节内耦合故障,算法第 4 步中读 55H 操作和第 5 步读 AAH 操作可以检出。55H 和 AAH 相邻位不一致,通过读操作时发现读出值与预期值不符即可检出耦合故障。

对于字节间的耦合故障,算法第 2 步读 0 和第 3 步读 FFH 操作可以检出,此时对当前存储字节写操作造成其他存储单元变化,读出值与预期不符。第 4 步读 55H 和第 5 步读 AAH 也能起到再次复核的工作。

经过以上分析,改进型的测试算法可以覆盖 SRAM 在轨主要故障模式,还能检出部分耦合错误。另外,该复杂度为 $9N$,当仅使用前 3 步时复杂度进一步减少至 $5N$,与传统算法相比具有优势。

表 2 自检函数设计说明

Table 2 Design description of self-test function

项目	说明
功能描述	根据改进型自检算法,按照特定的地址顺序对 SRAM 存储器进行读或者写操作,并判断符合预期
输入数据	无
处理	<ol style="list-style-type: none"> 1) 对地址 0000H 写 0,地址加 1,对地址 0001H 写 0,以此类推,直到对 FFFFH 写 0 2) 从地址 0000H 读入数据,如果为 0,表明正常,参数“测试结果”设置为 55H,如果不为 0,则参数“测试结果”设置为 AA,并将地址 0000H 放入参数“故障的存储单元的地址”,参数“检出故障时测试算法位置”设置为 2,参数“读出故障内容”参数填入实际读出值,程序终止并返回。对 0000H 的数据处理完成后,对该地址写入 FFH。从地址 0001H 读入数据,按照同样方法进行判断和写入,直到地址 FFFFH 3) 从地址 FFFFH 读入数据,按照步骤 2 方法判断是否为 FFH,进行相应处理后写入 55H,按照降序直到对地址 0000H 进行判断和写入 4) 从地址 0000H 读入数据,按照步骤 2 方法判断是否为 55H,进行相应处理后写入 AAH,按照升序到对地址 FFFFH 进行判断和写入 5) 从地址 FFFFH 读入数据,按照步骤 2 方法判断是否为 AAH,进行相应处理后对该地址写入 0,按照升序直到对地址 0000H 进行判断和写入
输出数据	<ol style="list-style-type: none"> 1) 测试结果,1 字节,55 表示芯片正常,AA 表示存在故障 2) 故障存储单元的地址,2 字节 3) 检出故障时测试算法的位置,1 字节 4) 故障读出内容,1 字节

在输出的数据中,算法所在位置取值 2~5,表示每一个步骤的序号,例如取值为 3 表示 RFFH 操作后读出内容不为 FFH。第 1 步只有写操作,无法进行判断,因此参数取值 1 无效。

由函数输出的结果,结合前文故障检出的分析,可以初步定位故障类型。当资源充足时,可以设置多个地址、位置的存储组合,用于更全面的反映测试结果,更有利于定位故障原因。

需要补充说明的是,在软件的实际编码时,对于存放测试结果的变量及其他中间变量,需要显式的声明这类变量使用处理器片内存储器,不允许放在片外 SRAM 中,否则程序出现故障。对于 FPGA 应使用片内寄存器资源。

4 改进型测试算法的设计与实现

SRAM 自检,通常发生在星载电子设备的初始化过程中。由微处理器或者 FPGA 完成测试矢量的生成及结果读取和判定。以微处理器为例,SRAM 的自检过程实际上是在初始化过程中运行一段自检函数,并将返回测试结果。

以 $8\text{ K} \times 8\text{ bit}$ 存储器为例,函数设计说明如表 2 所示。表中的“处理”按照前文中图 5 的流程进行,对于输出数据,当测试结果为芯片正常时,其他输出参数可以忽略。表中示例为资源最省的设计,仅记录了第 1 个被检出故障的地址、所在算法的位置和读出的实际内容。

5 实验情况及结果分析

针对改进型 SRAM 测试算法,利用 8032 单片机的仿真系统开展实验和验证工作。8032 单片机广泛应用在星载控温仪等对计算能力和处理速度要求不高的场合,且片内存储器资源较少,通常需要扩展 SRAM,因此利用 8032 单片机进行测试算法的验证具有很强的实用性。

实验使用 8032 的集成开发工具 keil uVersion3 中内置软件仿真器进行。实验原理是利用仿真器可以修改片外 SRAM 数据的特点,利用程序运行的断点手动修改片外 SRAM 的内容,进行人工造错,检查软件和算法是否能够正确检出。仿真器主要设置参数如表 3 所示。

开始实验时,根据测试需求在算法步骤执行过程中设置断点,并修改片外 SRAM 存储空间的

表 3 仿真器设置

Table 3 Simulator setting

参数	设置值
器件型号	80C32E
晶振频率	12 MHz
内存模式	片外 64 KB 存储器
程序存储器模式	64 KB 程序存储器
调试模式	使用内置仿真器

表 4 测试用例

Table 4 Test cases

故障名称	造错方法	预期结果	实测结果
开路故障	改进型 SRAM 测试算法第 2 步在对地址 7FFFH 写 FFH 完成后,将地址 FFFFH 内容修改为 FFH	测试结果为 AAH 故障地址 FFFFH 故障步骤 02H 读出内容为 FFH	程序在第 2 步对地址 FFFFH 读 0 时报错并返回,返回的 4 个参数与预期结果一致
固定故障	算法第 1 步完成后,将地址 1234H 内容修改为 01H	测试结果为 AAH 故障地址 1234H 故障步骤 02H 读出内容为 01H	程序在第 2 步对地址 1234H 读 0 时报错并返回,返回的 4 个参数与预期结果一致
转换故障	算法第 2 步完成后,将地址 4321H 内容修改为 00H	测试结果为 AAH 故障地址 4321H 故障步骤 03H 读出内容为 00H	程序在第 3 步对地址 4321H 读 FFH 时报错并返回,返回的 4 个参数与预期结果一致
完全故障	算法第 1 步完成后,将地址 0000H 内容修改为 FFH	测试结果为 AAH 故障地址 0000H 故障步骤 02H 读出内容为 FFH	程序在第 2 步对地址 0000H 读 0 时报错并返回,返回的 4 个参数与预期结果一致
反码耦合故障	算法第 3 步完成后,将地址 4567H 内容修改为 AAH	测试结果为 AAH 故障地址 4567H 故障步骤 04H 读出内容为 AAH	程序在第 4 步对地址 4567H 读 55H 时报错并返回,返回的 4 个参数与预期结果一致
无故障	不进行造错	测试结果为 55H 故障地址、故障步骤、 错误内容均为初始值 0	程序执行完毕,返回的 4 个参数与预期结果一致

数值,检查测试结果是否符合预期。测试用例如表 4 所示。

在遍历所有的测试用例后,结果表明,实测结果与预期一致,所有测试用例均顺利执行,执行率为 100%,6 个实测结果与预期结果一致,测试通过率 100%,测试算法能够检出对应的故障。该算法共计 5 个步骤,读写共计 9 次,复杂度为 $9N$ 。本文改进算法对于被测 64 KB 存储器 N 为 64 000,复杂度为 576 000。优于传统的复杂度为 $10N$ 的 March 算法。

6 结束语

针对 SRAM 自检的需求,结合 SRAM 在轨主要故障模式,对经典的 March 算法进行了改进。在星载电子设备资源有限的情况下提升了测试效率,同时保证了测试故障的覆盖率。使用 8032 单片机集成开发环境对改进的算法进行了初步的验证,结果表明与预期相符。

后续的研究重点,应针对 SRAM 在轨故障模式,深入分析机理、跟踪测试算法的最新进展,以期进一步提高测试效率和故障模式覆盖率。

参考文献 (References)

- [1] 邢琰,吴宏鑫,王晓磊,等. 航天器故障诊断与容错控制技术综述[J]. 宇航学报,2003,24(3):221-226.
XING Y, WU H X, WANG X L, et al. Survey of fault diagnosis and fault-tolerance control technology for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(3): 221-226 (in Chinese).
- [2] 宋征宇. 运载火箭远程故障诊断技术综述[J]. 宇航学报, 2016, 37(2): 135-144.
SONG Z Y. The survey of launch vehicle long distance fault diagnosis technique[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2): 135-144 (in Chinese).
- [3] 余丹,马世龙,李先军,等. 航天器自动化测试语言研究[J]. 航空学报,2010,31(2):290-300.

- YU D, MA S L, LI X J, et al. A survey of test languages for spacecraft automatic test [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 290-300 (in Chinese).
- [4] 李洁, 沈士团, 孙宝江, 等. 航电设备故障诊断中的决策算法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(6): 677-681.
LI J, SHEN S T, SUN B J, et al. Algorithm of decision making for avionic device fault diagnosis [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(6): 677-681 (in Chinese).
- [5] 王丽, 施玉霞, 王友人. 一种嵌入式存储器内建自测试电路设计[J]. *计算机测量与控制*, 2008, 16(5): 624-262.
WANG L, SHI Y X, WANG Y R. Design of embedded memory built-in self-test circuit [J]. *Computer Measure and Control*, 2008, 16(5): 624-262 (in Chinese).
- [6] BENOIT G, JEAN-MICHEL D, LIONEL T, et al. Architecture for highly reliable embedded flash memories [C] // *IEEE Design and Diagnostics of Electronic Circuits and Systems*. Piscataway: IEEE Press, 2007: 1-6.
- [7] VAN D G. Using march test to test SRAMs [J]. *IEEE Design & Test of Computers*, 1993, 10(1): 8214.
- [8] SUNGJU P, DONKYU Y, TAEHYUNG K, et al. Microcode-based memory bist implementing modified march algorithms [J]. *Journal of the Korean Physical Society*, 2002, 40(4): 749-753.
- [9] 须自明, 苏彦鹏, 于宗光. 基于 March C-算法的 SRAM BIST 电路的设计 [J]. *半导体技术*, 2007, 32(3): 245-247.
XU Z M, SU Y P, YU Z G. SRAM BIST circuit design based on the march c-algorithm [J]. *Semiconductor Technology*, 2007, 32(3): 245-247 (in Chinese).
- [10] 姜昱光, 韩建伟, 朱翔, 等. SRAM 型 FPGA 单粒子翻转效应加固方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(8): 1073-1077.
JIANG Y G, HAN J W, ZHU X, et al. Single event upset mitigation testing of SRAM-based FPGAs [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(8): 1073-1077 (in Chinese).
- [11] 冯彦君, 华更新, 刘淑芬. 航天电子抗辐射研究综述 [J]. *宇航学报*, 2007, 28(5): 1071-1080.
FENG Y J, HUA G X, LIU S F. Radiation hardness for space electronics [J]. *Journal of Astronautics* 2007, 28(5): 1071-1080 (in Chinese).
- [12] HUANG P, CHEN S, CHEN J, et al. Simulation study of large-scale charge sharing mitigation using seamless guard band [J]. *IEEE Transactions on Device and Materials Reliability*, 2017, 17(1): 176-183.
- [13] 朱小莉, 陈迪平, 王镇道. SRAM 的一种可测性设计 [J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2003, 30(6): 22-25.
ZHU X L, CHEN D P, WANG Z D. A kind of design-for-test for SRAM [J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2003, 30(6): 22-25 (in Chinese).
- [14] 雷绍充, 邵志标, 梁峰. 超大规模集成电路测试 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.
LEI S C, SHAO Z B, LIANG F. Very large scale integration test [M], Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008 (in Chinese).
- [15] 靖连天, 张伟, 石遂兴, 等. 航天新型复杂器件在装备应用中的风险识别及防控 [J]. *质量与可靠性*, 2019(6): 36-41.
JING L T, ZHANG W, SHI S X, et al. Risk identification and prevention of new space complex components in equipment applications [J]. *Quality and Reliability*, 2019(6): 36-41 (in Chinese).
- [16] 高世伟, 吕江花, 乌尼日其其格, 等. 航天器测试需求描述及其自动生成 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(7): 1275-1286.
GAO S W, LYU J H, WUNIRI Q Q G, et al. Spacecraft test requirement description and automatic generation method [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(7): 1275-1286 (in Chinese).
- [17] 朴英珉. 基于 ECC 电路的 SRAM 自检检测修复设计与验证 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
PIAO Y H. Design and verification of sram self-detection repair based on ecc circuit [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019 (in Chinese).
- [18] LIU S, XIAO L, LI J, et al. Low redundancy matrix-based codes for adjacent error correction with parity sharing [C] // 2017 18th International Symposium on Quality Electronic Design (ISQED). Piscataway: IEEE Press, 2017: 76-80.

Algorithm of in-orbit SRAM for self-inspection

WU Yang¹, WANG Yi^{2,*}, YU Xinyu², XU Zhilong², REN Fang³, HUANG Jin³

(1. University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;

2. Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China;

3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: In-orbit self-inspection of Static Random Access Memory (SRAM) in spaceborne electronic equipment is used in the power-on initialization process. It is able to find the faulty unit of the memory before equipment starts to work. It provides a basis for evaluating the health status of electronic equipment. The structure and main failure principle of SRAM were analyzed, and the research in the special background of in-orbit application was conducted. Then, an improved test algorithm for the typical one was proposed. After the analysis and evaluation of the improved algorithm, the implementation of the algorithm on a 8 K × 8 bit SRAM was carried out. Experimental results show that the improved algorithm is feasible. Compared with typical test algorithm, the improved algorithm has the advantages of low resource consumption and high fault coverage.

Keywords: Static Random Access Memory (SRAM); in-orbit self-inspection; March algorithm; integrated circuit test; aerospace product

Received: 2020-04-13; **Accepted:** 2020-07-25; **Published online:** 2020-08-04 09:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200803.1752.002.html

Foundation item: K. C. Wong Education "International Team of Advanced Polarization Remote Sensing Technology and Applications" (GJTD-2018-15)

* **Corresponding author.** E-mail: wangyi@aiofm.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0141

连续变弯度翼型动态气动特性数值模拟



吴优¹, 戴玉婷^{1,*}, 张仁嘉², 宋晨¹, 杨超¹

北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对翼型后缘连续变弯度运动中后缘边界精确数值模拟的问题, 提出了基于二维多项式的时空曲面拟合方法, 实现了对后缘边界时空位置的精确模拟。在此基础上, 基于 OpenFOAM 发展了翼型后缘连续变弯度与大幅度俯仰运动耦合的运动边界数值模拟, 并计算了翼型耦合运动的气动力, 讨论了后缘线性/非线性变形对翼型大迎角动态气动特性的影响规律。结果表明: 后缘运动对翼型俯仰运动的升阻特性影响显著, 特别在翼型大幅度俯仰时后缘非线性变形对升阻特性改善效果比线性变形大 6% ~ 10%。同时还研究了翼型俯仰与后缘变形运动相位差对气动特性的影响。特别地, 当相位差为 180° 时, 后缘运动使动态失速时的最大升力提高 50.3%, 平均升力提高 34.6%; 当 2 种运动相位差为 0° 时, 后缘运动使动态失速时的最大阻力降低 39.7%, 平均阻力降低 30.2%, 最大升阻比提高 22.3%, 平均升阻比提高 16.8%; 同时, 翼型在动态俯仰过程中出现负阻力现象, 对产生负阻力的原因进行了分析。这些结果可用于指导连续变弯度后缘控制律的设计。

关键词: 连续变弯度翼型; 动态失速; 负阻力; OpenFOAM; 动网格

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1241-13

柔性后缘偏转指的是后缘在受到载荷或控制力作用产生类似柔性体变形的偏转, 这种后缘变形具有翼面几何连续光滑、保型、无突变等特点。其区别于传统意义上的铰链-刚性舵面后缘, 能够以更小的诱导阻力代价改变翼型气动力, 具有极大的军事和商用价值^[1-5], 是未来固定翼飞行器控制的一个热门发展方向。借助连续变弯度后缘改善气动特性的概念早在 20 世纪 80 年代被提出^[6]。近些年随着实验技术和数值仿真技术的革新, 国内外对连续变弯度后缘开展了诸多实验与数值研究。

在实验研究方面, 如何实现变形机构并驱动其产生连续形变是研究的重点和难点。目前最常见的是借助智能材料或智能结构设计实现后缘连

续变弯度。基于形状记忆合金(SMA)实现后缘变弯度的技术是目前的研究热点。Sofla 和 Elzey 等^[7-9]设计了一种加热 SMA 驱动柔性后缘的机构, 实现后缘的上下偏转, 对气动特性有明显的改善效果, 但是由于 SMA 恢复与变形都需要较长时间, 因此不适合高频的后缘连续变弯度。Stroud 等^[10]对 SMA 控制的后缘变弯度翼型进行了实验研究也得到了类似的结论。Yokozeki 和 Tsushima 等^[11-12]设计了一种波纹板式的后缘结构, 并由直线电机牵引传力机构实现后缘下偏。与传统模型比较, 他们的模型具有更好的表现, 但是后缘和主翼面交界处仍存在非光滑的偏转, 并且未能实现后缘上偏。Woods 和 Rivero 等^[13-16]设计了一种鱼骨式的后缘结构, 借助扭力电机牵引钢丝驱动后

收稿日期: 2020-04-15; 录用日期: 2020-06-30; 网络出版时间: 2020-07-14 10:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200713.1933.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(11672018)

* 通信作者。E-mail: yutingdai@buaa.edu.cn

引用格式: 吴优, 戴玉婷, 张仁嘉, 等. 连续变弯度翼型动态气动特性数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1241-1253. WU Y, DAI Y T, ZHANG R J, et al. Numerical simulation of dynamic aerodynamic characteristics of a camber morphing airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1241-1253 (in Chinese).

缘上下偏转,其对这种翼型的结构特性、气动特性和气动弹性特性进行了较为系统的研究。鱼骨式后缘可以实现较大的偏转变形,并且结合复合材料梁与蒙皮,可以使后缘获得理想的刚度特性。但是过多层的鱼骨机构也会引起结构重量的增加。

在数值仿真方面,研究人员集中在柔性后缘气动力仿真、结构应力仿真与气动弹性仿真。赵飞等^[17-18]主要研究基于拓扑结构优化设计的后缘变形方法,包括结构设计、内应力的分布和机构的承载刚度。Barbarino 等^[19]借助数值方法研究了 SMA 驱动的后缘变形机构所产生的最大变形,以及该机构在静气动载荷作用下的变形。杨智春等^[20-23]对变弯度翼型在不同迎角和变形下的定常气动特性进行了数值模拟。Zhou 等^[24]对 Woods 设计的鱼骨翼型的气动特性进行了深入的研究,更加关注翼型后缘变形的几何非线性对静态气动特性的影响,指出几何非线性在翼型迎角较大时气动特性影响显著。Kumar 等^[25]将波纹板后缘和鱼骨后缘的优势结合,利用 2 块对称拼接的波纹板实现了后缘的双向偏转并借助数值方法研究了其结构与气动特性。

上述关于翼型后缘柔性变形的研究均指出,与传统翼型控制方案相比,后缘柔性变形是一种对改善气动特性和飞行性能具有更佳效果的方案。但是上述数值与实验研究多关于柔性后缘翼型的静态气动特性,而较少关注其动态特性。而柔性后缘的动态气动特性对飞行器阵风响应控制、机动响应减缓、经典颤振以及失速颤振抑制等具有十分重要的作用。

本文基于 OpenFOAM 开发针对连续变弯度后缘和翼型俯仰运动耦合的动态过程的气动数值模拟算例。对后缘的几何非线性和时域非定常特性,采用时空二元多项式拟合的方法,推导了翼型俯仰与后缘变形耦合运动的表达式,发展了基于 OpenFOAM 的翼型俯仰-后缘变形耦合运动的数值算例,并对计算结果中发现的问题进行了分析。

1 翼型非线性非定常耦合运动边界推导

首先推导翼型在大迎角俯仰运动与后缘连续变弯度运动耦合下的翼型表面随时间变化的运动方程,其是流体域的动边界条件。建立坐标系 XOY ,原点 O 位于前缘点, X 轴沿翼型弦向指向后缘。模型几何参数如表 1 所示。

表 1 翼型形状参数

Table 1 Airfoil shape parameters

参数	数值
弦长 l/m	1
旋转中心到前缘距离 c/m	0.25
变形起始点到前缘距离 p/m	0.70

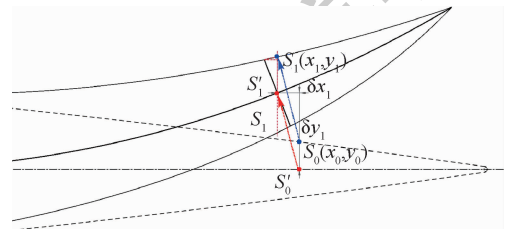
将翼型外形上任意时刻每一点的运动分解为 3 种运动形式:

运动 1:翼型后缘中线的连续弯曲变形(如图 1(a)所示,需注意此时鱼骨并不与中线垂直而是保持原来的方向,与变形前位置平行)。

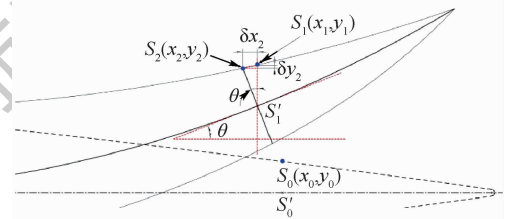
运动 2:翼型后缘鱼骨的旋转(如图 1(b)所示,在运动 1 的基础上,鱼骨经过旋转后,与中线保持垂直)。

运动 3:翼型整体绕刚心的刚体俯仰运动,如图 1(c)所示。

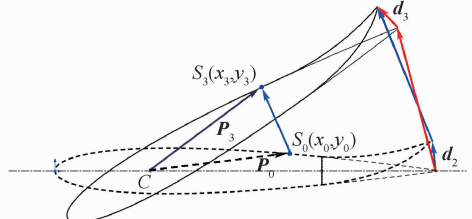
图 1 中 i 为运动的编号($i = 1, 2, 3$); $S_i(x_i, y_i)$ 表示经过第 i 个运动变换后翼型表面上的点及其坐标,用上角标“'”表示翼型中线上的点; d_i 表示由第 i 个运动变换引起的从点 S_{i-1} 到点 S_i 的位移矢量; δx_i 与 δy_i 表示位移矢量沿 X 和 Y 方向的分量; P_i 表示从旋转中心点 C 到翼型表面点 $S_i(x_i, y_i)$ 的矢量。



(a) 后缘变弯度引起的位移



(b) 鱼骨结构旋转引起的位移



(c) 翼型的俯仰运动

• 翼型表面上的点 S_i • 翼型中线上的点 S'_i

图 1 翼段运动的分解

Fig. 1 Decomposition of airfoil motion

下面将对这 3 种运动引起的翼型表面上各点的位移进行推导,并在 OpenFOAM 中实现该位移的动边界模拟。

1.1 中线弯曲运动

鱼骨式后缘在产生变形时需满足的基本条件是后缘的中线长度在运动过程中保持不变。图 1(a)展示了运动 1 的原理。

假设中线运动方程 $\phi(t, x)$ 具有如下的时空分离形式:

$$\phi(t, x) = T(t)f(x) \quad (1)$$

式中: $f(x)$ 为后缘静变形达到最大时的中线形函数; $T(t)$ 为一个与时间相关的项,后缘变形达到最大位置时 $T(t) = 1$,后缘回复原位置时, $T(t) = 0$,后缘变形达到反方向最大位置时 $T(t) = -1$ 。

在 t_d 时刻,由变形过程中弧长不变的关系,建立图 1(a)中翼型中线点变形前后坐标的关系:

$$x'_0 - p = \int_p^{x'_1} \sqrt{1 + (f'(\tau)T(t_d))^2} d\tau \quad (2)$$

$$y'_1 = \phi(t_d, x'_1) \quad (3)$$

式中: (x'_0, y'_0) 为发生变形前中线上点的坐标, (x'_1, y'_1) 为变形后中线上点的坐标,则由式(2)有

$$x'_0 = p + \int_p^{x'_1} \sqrt{1 + (f'(\tau)T(t_d))^2} d\tau \quad (4)$$

式(4)给出了 x'_0 与 x'_1 和 t_d 的关系,为便于表述,简记为

$$x'_0 = \Gamma_{1xx}^{-1}(t_d, x'_1) \quad (5)$$

则式(5)的反函数可以表示为

$$x'_1 = \Gamma_{1xx}(t_d, x'_0) \quad (6)$$

将式(6)代入中线方程(3),可得变形后中线方程为

$$y'_1 = \phi(t_d, \Gamma_{1xx}(t_d, x'_0)) \quad (7)$$

求解式(4)所示的积分方程可以获得 Γ_{1xx}^{-1} 的解析解,但是想要获得该函数的反函数 $(\Gamma_{1xx}^{-1})^{-1}$,即 Γ_{1xx} 的解析解比较困难,因此本文采用一种函数拟合的方法近似 Γ_{1xx} 。借助式(4)得到每一组 (t_d, x'_1) 对应的 x'_0 ,之后再以 (t_d, x'_0) 为自变量, x'_1 为因变量拟合得到 Γ_{1xx} 。显然这是一个关于时间维 t 和空间维 x 的二维曲面拟合。本文所选取的多项式拟合认为结果 $RMSE < 10^{-4}$ 且 $R^2 > 0.999$ 即满足精度要求。

本文对比了 3 种不同的后缘变形形式,工况 0:后缘无变形;工况 1:后缘产生线性变形,后缘

变形时中线为一次形函数,在变形起始点弯度变化不连续;工况 2:后缘产生非线性变形,后缘变形时中线为二次形函数,弯度连续变化。

其后缘中线形函数如表 2 所示, A 为幅值参数,通过调整 A 使得工况 2、3 在后缘尖点的偏转相同。

表 2 后缘中线形函数

Table 2 Shape function of trailing edge mean line

工况	$\phi(x)$	A	p
0	0		
1	$AT(t)(x-p)$	0.27	0.7
2	$AT(t)(x-p)^2$	0.95	0.7

工况 0 和工况 1 的形函数形式简单,不需借助数值拟合的方法即可获得对应关系 Γ_{1xx} 。对于工况 2,将其代入积分方程(4),得

$$\Gamma_{1xx}^{-1}(t, x) = p + \frac{\operatorname{arcsinh}(2|AT(t)|(x-p))}{4|AT(t)|} + \frac{1}{2}|AT(t)|(x-p)\sqrt{4x^2 - 8px + 4p^2 + 1} \quad (8)$$

对式(8)中 t 和 x 进行离散,取 $\Delta t_d = 0.01$ s, $t_d \in [-1, 1]$, $\Delta x'_0 = 0.03$ m, $x'_0 \in [0.7, 1]$ 。共计 201×11 个数据点,对应 201×11 个 x'_1 值。

针对时间维 t 和空间维 x ,均采用 4 阶多项式拟合 Γ_{1xx} ,得到的曲面如图 2 所示。

拟合得到的曲面方程为

$$\Gamma_{1xx}(t, x) = 0.1617 + 0.3335x - 0.1343t^2 + 0.9995x^2 + 0.3544t^2x - 0.6399x^3 + 7.779 \times 10^{-4}t^4 - 0.2346t^2x^2 + 0.1451x^4 \quad (9)$$

拟合精度为

$$RMSE = 2.451 \times 10^{-4}$$

$$R^2 = 0.9999193$$

满足精度要求。

将离散点和 $\Gamma_{1xx}(t, x)$ 的方程代入式(7)则可

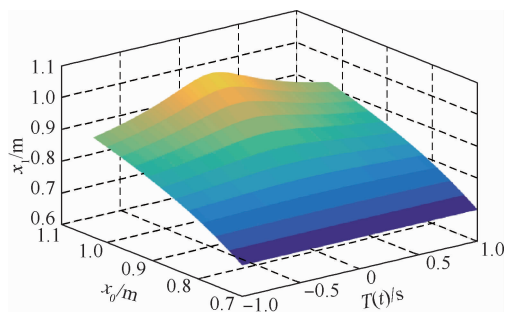


图 2 Γ_{1xx} 的拟合结果

Fig. 2 Fitting result of Γ_{1xx}

以得到工况 2 任意时刻中线位置。此时,中线运动后的翼型表面点在 t_d 时刻的位置 (x_1, y_1) 以及产生的位移矢量 $\overrightarrow{S_0 S_1}$ 在 X, Y 方向的分量 $\delta x_1, \delta y_1$ 就可以用含有 (t_d, x_0) 的代数方程表示:

$$\delta x_1 = \Gamma_{1xx}(t_d, x_0) - x_0 \quad (10)$$

$$\delta y_1 = AT(t_d) (\Gamma_{1xx}(t_d, x_0) - p)^2 \quad (11)$$

1.2 鱼骨结构的旋转

图 1(b) 展示了运动 2 的原理。其在运动 1 的基础上旋转鱼骨, 本节将推导旋转后翼型表面坐标。

从几何关系可得, 鱼骨旋转的角度 θ 为 S'_1 点处中线切线与 X 轴的夹角, 则有 (依据右手系, θ 逆时针为正)

$$\theta = \arctan\left(\frac{\partial\phi(t, x_1)}{\partial x_1}\right) = \arctan\left(\frac{\partial\phi(t, \Gamma_{1xx}(t, x_0))}{\partial x_1}\right) \quad (12)$$

位移矢量 $\overrightarrow{S_1 S_2}$ 在 X, Y 方向的分量可以表示为

$$\delta x_2 = -y_0 \sin \theta \quad (13)$$

$$\delta y_2 = -y_0 (1 - \cos \theta) \quad (14)$$

1.3 翼型绕刚心的刚体俯仰

图 1(c) 显示了翼型俯仰运动后的后缘连续变弯度运动的耦合。

设翼型俯仰运动的迎角为 α , 绕 Z 轴的旋转矩阵为

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

依据几何关系可知:

$$\mathbf{d}_2 = \overrightarrow{S_0 S_1} + \overrightarrow{S_1 S_2} \quad (16)$$

翼型绕 Z 轴做俯仰运动时, 矢量 \mathbf{d}_2 经过同样的旋转变换得到矢量 \mathbf{d}_3 :

$$\mathbf{d}_3 = \mathbf{R}_z \cdot \mathbf{d}_2 \quad (17)$$

矢量 \mathbf{P}_0 经过同样的旋转变换得到 \mathbf{P}_3 :

$$\overline{\mathbf{P}}_3 = \mathbf{R}_z \cdot \overline{\mathbf{P}}_0 \quad (18)$$

$$\overrightarrow{S_0 S_3} = \mathbf{R}_z \cdot \overline{\mathbf{P}}_0 - \mathbf{P}_0 \quad (19)$$

代入中线方程(8), 翼型后缘柔性变形与刚体俯仰运动耦合运动下翼型各表面点在时刻 t_d 的位移矢量可以表示为

$$\mathbf{d} = \mathbf{d}_3 + \overrightarrow{S_0 S_3} \quad (20)$$

这是一个仅与翼型表面点初始位置 (x_0, y_0) 和时刻 t_d 以及其他初始几何参数有关的变形矢量。

2 OpenFOAM 求解器的验证及运动实现

2.1 OpenFOAM 的非定常不可压缩流动求解理论

Holzmann^[26] 对 OpenFOAM 所采用的控制方程和主要算法进行了详细的阐述。在 OpenFOAM 中计算非定常不可压缩流动气动力的算法主要是 PIMPLE 算法。这是一种基于压力-速度耦合的求解算法, 计算时对库朗数的限制较小, 可以增大推进的时间步。

由于动态失速问题的流动存在较强的分离, 因此采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。该模型在 OpenFOAM 中的具体算法可以参考文献[27]。

2.2 基于 OpenFOAM 的后缘运动控制

Zhou 等^[24] 指出几何非线性在翼型较大后缘偏转时不可忽视, 该运动同时会与翼型刚性俯仰运动耦合, 对翼型气动特性造成影响。

本文基于 OpenFOAM 开源代码, 发展并实现了考虑时空非线性的大迎角大柔性变形下的动边界计算方法和动网格实现方法。

2.3 基于 OpenFOAM 的动态失速数值计算

为验证 OpenFOAM 求解动态失速问题的精度, 本文在 OpenFOAM 中开发了基于 PIMPLE 的动态失速数值算例, 并采用笛卡儿网格结合 SBRStress^[28] 求解边界运动时网格的变形。图 3 展示了翼型俯仰运动和线性/非线性后缘变形引起的网格变形。在翼型 20° 俯仰同时后缘垂向偏转位移达到 10% 弦长时, 仍能保证较好的网格正交性。

本文规定, 对于线性/非线性后缘变形, 均以后缘点的垂向位移来定量描述后缘偏转程度。

经过网格无关性验证, 在 OpenFOAM 中翼型近壁区加密等级设置为 6, 在对翼型周围网格进行加密并划分边界层后, y^+ 值在 0.9 ~ 1.3 之间。

计算条件的设置均参照 Lee^[29] 的试验参数, 表 3 显示了部分计算参数的设置。

图 4 显示了本文计算结果与 Lee 的实验^[29] 的对比。翼型的俯仰运动迎角为

$$\alpha_e = 10 + 15\sin(\omega t) \quad (21)$$

减缩频率 $k = 0.1$, ω 为俯仰运动的角频率。结果表明, 基于 OpenFOAM 的动态失速模型能够较好的模拟动态失速实验的结果, 说明该数值算例对动态失速过程中翼型的分离特性和气动特性有较准确的预测。

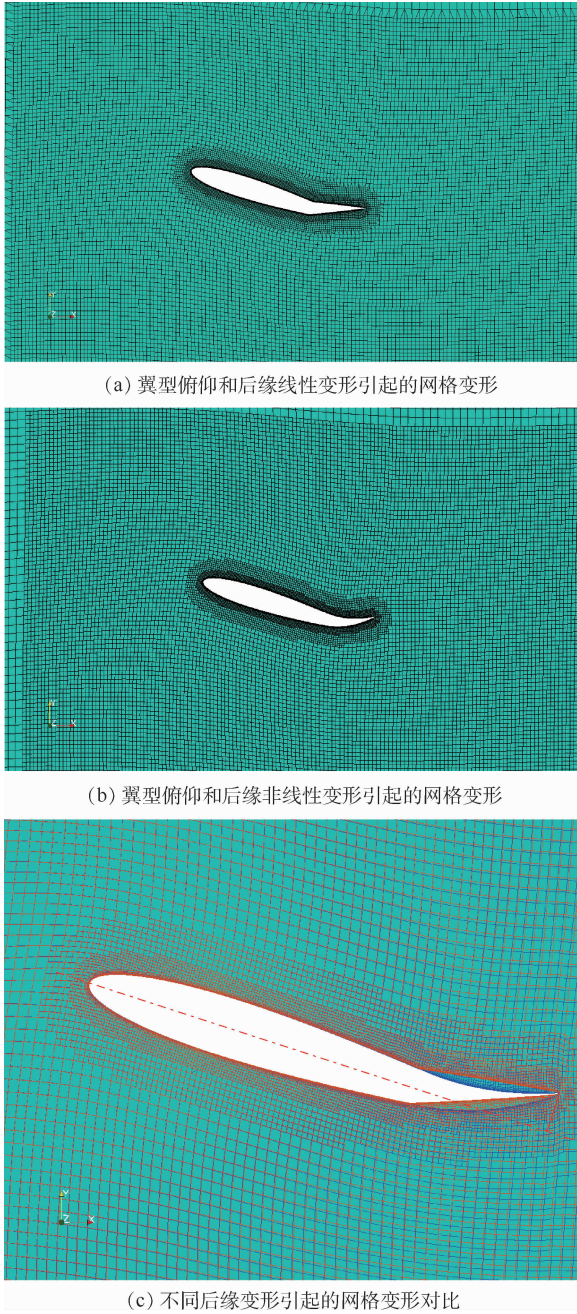


图 3 翼型俯仰运动和后缘偏转引起的网格变形
Fig.3 Mesh deformation caused by airfoil pitch motion and trailing edge deformation

表 3 计算参数设置

Table 3 Calculation parameter setting

参数	数值
雷诺数 Re	1.35×10^5
弦长 l/m	0.15
参考速度 $U_{ref}/(m \cdot s^{-1})$	13.32
湍流度 $I/\%$	0.05
运动黏度 $\nu/(kg \cdot (m \cdot s)^{-1})$	1.48×10^{-5}
空气密度 $\rho/(kg \cdot m^{-3})$	1.225
最大库朗数 Co	0.9
时间步长 $\Delta t/s$	Adjustable
最大时间步长 $\Delta t_{max}/s$	10^{-5}

注:Adjustble 表示采用自适应步长。

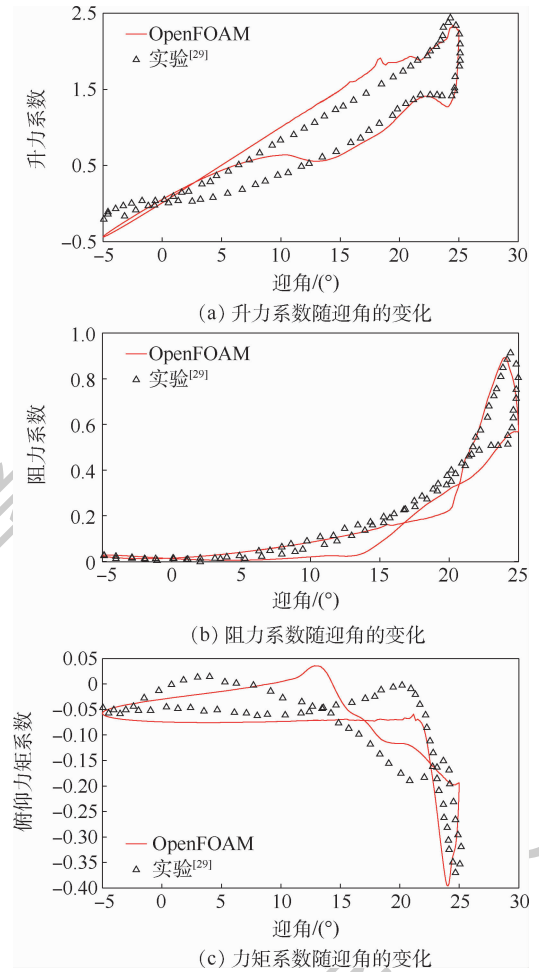


图 4 OpenFOAM 计算结果与文献[29]实验对比
Fig.4 OpenFOAM calculation results compared with experiments of ref. [29]

3 数值计算结果

本节计算了 NACA0012 翼型分别在无后缘运动(工况 0)、后缘线性变形运动(工况 1)、后缘非线性变形运动(工况 2)下的非定常气动特性,并对比了线性/非线性 2 种后缘运动方式对翼型非定常升阻力特性的影响规律,以及后缘变形运动输入和翼型俯仰运动的相位差对翼型非定常升阻力特性的影响规律。

采用峰值升阻力特性 C_L 、 C_D 和平均升阻力特性 \bar{C}_L 、 \bar{C}_D 综合考虑动态过程中翼型的升阻力特性。

峰值升阻力特性即翼型在 1 个运动周期内监测到的最大升阻力和升阻比,反映了翼型运动中的瞬时升阻力特性。

平均升力特性的定义如式(22)所示:

$$\bar{C}_L = \int_{t_0}^{t_0+T} C_L(t) dt/T \quad (22)$$

式中: $C_L(t)$ 为升力系数随时间变化的函数; t_0 为运动周期的起始时刻; T 表示 1 个运动周期; \bar{C}_L

反映了翼型运动一段时间内的平均升力特性,类似地,可以得到平均阻力特性。

3.1 线性变形后缘与非线性变形后缘对动态升力特性的影响

依据振动的叠加理论,一般二维翼型的任意俯仰振动均可以展开为三角级数叠加的形式,本文选取了3项不同频率的正弦振动叠加作为俯仰运动输入。翼型俯仰运动采用式(23)所示函数表示:

$$\alpha(t) = 3\sin(4\pi t) + 6\sin(5\pi t) + 9\sin(6\pi t) \tag{23}$$

图5显示了式(23)的主翼俯仰运动函数1个周期内的图像,式(23)中所采用的多段正弦的频率与幅值组合可以使幅值较大的几个波峰(大迎角段,翼型俯仰运动幅值大于10°)和幅值较小的几个波峰(小迎角段,翼型俯仰运动幅值小于5°)交替出现,而大迎角段与小迎角段所体现的动态气动特性有较大区别,因而采用式(23)所示运动信号可以在1次仿真中同时观测到2种幅度俯仰的结果。

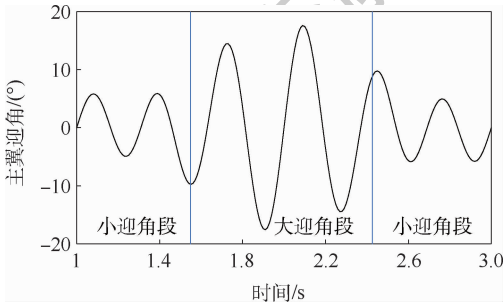


图5 翼型俯仰运动函数

Fig.5 Pitch motion function of airfoil

设置来流速度为15 m/s,翼型弦长1 m,其余计算参数设置与表3相同。俯仰运动最大幅值为18°,处于动态失速阶段。

式(10)、式(11)表示了后缘在 t_d 时刻的变形分量,由1.1节中提出的 $T(t)$ 的定义,对式(23)做幅值归一化,并考虑相位差,得

$$T(t) = \frac{1}{18} [3\sin(4\pi t + \varphi) + 6\sin(5\pi t + \varphi) + 9\sin(6\pi t + \varphi)] \tag{24}$$

式中: φ 为后缘运动与主翼运动的相位差。定义翼型俯仰运动与后缘运动均上偏为正,0°相位差表示翼型上仰至最大位置同时后缘上偏至最大位置,180°相位差表示翼型上仰至最大位置同时后缘下偏至最大位置。后缘运动函数的频率特性与主翼运动函数相同。图6分别表示了在0°和180°相位差时的后缘线性/非线性变形运动对非

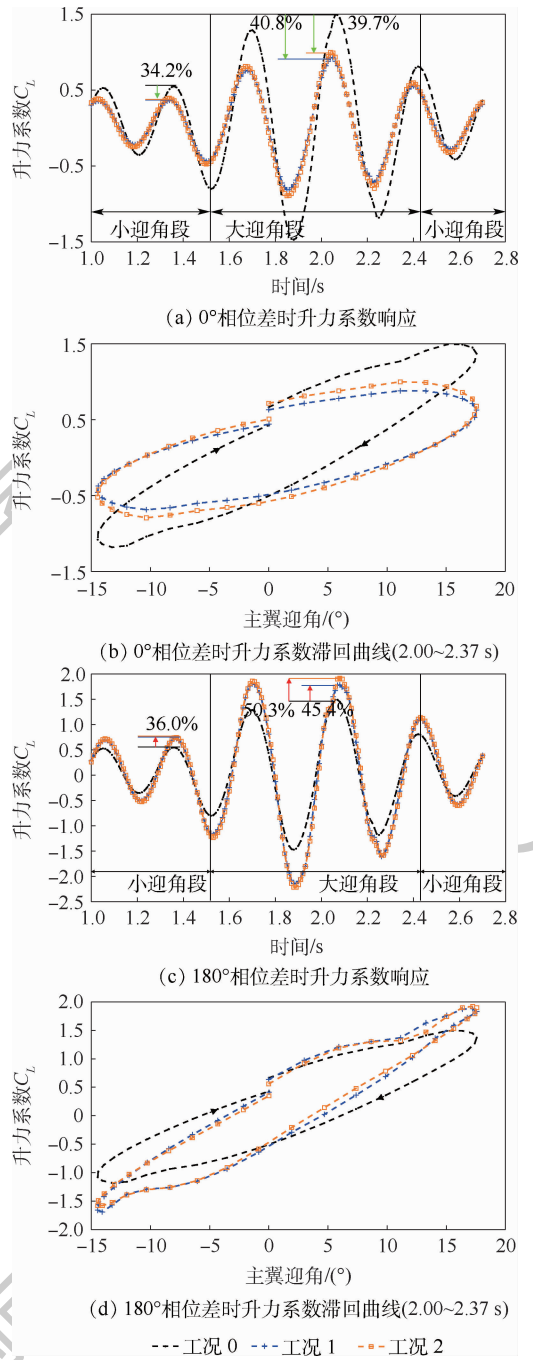


图6 升力系数响应

Fig.6 Lift coefficient response

定常升力特性的影响。

可知,后缘线性/非线性变形运动对翼型俯仰振动时的升力具有显著影响,尤其是在俯仰运动幅值较大时的动态失速阶段。

图6(a)可以看出,当相位差为0°,翼型俯仰振动幅值较小时,后缘线性/非线性变形运动均不引起流动分离,但是2种后缘运动均减小了翼型弯度,使升力减小,表4反映了此时的升力特性。

当翼型俯仰振动幅值较大时,后缘线性/非线性变形运动对动态失速阶段升力特性影响更为显著,表5反映了此时的升力特性。

图7是 0° 相位差、 $t=2.04\text{ s}$ 、迎角 $\alpha=11.13^\circ$ 时的流场图及压力分布,其表明翼型处于大迎角时,后缘产生线性/非线性变形后,舵面均处于主

表4 0° 相位差时翼型小幅度俯仰的升力特性

Table 4 Lift characteristics of airfoil small-amplitude pitch motion at 0° phase difference %

工况	ΔC_L	$\Delta \bar{C}_L$
0 (无后缘变形)	0	0
1 (线性变形)	-34.2	-25.8
2 (非线性变形)	-34.1	-21.6

表5 0° 相位差时翼型大幅度俯仰的升力特性

Table 5 Lift characteristics of airfoil large-amplitude pitch motion at 0° phase difference %

工况	ΔC_L	$\Delta \bar{C}_L$
0 (无后缘变形)	0	0
1 (线性变形)	-40.8	-32.5
2 (非线性变形)	-39.7	-30.2

翼面造成的分离区内,舵面偏转均增加了上表面的逆压梯度,加剧流动分离,导致升力下降,升力峰值相位超前,因此在迎角增加到最大值之前,升力系数先达到最大值。同时这种分离特性导致线性/非线性后缘变形造成的影响差别不大。由图6(a)滞回曲线可以看出,当相位差为 0° 时,后缘引起的逆压梯度使迎角增大段的升力系数降低,并且使升力系数到达峰值的时间超前于迎角达到最大的时间;同时逆压梯度的存在还影响了流动再附过程,使下降段升力低于无后缘运动的翼型。

当运动输入相位差为 180° 时,翼型俯仰振动幅值较小时,后缘线性/非线性变形均增加了翼型弯度,可使翼型动态失速过程中升力系数提升,表6反映了此时的升力特性。

表6 180° 相位差时翼型小幅度俯仰的升力特性

Table 6 Lift characteristics of airfoil small-amplitude pitch motion at 180° phase difference %

工况	ΔC_L	$\Delta \bar{C}_L$
0 (无后缘变形)	0	0
1 (线性变形)	+36.0	+30.3
2 (非线性变形)	+36.0	+28.1

表7反映了运动输入相位差为 180° 时,翼型俯仰振动幅值较大时的升阻力特性。结果表明,非线性变形的后缘增升的效率更高。图8显示了 $t=2.08\text{ s}$ 、迎角 $\alpha=17.22^\circ$ 的速度分布云图和压力分布,由于接近失速迎角,翼型表面出现分离区,非线性变形的后缘表面曲率连续变化,气流更容易保持附着状态,分离位置靠后;而线性变形的后缘在变形起始位置曲率产生突变,气流在主副翼连接处产生分离,增升效果较小。由图6(c)滞回曲线可以看出,当相位差为 180° 时,后缘引起的弯度增加使迎角增大段的升力系数升高,但是随着迎角继续增大,后缘大部分区域已经处于深失速,因而滞回曲线在迎角接近最大时体现出一定的深失速的特征。

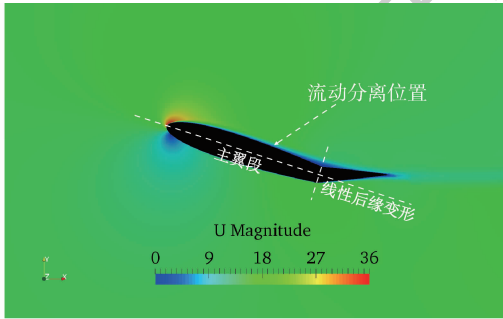
表7 180° 相位差时翼型大幅度俯仰的升力特性

Table 7 Lift characteristics of airfoil large-amplitude pitch motion at 180° phase difference %

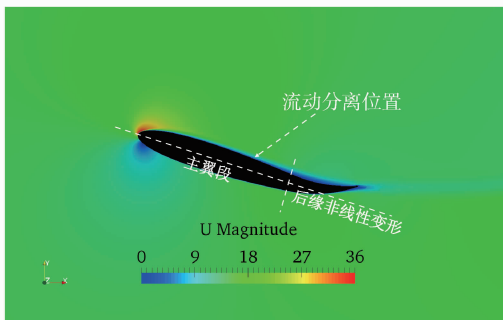
工况	ΔC_L	$\Delta \bar{C}_L$
0 (无后缘变形)	0	0
1 (线性变形)	+45.4	+28.5
2 (非线性变形)	+50.3	+34.6

3.2 线性变形后缘与非线性变形后缘对动态阻力特性和升阻比的影响

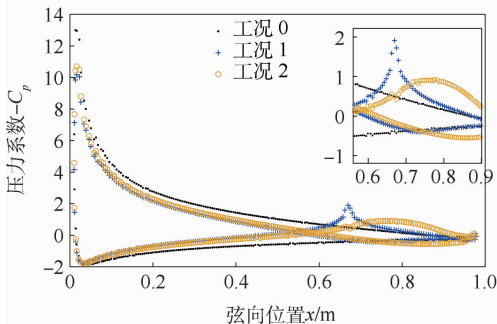
翼型与后缘的时域运动输入采用式(23)所示函数。图9展示了在翼型与后缘运动相位差为



(a) 0° 相位差时后缘线性变形流场速度分布



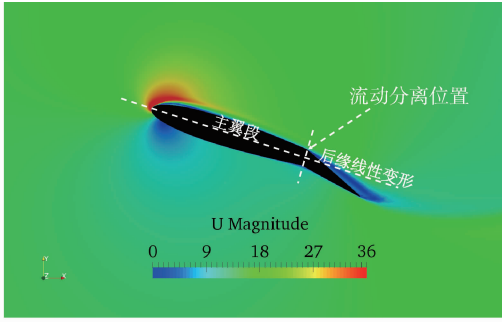
(b) 0° 相位差时后缘非线性变形流场速度分布



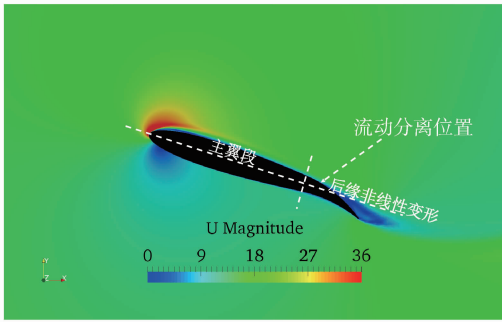
(c) 0° 相位差时翼型表面压力分布

图7 0° 相位差时翼型周围流场速度分布及压力分布

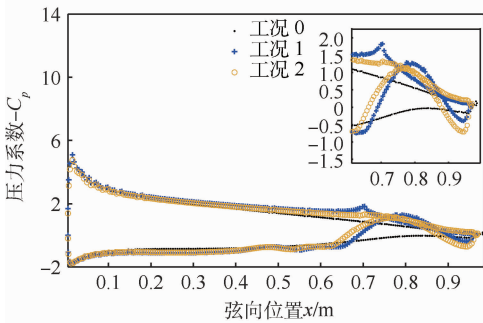
Fig. 7 Velocity and pressure distribution of flow field around airfoil at 0° phase difference



(a) 180°相位差时后缘线性变形流场速度分布



(b) 180°相位差时后缘非线性变形流场速度分布



(c) 180°相位差时翼型表面压力分布

图8 180°相位差时翼型周围流场速度分布及压力分布

Fig. 8 Velocity and pressure distribution of flow field around airfoil at 180° phase difference

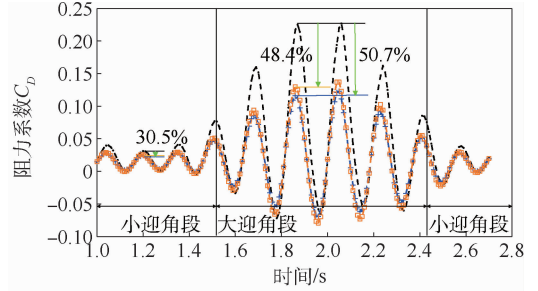
0°和180°时,线性变形后缘和非线性变形后缘对俯仰振荡翼型的阻力系数的影响。

由图9可以看出,与升力规律相近,后缘运动对阻力影响与翼型俯仰振动的幅值以及相位差均有关,同时在一定的条件下还出现了负阻力现象。

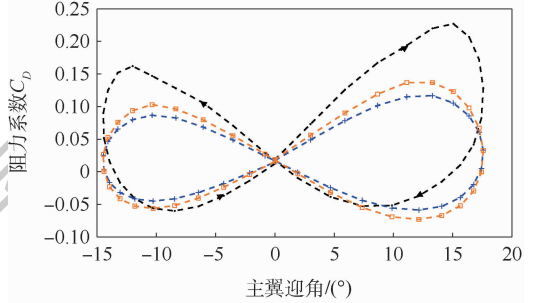
当运动输入相位差为0°,翼型俯仰振动幅值较小时,由于后缘与翼型的同相位偏转减小了翼面沿流向的投影面积,后缘线性/非线性变形运动均使阻力系数减小,表8显示了此时翼型的阻力特性和升阻比。

表9显示了当翼型俯仰振动幅值较大时翼型的阻力特性和升阻比。后缘非线性变形对此时翼型减阻和提高升阻比效果更明显。

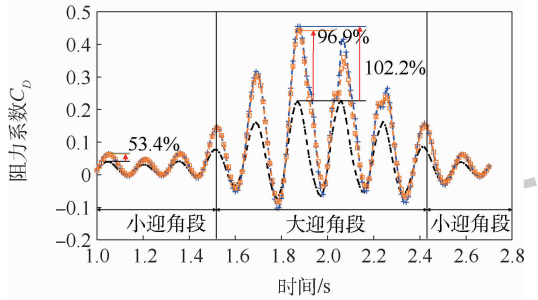
当运动输入相位差为180°时,翼型俯仰振动处于小幅度段时,此时翼型的阻力特性和升阻比,如表10所示。



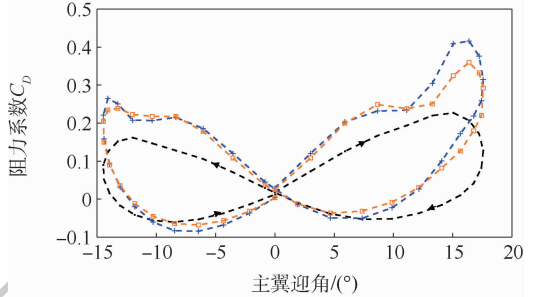
(a) 0°相位差时阻力系数响应



(b) 0°相位差时阻力系数滞回曲线(2.00~2.37 s)



(c) 180°相位差时阻力系数响应



(d) 180°相位差时阻力系数滞回曲线(2.00~2.37 s)

--- 工况0 -.- 工况1 -.- 工况2

图9 阻力系数响应

Fig. 9 Drag coefficient response

表8 0°相位差时翼型小幅度俯仰的阻力特性和升阻比
Table 8 Drag characteristics and lift-drag ratio of airfoil small-amplitude pitch motion at 0° phase difference

工况	ΔC_D	$\Delta \bar{C}_D$	$\Delta C_L/C_D$	$\Delta \bar{C}_L/C_D$
0 (无后缘变形)	0	0	0	0
1 (线性变形)	-30.5	-28.6	-5.3	-4.1
2 (非线性变形)	-30.5	-25.8	-5.3	-4.0

翼型俯仰振动幅值较大时,由于后缘非线性变形产生的分离区小,导致压差阻力更小。此时翼型的阻力特性和升阻比如表11所示。这表明,非线性变形后缘具有较好的大迎角升阻比特性。

表9 0°相位差时翼型大幅度俯仰的阻力特性和升阻比

Table 9 Drag characteristics and lift-drag ratio of airfoil large-amplitude pitch motion at 0° phase difference

%				
工况	ΔC_D	$\Delta \bar{C}_D$	$\Delta C_L/C_D$	$\Delta \bar{C}_L/C_D$
0 (无后缘变形)	0	0	0	0
1 (线性变形)	-48.4	-40.5	+14.7	+12.4
2 (非线性变形)	-50.7	-40.2	+22.3	+16.8

表10 180°相位差时翼型小幅度俯仰的阻力特性和升阻比

Table 10 Drag characteristics and lift-drag ratio of airfoil small amplitude pitch motion at 180°

%				
工况	ΔC_D	$\Delta \bar{C}_D$	$\Delta C_L/C_D$	$\Delta \bar{C}_L/C_D$
0 (无后缘变形)	0	0	0	0
1 (线性变形)	+53.4	+44.3	-11.9	-9.7
2 (非线性变形)	+53.4	+44.0	-11.9	-10.4

表11 180°相位差时翼型大幅度俯仰的阻力特性和升阻比

Table 11 Drag characteristics and lift-drag ratio of airfoil large-amplitude pitch motion at 180°

%				
工况	ΔC_D	$\Delta \bar{C}_D$	$\Delta C_L/C_D$	$\Delta \bar{C}_L/C_D$
0 (无后缘变形)	0	0	0	0
1 (线性变形)	+102.2	+93.5	-28.9	-22.5
2 (非线性变形)	+96.9	+86.6	-23.7	-16.6

从图9看出,在翼型大幅俯仰运动过程中,由于动态失速过程中分离与再附的迟滞效应,后缘线性/非线性变形2种运动下,翼型均出现了负阻力,而在小幅值运动段,并未观测到明显的负阻力现象,这与实验中观测到飞行器在动态俯仰过程中产生负阻力^[30]的现象相符,说明计算合理。并且后缘非线性变形运动产生的负阻力现象更为显著。

3.3 非线性变形后缘运动与主翼俯仰运动的相位差对动态升阻特性的影响

图10为后缘非线性变形的翼型(工况2)在不同迎角状态下峰值升阻特性随后缘运动输入相位差变化。在图10~图12中,均以极径表示升力系数、阻力系数或升阻比的值,以极角表示后缘变形与主翼俯仰运动的相位差。图中的红色区域表示使升力系数、阻力系数或升阻比增大的相位差区间,蓝色区域表示使上述值减小的区间。

由图10可知,连续变弯度翼型对峰值升阻特性的影响在小幅俯仰和大幅俯仰的情况下差异较大。与定常情况不同,当相位差在 $-112^\circ \sim 5.4^\circ$ 时,后缘运动可以有效增大峰值升阻比。

图11为后缘非线性变形的翼型(工况2)在

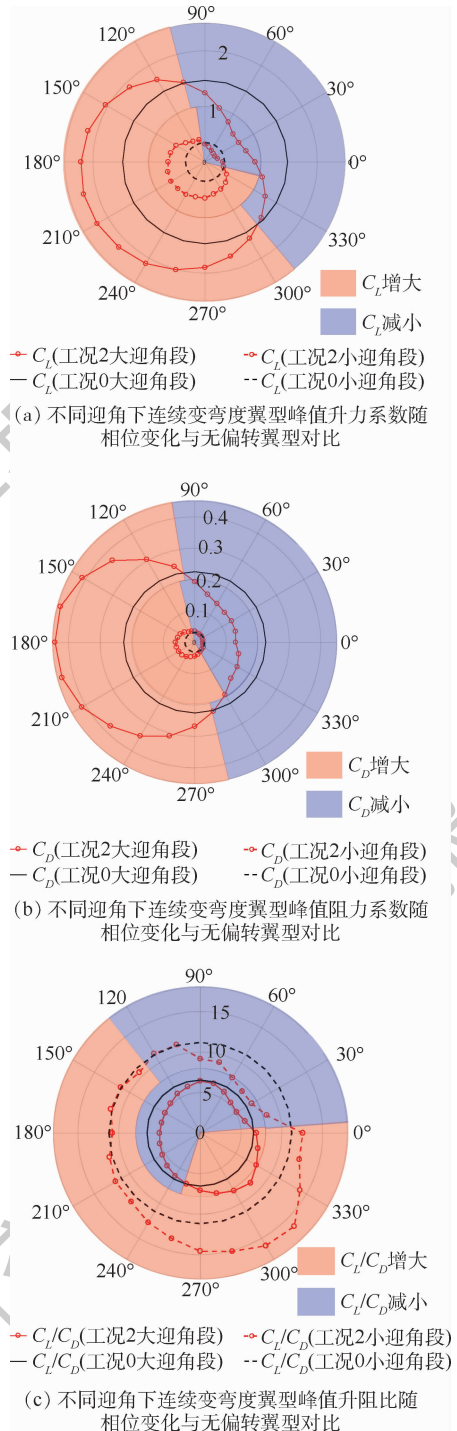
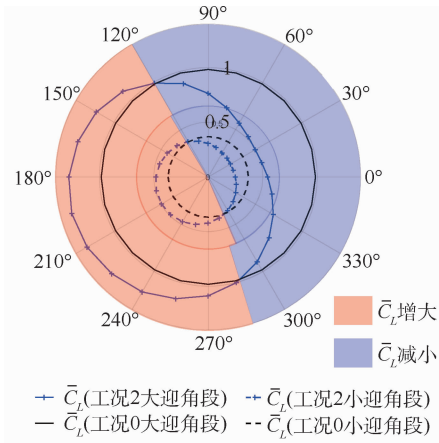


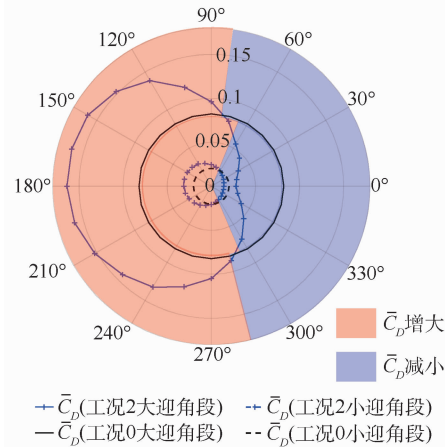
图10 不同迎角下连续变弯度翼型峰值气动系数随相位变化与无偏转翼型对比

Fig. 10 Peak aerodynamic coefficient variation with phase for camber morphing airfoil compared with baseline airfoil at different angle of attack

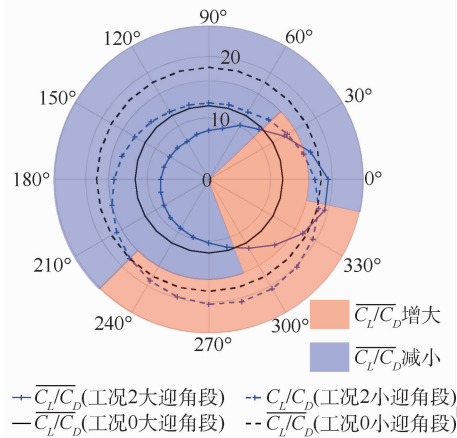
不同迎角状态下平均升阻特性随后缘运动输入相位差变化。可知,连续变弯度翼型对平均升阻特性的影响在小幅俯仰和大幅俯仰的情况下差异较大,在翼型小幅值俯仰时,平均升阻比的提升效果不明显;当相位差在 $-73^\circ \sim 45^\circ$ 时,后缘运动可以有效增大翼型大幅值俯仰运动的平均升阻比。



(a)不同迎角下连续变弯度翼型平均升力系数随相位变化与无偏转翼型对比



(b)不同迎角下连续变弯度翼型平均阻力系数随相位变化与无偏转翼型对比



(c)不同迎角下连续变弯度翼型平均升阻比随相位变化与无偏转翼型对比

图 11 不同迎角下连续变弯度翼型平均气动系数随相位变化与无偏转翼型对比

Fig. 11 Time-averaged aerodynamic coefficient variation with phase for camber morphing airfoil compared with baseline airfoil at different angle of attack

在不同相位差时,负阻力特性也有显著差异。

图 12 结果表明,在大迎角动态失速条件下,后缘与主翼运动相位差在 $-200^\circ \sim -37.5^\circ$ 之间时,后缘运动可以有效地提高下俯运动段的峰值负阻

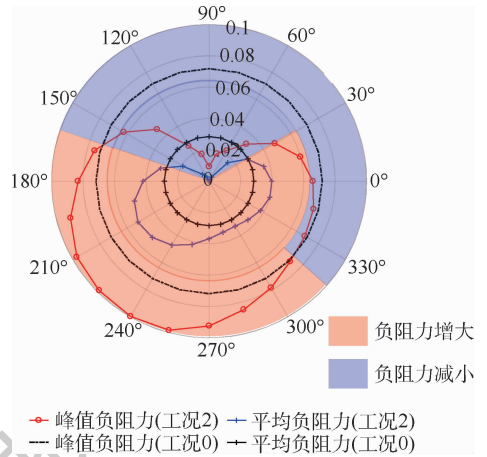


图 12 连续变弯度翼型负阻力随相位变化与无偏转翼型对比

Fig. 12 Negative drag variation with phase for camber morphing airfoil compared with baseline airfoil

力;后缘与主翼运动相位差在 $-198^\circ \sim 45^\circ$ 之间时,后缘运动可以有效地提高下俯运动段的平均负阻力。

4 结论

本文建立了基于 OpenFOAM 的翼型后缘连续变弯度和刚体俯仰耦合运动下动网格边界实现方法,在此基础上实现了对翼型运动过程中动态气动特性的计算。结果均表明:

1) 瞬态峰值气动特性反映了某一瞬时翼型表面的气动特性,会影响飞行器的短周期模态。后缘连续变弯度可以使翼型获得更好的瞬态峰值升阻特性。特别是在大迎角机动状态。在仅考虑增升时,可以提供最大 50.3% 的额外峰值升力。在仅考虑减阻时,可以减少最大 46.7% 的峰值阻力。相位差在 $-112^\circ \sim 5.4^\circ$ 内,均可以有效增大升阻比。

2) 时均气动特性反映了一段时间内翼型表面的气动特性的平均效果,会影响飞行器的长周期模态。后缘连续变弯度可以使翼型获得更好的平均升阻特性。特别是在大迎角机动状态。在仅考虑增升时,可以提供最大 34.6% 的额外平均升力。在仅考虑减阻时,可以减少最大 40.2% 的平均阻力。相位差在 $-73^\circ \sim 45^\circ$ 内,均可以有效增大平均升阻比。

3) 后缘变形运动对翼型动态气动特性有显著影响。在小幅俯仰时,变形方式带来的气动特性差异仅为 1% 左右;在大幅俯仰时,线性/非线性后缘变形对气动特性影响差别明显,非线性后

缘变形相较于线性后缘变形可以额外产生6%~10%的气动特性改变。对基于柔性后缘偏转的翼型控制律设计提供了指导。

4) 在翼型大幅俯仰时,后缘输入相位差位于 $-200^\circ \sim -37.5^\circ$ 之间时,连续变弯度翼型后缘运动会增强飞行器动态失速过程特有的分离再附迟滞,提高了峰值负阻力;相位差位于 $-198^\circ \sim 45^\circ$ 之间时,连续变弯度翼型后缘运动提高了翼型的平均负阻力。这极大拓展了柔性后缘偏转类变体飞行器应用潜力。

参考文献 (References)

- [1] AJAJ R M, BEAVERSTOCK C S, FRISWELL M I. Morphing aircraft: The need for a new design philosophy[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 49:154-166.
- [2] 许云涛. 智能变形飞行器发展及关键技术研究[J]. *战术导弹技术*, 2017(2):26-33.
XU Y T. Research on the development and key technology of smart morphing aircraft[J]. *Tactical Missile Technology*, 2017(2):26-33 (in Chinese).
- [3] 倪迎鸽, 杨宇. 自适应机翼翼型变形的研究现状及关键技术[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(3):297-308.
NI Y G, YANG Y. Research on the status and key technology in morphing airfoil of adaptive wings[J]. *Advance in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(3):297-308 (in Chinese).
- [4] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(3):426-443.
BAI P, CHEN Q, XU G W, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(3):426-443 (in Chinese).
- [5] 祝连庆, 孙广开, 李红, 等. 智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J]. *机械工程学报*, 2018, 54(14):28-42.
ZHU L Q, SUN G K, LI H, et al. Intelligent and flexible morphing wing technology: A review[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, 54(14):28-42 (in Chinese).
- [6] SPILLMAN J J. The use of variable camber to reduce drag, weight and costs of transport aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 1992, 96(951):1-9.
- [7] SOFLA A Y N, ELZEY D M, WADLEY H N G. An antagonistic flexural unit cell for design of shape morphing structures[C]// *Proceedings of the ASME 2004 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. New York: ASME, 2004:261-269.
- [8] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A bio-inspired high-authority actuator for shape morphing structures[C]// *The International Society for Optics and Photonics*, 2003:92-100.
- [9] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A shape memory-based multifunctional structural actuator panel[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2005, 42(7):1943-1955.
- [10] STROUD H R, LEAL P B C, HARTL D J. Experimental multiphysical characterization of an SMA driven, camber morphing owl wing section[C]// *Conference on Nondestructive Characterization and Monitoring of Advanced Materials, Aerospace, Civil Infrastructure, and Transportation XII*. Bellingham: International Society for Optics and Photonics, 2018:1-9.
- [11] YOKOZEKI T, SUGIURA A, HIRANO Y. Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3):1023-1029.
- [12] TSUSHIMA N, YOKOZEKI T, SU W H, et al. Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88:244-257.
- [13] WOODS B K S, FRISWELL M I. Structural characterization of the fish bone active camber morphing airfoil[C]// *22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*. Reston: AIAA, 2014:1-11.
- [14] WOODS B K S, BILGEN O, FRISWELL M I. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2014, 25(7):772-785.
- [15] RIVERO A E, WEAVER P M, COOPER J E, et al. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(9):2008-2026.
- [16] WOODS B K S, DAYYANI I, FRISWELL M I. Fluid/structure-interaction analysis of the fish-bone-active-camber morphing concept[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1):307-319.
- [17] 赵飞, 葛文杰, 张龙. 某无人机柔性机翼后缘变形机构的拓扑优化[J]. *机械设计*, 2009, 26(8):19-22.
ZHAO F, GE W J, ZHANG L. Topological optimization on the deformation mechanism of flexible trailing edge of certain pilotless aircraft[J]. *Journal of Machine Design*, 2009, 26(8):19-22 (in Chinese).
- [18] 朱鹏刚, 葛文杰, 张永红, 等. 基于 SIMP 和 GA 变形柔性机翼后缘的拓扑优化[J]. *机械科学与技术*, 2009, 28(11):1468-1472.
ZHU P G, GE W J, ZHANG Y H, et al. Topology optimization for shape morphing compliant trailing edge using SIMP and GA[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2009, 28(11):1468-1472 (in Chinese).
- [19] BARBARINO S, PECORA R, LECCE L, et al. A novel SMA-based concept for airfoil structural morphing[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2009, 18(5):696-705.
- [20] 杨智春, 解江. 柔性后缘自适应机翼的概念设计[J]. *航空学报*, 2009, 30(6):1028-1034.
YANG Z C, XIE J. Concept design of adaptive wing with flexible trailing edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(6):1028-1034 (in Chinese).

- [21] 杨智春,党会学,解江. 基于动网格技术的柔性后缘自适应机翼气动特性分析[J]. 应用力学学报,2009,26(3):548-533.
YANG Z C,DANG H X,XIE J. Aerodynamic characteristics of flexible trailing edge adaptive wing by unstructured dynamic meshes[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics,2009,26(3):548-533(in Chinese).
- [22] 解江,杨智春. 自适应机翼柔性翼肋的受控运动学规律研究[J]. 机械科学与技术,2007,26(7):917-921.
XIE J,YANG Z C. Study of controlled kinematics of the flexible rib of adaptive wing[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering,2007,26(7):917-921(in Chinese).
- [23] 解江,杨智春,党会学. 柔性后缘自适应机翼气动特性和操纵反效特性的比较分析[J]. 工程力学,2009,26(10):245-251.
XIE J,YANG Z C,DANG H X. Comparative study on aerodynamics and control reversal characteristics of adaptive wings with flexible trailing edge[J]. Engineering Mechanics,2009,26(10):245-251(in Chinese).
- [24] ZHOU H,ZHU H,MAIN H H, et al. Modelling and aerodynamic prediction of fish bone active camber morphing airfoil[C]// 2018 15th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). Piscataway: IEEE Press, 2018:559-565.
- [25] KUMAR D,ALI S F,AROCKIARAJAN A. Structural and aerodynamics studies on various wing configurations for morphing[J]. IFAC-Papers on Line,2018,51(1):498-503.
- [26] HOLZMANN T. Mathematics, numerics, derivations and OpenFOAM? [M]. Loeben:Holzmann CFD,2016:91-112.
- [27] MOUKALLED F,MANGANI L,DARWISH M. The finite volume method in computational fluid dynamics [M]. Berlin: Springer,2016:734-738.
- [28] JASAK H. Dynamic mesh handling in Open FOAM[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 2009: 1-10.
- [29] LEE T,GERONTAKOS P. Investigation of flow over an oscillating airfoil [J]. Journal of Fluid Mechanics,2004,512:313-341.
- [30] 郭辉,连洪祥. 飞行器动态下俯过程中的负阻力现象[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(7):623-626.
GUO H,LIAN Q X. Negative drag phenomena of aircraft in dynamic pitching process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2004,30(7):623-626(in Chinese).

Numerical simulation of dynamic aerodynamic characteristics of a camber morphing airfoil

WU You¹, DAI Yuting^{1,*}, ZHANG Renjia², SONG Chen¹, YANG Chao¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to solve the problem of accurate numerical simulation of trailing edge morphing motion of a camber morphing airfoil, a spatiotemporal surface fitting method based on two-dimensional polynomial is proposed, which could accurately simulate the space-time position of the morphing trailing edge. On this basis, the numerical simulation method of the boundary motion caused by airfoil pitching motion and trailing edge morphing is developed in OpenFOAM, and the aerodynamic forces of the coupled motions of the airfoil are calculated. The results show that trailing edge motion has a significant influence on the lift and drag characteristics of the airfoil pitching motion, the effect of nonlinear deformation is 6% - 10% greater than that of linear deformation in airfoil large-amplitude pitch motion. Meanwhile, the influence of phase difference between airfoil pitch motion and trailing edge motion on aerodynamic characteristics is discussed in this paper. In particular, when phase difference is 180 degree, trailing edge motion increases the maximum lift by 50.3% as well as the time-averaged lift by 34.6%. When phase difference is 0 degree, trailing edge motion reduces the maximum drag by 39.7% as well as the time-averaged drag by 30.2%. The maximum lift-drag ratio is increased by 22.3% and time-averaged lift-drag ratio by 16.8%. Meanwhile, during the airfoil pitching motion, negative drag coefficient is observed and the inducement is discussed. The above results provide important reference for the design of control law based on camber morphing airfoil.

Keywords: camber morphing airfoil; dynamic stall; negative drag; OpenFOAM; dynamic mesh

Received: 2020-04-15; **Accepted:** 2020-06-30; **Published online:** 2020-07-14 10:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200713.1933.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11672018)

* **Corresponding author.** E-mail: yutingdai@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0137

基于 SA&M-Relax 的外辐射源雷达 目标 DOA 估计方法



陈赓, 田波, 官健*, 冯存前

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 外辐射源雷达回波信噪比极低, 通常在距离-多普勒二维相关后进行目标角度估计。在这种单快拍情况下, 经典的超分辨算法由于协方差矩阵的非正定性导致算法性能较差。针对这一问题, 在 A&M 插值迭代算法的基础上, 提出了一种适用于稀疏阵列的 SA&M-Relax 外辐射源雷达目标 DOA 估计方法。在相同阵元数目的情况下, 与原有算法相比提高了目标角度估计的分辨率与精度, 同时减少了运算量。通过仿真实验验证了所提方法的有效性。

关键词: 外辐射源雷达; 波达方向 (DOA) 估计; 稀疏阵列; 单快拍; 插值迭代

中图分类号: TN958.97

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1254-07

外辐射源雷达是一种自身不发射电磁波, 而依靠通信、广播或者 Wi-Fi 信号实现对目标探测的雷达, 其具有绿色环保、低成本的优点^[1-3]。目前, 国内外开展了广泛研究的外辐射源雷达照射源信号, 主要包括数字电视广播信号、模拟电视广播信号、调频广播信号及导航信号等^[4-8]。在每种外辐射源雷达系统中, 波达方向 (Direction of Arrival, DOA) 估计都是目标探测的一项关键环节, 其估计的精度影响目标距离的解算及目标定位。但外辐射源雷达回波通道中目标回波信号的能量远低于地面反射多径杂波信号的能量, 传统的超分辨估计算法难以在这种极低信噪比条件下实现有效的目标角度估计^[9]。

针对这一问题, 文献[10-11]提出了利用距离-多普勒二维相关后目标距离-多普勒位置的复幅度信息进行角度估计。这种方法虽然通过二维互相关处理提高了目标回波的信噪比, 但接收信号快拍数目降为 1, 传统的超分辨算法不再适用, 这对外辐射源雷达目标 DOA 估计带来了新的挑

战。近年来, 基于压缩感知 (Compressed Sensing, CS) 理论的 DOA 估计方法被应用于外辐射源雷达^[12-13]。这种方法依靠构造过完备原子字典, 通过迭代求解选择最匹配的原子, 能够在单快拍的情况下实现多目标的 DOA 估计。但在过完备原子字典的构建中, 字典矩阵的分割精度影响着 DOA 估计的精度, 若分割的精度提高, 则过完备字典矩阵的维数将变大, 导致运算量较大。若减小字典矩阵的分割精度存在网格失配的问题, 会影响目标角度的估计性能。

针对上述问题, 本文将 A&M 插值迭代算法引入外辐射源雷达 DOA 估计, 将角度估计问题转化为频率估计问题。同时, 针对 A&M 插值迭代算法分辨率受阵元数目及阵列结构的限制, 将稀疏阵列引入外辐射源雷达, 提出了一种新的 SA&M-Relax 外辐射源雷达目标 DOA 估计方法, 在减少阵元数目的情况下保证了估计精度。通过仿真实验, 验证了本文所提方法的有效性。

收稿日期: 2020-04-13; 录用日期: 2020-07-19; 网络出版时间: 2020-07-27 15:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1319.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61601502); 中国博士后科学基金 (2019M662257); 航空科学基金 (201901096002)

* 通信作者。E-mail: gjdoctor@163.com

引用格式: 陈赓, 田波, 官健, 等. 基于 SA&M-Relax 的外辐射源雷达目标 DOA 估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1254-1260. CHEN G, TIAN B, GONG J, et al. SA&M-Relax target DOA estimation method for passive radar[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1254-1260 (in Chinese).

1 系统模型

外辐射源雷达监测天线不仅包含了目标回波,还包含了直达波信号、多径杂波信号及噪声信号,则第 m 个监测通道接收信号可以表示为

$$S_{\text{Ech}}^m(t) = \sum_q A_q a_m(\theta_q) S_d(t - \tau_q) e^{j2\pi f_q t} + \sum_i B_i a_m(\theta_i) S_d(t - \tau_i) + a_m(\theta_d) S_d(t) + N_m(t) \quad (1)$$

式中: S_d 为直达波信号复幅度; $m = 1, 2, \dots, M$ 为天线个数; $t = 1, 2, \dots, T$ 为采样时间, T 为信号的长度; $N_m(t)$ 为天线接收到的噪声信号; A_q, τ_q 和 f_q 分别为目标回波信号的复幅度、延时和多普勒频率; B_i 和 τ_i 分别为监测天线接收到的多径杂波信号的复幅度和延时; q 和 i 分别为目标数目和多径杂波数目; a_m 为信号角度复幅度信息; θ_q, θ_i 和 θ_d 分别为目标回波信号、多径杂波信号和直达波信号的入射角度。

$\mathbf{a}(\theta)$ 为目标接收信号的阵列流形矢量,其表示为

$$\mathbf{a}(\theta) = [1 \quad e^{-j2\pi d_1 \sin \theta / \lambda} \quad \dots \quad e^{-j2\pi d_{M-1} \sin \theta / \lambda}] \quad (2)$$

式中: d_{m-1} 为第 m 个阵元到第 1 个阵元的距离; λ 为信号波长。

由于直达波信号和多径杂波信号的能量强于目标回波信号,通过时域对消处理抑制直达波信号和多径杂波信号得到目标回波信号^[14]。各阵元对消后的目标回波信号可以表示为

$$\tilde{S}_{\text{Ech}}^m(t) = \sum_q A_q a_m(\theta_q) S_d(t - \tau_q) e^{j2\pi f_q t} + N_m(t) \quad m = 1, 2, \dots, M, t = 1, 2, \dots, T \quad (3)$$

由于对消后的目标回波信号能量极低,噪声强度远高于目标回波信号,利用对消后的信号直接进行目标角度估计难以获得角度信息。为了提取出目标的角度信息,利用距离-多普勒二维相关后目标距离-多普勒位置的复幅度信息进行角度估计,此时目标回波信噪比显著增强。目标回波信号和参考信号的互相关函数可以表示为

$$X(l, k) = \sum_{i=0}^{T-1} S_d(t) \tilde{S}_{\text{Ech}}^m(t+l) e^{j2\pi \frac{lk}{T}} \quad (4)$$

式中: $S_d(t)$ 为监测通道提纯后的直达波信号; $l = 0, 1, \dots, L$ 和 $k = -K, \dots, K$ 分别为时延和多普勒频率离散化表示, L 和 K 分别为离散化时延和多普勒频率范围。

考虑一个积累单元内有 q 个目标同时位于一个距离-多普勒单元 $[l_g, k_g]$ 内,则此时位于 $[l_g, k_g]$ 内的 q 个目标的回波信号可以表示为

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} 1 \\ e^{-j2\pi d_1 \sin \theta_q / \lambda} \\ \vdots \\ e^{-j2\pi d_{M-1} \sin \theta_q / \lambda} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1(l_g, k_g) \\ X_2(l_g, k_g) \\ \vdots \\ X_q(l_g, k_g) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_1(l_g, k_g) \\ N_2(l_g, k_g) \\ \vdots \\ N_m(l_g, k_g) \end{bmatrix} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{N} \quad (5)$$

式中: \mathbf{A} 表示目标导向矢量; $X_q(l_g, k_g)$ 表示第 q 个目标在 $[l_g, k_g]$ 距离-多普勒单元的复包络; $N_m(l_g, k_g)$ 表示噪声信号。

通过积累可以保留目标的幅相信息,但得到的接收信号 \mathbf{Y} 为 $M \times 1$ 维矩阵。

2 基于 SA&M-Relax 算法的目标 DOA 估计方法

2.1 A&M 插值迭代算法

A&M 插值迭代算法^[15]是采用单快拍求解目标波达方向的基础。传统 FFT 方法求解目标角度时,通过 FFT 得到其频谱图,根据其频谱图的峰值点位置求解目标的角度。但这种方法估计得到的目标角度性能依赖于天线数量,在天线数量较少时估计得到的角度与实际值有较大差别。对此,A&M 插值迭代算法利用 FFT 粗估计结果,采用插值迭代的方法提升角度估计的精度。

对于阵元间隔为 d 的一个均匀线阵,当目标入射角度为 θ 时,接收信号的阵列流形矢量为

$$\mathbf{a}(\theta) = [1 \quad e^{-j2\pi d \sin \theta / \lambda} \quad \dots \quad e^{-j2\pi d(M-1) \sin \theta / \lambda}]^T \quad (6)$$

令 $f = dM \sin \theta / \lambda$, 则对于目标角度的估计可以转化为频率估计问题。假设 FFT 的峰值点为 \hat{m}_q , 但实际中目标的峰值点位置应该位于 $m_q = \hat{m}_q + \delta_q, \delta_q \in [-0.5, 0.5]$ 为量化误差。因此,核心问题在于求解量化误差 δ_q , 其对应的目标信号真实角度频率为

$$f = \frac{\hat{m}_q + \delta_q}{M} f_s \quad (7)$$

式中: f_s 为采样频率,在 DOA 估计中, $f_s = M$ 。

因此,求解 f 关键在于找出误差迭代关系:

$$\hat{\delta}_i = \hat{\delta}_{i-1} + h(\hat{\delta}_{i-1}) \quad (8)$$

式中: $h(\hat{\delta}_{i-1})$ 为误差量。

考虑接收信号的离散傅里叶变换系数为

$$W_p = \sum_{r=0}^{M-1} \tilde{Y}(r) e^{-j2\pi r \frac{m_q+p}{M}} \quad p = \pm 0.5 \quad (9)$$

式中: \tilde{Y} 为接收信号做 M 点 FFT 后得到的数据。

将正弦信号表达式代入式(9)得

$$W_p = e^{j0} \frac{1 + e^{j2\pi\delta}}{1 - e^{j2\pi\frac{\delta-p}{M}}} + N_p \quad (10)$$

式中: N_p 为噪声的傅里叶变换系数。

当 $\delta - p \ll M$ 时, 则式(10)简化为

$$W_p = \xi \frac{\delta}{\delta - p} + N_p \quad (11)$$

式中: $\xi = -Me^{j\theta} \frac{1 + e^{j2\pi\delta}}{j2\pi\delta}$ 。

文献[15]给出了2种误差迭代公式, 其迭代关系式为

$$h(\hat{\delta}_{i-1}) = \frac{1}{2} \operatorname{Re} \left\{ \frac{W_{0.5} + W_{-0.5}}{W_{0.5} - W_{-0.5}} \right\} \quad (12)$$

$$h(\hat{\delta}_{i-1}) = \frac{1}{2} \cdot \frac{|W_{0.5}| - |W_{-0.5}|}{|W_{0.5}| + |W_{-0.5}|} \quad (13)$$

将式(11)代入式(12)可以得到

$$h(\hat{\delta}_{i-1}) = \frac{1}{2} \operatorname{Re} \left\{ \frac{\xi \frac{\delta}{\delta - 0.5} + \xi \frac{\delta}{\delta + 0.5}}{\xi \frac{\delta}{\delta - 0.5} - \xi \frac{\delta}{\delta + 0.5}} \right\} = \delta \quad (14)$$

可以看出, $h(\hat{\delta}_{i-1})$ 可以作为剩余量的估计。

综上所述, A&M 插值迭代算法的流程如下:

步骤 1 对接收数据做 FFT, 得到 \tilde{Y} 。

步骤 2 计算初始频率 $\hat{m} = \arg \max_m \{ \tilde{Y}(m) \}$ 。

步骤 3 初始化 $\delta_0 = 0, i = 0$ 。

步骤 4 $i = i + 1$, 计算傅里叶系数:

$$W_p = \sum_{r=0}^{M-1} \tilde{Y}(r) e^{-j2\pi r \frac{\hat{m} + \hat{\delta}_{i-1} + p}{M}} \quad p = \pm 0.5 \quad (15)$$

步骤 5 通过式(12)或式(13)计算误差 $h(\hat{\delta}_{i-1})$ 。

步骤 6 迭代, $\hat{\delta}_i = \hat{\delta}_{i-1} + h(\hat{\delta}_{i-1})$; 判断 $\hat{\delta}$ 是否收敛, 若收敛执行步骤 7, 未收敛返回步骤 4。

步骤 7 通过 $f = \frac{\hat{m}_q + \delta_q}{M} f_s$ 得到目标实际频率。

2.2 基于稀疏阵列的多源 A&M 插值迭代算法

通过 2.1 节分析, A&M 插值迭代算法是基于均匀线阵且目标个数为 1 得到的。由于稀疏阵列是非均匀的, 无法直接采用 A&M 插值迭代算法进行角度估计。对于非均匀阵列, 可以等效看作是由多个虚拟均匀阵元叠加而成。此处记为

$$\mathbf{a}(\theta) = \mathbf{\Gamma}^H \hat{\mathbf{a}}(\theta) \quad (16)$$

式中:

$$\hat{\mathbf{a}}(\theta) = [1 \quad e^{-j2\pi d \sin \theta / \lambda} \quad \dots \quad e^{-j2\pi d (\hat{M}-1) \sin \theta / \lambda}]^T \quad (17)$$

式中: \hat{d} 为等效的均匀线阵间距; \hat{M} 为等效后的均匀线阵阵元数目; $\mathbf{\Gamma}$ 为等效的插值矩阵。为了使等效后的阵列接近于原始阵列, 一般需要

$\hat{M} \geq 4d_{M-1} / \lambda$ 。由于稀疏阵列的稀疏性, 实际中 $\hat{M} \gg M$ 。

采用最小二乘法, 可以得到阵列转换矩阵:

$$\mathbf{\Gamma} = \mathbf{a}(\theta) \hat{\mathbf{a}}(\theta)^H (\mathbf{a}(\theta) \hat{\mathbf{a}}(\theta)^H)^{-1} \quad (18)$$

利用得到的转换矩阵, 可以将二维相关积累后的接收信号 \mathbf{Y} 转换到虚拟均匀阵列数据, 转换后的数据为

$$\hat{\mathbf{Y}} = \mathbf{\Gamma}^T \mathbf{Y} \quad (19)$$

将转化后的信号 $\hat{\mathbf{Y}}$ 作为 2.1 节 A&M 插值迭代算法的输入, 此时阵列数目变为 \hat{M} 。通过迭代计算得到 f , 则目标角度为

$$\theta = \arcsin \left(\frac{f \lambda}{d \hat{M}} \right) \quad (20)$$

当同一个距离-多普勒单元出现的目标个数大于 1 时, A&M 插值迭代算法不再适用。针对此问题, 结合 Relax 算法对多目标实现角度估计。在对多源信号中某一个信号源角度估计时, 可以将其他信号源当作噪声处理。在估计其中一个目标信号的频率点时, 减去其余目标在该点的分量(称此分量为泄漏分量), 再采用 A&M 插值迭代算法估计, 通过相互迭代提升估计的精度, 得到目标的估计结果。

设第 q 个目标对第 l 个目标的泄漏分量为 $\alpha_q Y_q[\mu_l + p]$, α_q 为第 q 个目标的傅里叶系数, μ_l 为离散傅里叶变换后第 l 个目标在频谱中的位置。减去其余目标对第 l 个目标点的泄漏后, 可得

$$\tilde{W}_l[p] = W_l[p] - \sum_{q=1, q \neq l}^Q \alpha_q Y_q[\mu_l + p] \quad (21)$$

式中:

$$Y_q[\mu_l + p] = \sum_{r=0}^{M-1} \tilde{Y}(r) e^{-j2\pi r \frac{\mu_l + p}{M}} = \frac{1 + e^{j2\pi(\mu_q - \mu_l)}}{1 + e^{j\frac{2\pi}{M}(\mu_q - \mu_l + p)}} \quad (22)$$

式中: $\tilde{Y}(r)$ 为接收信号 FFT 变换后得到的数据。将得到的 $\tilde{W}_l[p]$ 作为 A&M 插值迭代算法的输入进行后续计算。

综上所述, 本文基于 SA&M-Relax 算法的目标 DOA 估计方法步骤如下:

步骤 1 通过式(19)将稀疏阵列接收信号转化到虚拟均匀线阵, 得到转换后数据 $\hat{\mathbf{Y}}$ 及虚拟阵元数目 \hat{M} ; 确定目标数量, 目标数目为 1, 采用 2.1 节算法处理, 目标数量大于 1, 进行下一步计算。

步骤 2 对转换后的数据 $\hat{\mathbf{Y}}$ 进行 \hat{M} 点 FFT

变换,得到 \bar{Y} 。设置迭代变量 $j=1,2,\dots,J$ 。

步骤3 初始化 $\mu_l=0, \alpha_l=0, l=1,2,\dots,Q$ 。

步骤4 通过式(21)计算得到 $\tilde{W}_l[p], p=\pm 0.5$ 。

步骤5 利用式(12)或式(13)计算 h_j^l 。

步骤6 更新 μ_j^l ,此处加入辛克函数以提高计算精度。

$$\mu_j^l = \mu_{j-1}^l + \frac{\sin(\frac{\pi}{\hat{M}})}{\frac{\pi}{\hat{M}}} h_j^l \quad (23)$$

步骤7 更新幅值。

$$\alpha_j^l = \frac{1}{\hat{M}} \left\{ \sum_{r=0}^{M-1} \bar{Y}(r) e^{-j2\pi \frac{\mu_j^l}{\hat{M}}} - \sum_{q=1, q \neq l}^Q \alpha_q Y_q[\mu_j^l] \right\} \quad (24)$$

步骤8 分别计算每个目标的 α_j^l ,并进行迭代,判断是否收敛,未收敛返回步骤4;若收敛计算结束。

2.3 计算复杂度分析

本文方法的计算复杂度分析如下:当阵列结构为均匀阵列,目标个数为1时,2.1节中算法总复杂度为 $O(K(n^2 + 2n) + n \log n)$;当阵列结构为稀疏阵列时,式(18)可以预先计算并存储,故一个目标算法的计算复杂度为 $O(K(n^2 + 2n) + n \log n + n^2)$;多个目标时算法的运算复杂度为 $O(Kq(2n^2 + 2n) + n \log n)$;文献[12]中算法复杂度为 $O(K(5n^3 + 2n))$ 。 K 表示算法的循环次数, q 为目标个数。通过比较可得,本文方法能够有效降低运算复杂度。

3 仿真分析

本节采用地面数字电视多媒体广播信号(Digital Terrestrial Television Multimedia Broadcasting signal, DTMB)^[16]对本文方法进行仿真验证,信号带宽为7.56 MHz,波长为0.5 m,采样率设置为2倍的信号带宽。采用的帧体结构为PN420模式,在二维相干积累中以一个帧体时长作为脉冲重复周期,对应的脉冲重复频率为1.8 kHz。设置阵列结构为 $[0, 0.5\lambda, 1.5\lambda, 2\lambda, 3\lambda]$,直达波信号及多径杂波信号参数如表1所示。

表1 实验仿真参数

Table 1 Experimental simulation parameters

信号	距离/m	多普勒频率/Hz	信噪比/dB
直达波	0	0	50
多径1	25	0	35
多径2	45	0	30
多径3	65	0	28
多径4	85	0	24
多径5	105	0	20

设定目标速度为20 m/s,距离为2.8 km,积累时间为1 s,目标信噪比为-20 dB,目标角度在每个实验中分别给出。假设每个阵元接收信号中的直达波与多径杂波已经采用对消算法抑制^[14]。通过距离-多普勒二维相关处理,已经获得了目标的距离和速度信息,此时距离-多普勒二维相关结果如图1所示。可以看出,目标的峰值已经出现。在多普勒频率为0的位置出现的伪峰是由于DTMB信号PN帧头自相关特性而引起的。

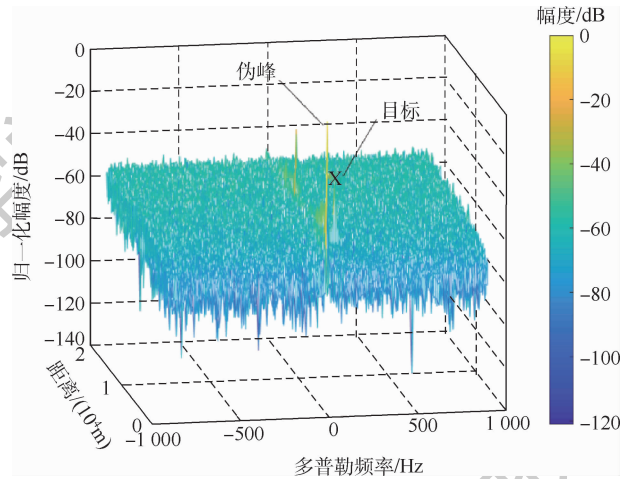


图1 目标检测结果

Fig. 1 Target detection results

1) 实验1. 验证本文方法的收敛特性。设置稀疏线阵转换到均匀线阵的虚拟阵元数目为21,均匀线阵间距为 0.5λ 。此时目标对应的频率通过虚拟后的阵元数目与阵元间距来计算。计算表达式为

$$f = \frac{\hat{d} \tilde{M} \sin \theta}{\lambda} \quad (25)$$

单个目标时,设置目标角度为 18.7° ,通过式(25)计算得到对应的频率值为3.37 Hz。迭代次数设置40次,仿真实验结果如图2所示。可以看出,仿真大约在第12次开始收敛,且收敛的结果与目标实际的频率基本一致。在实际仿真实验中,迭代次数一般不会超过20。

在实际环境中,多个目标落入同一个距离-多普勒单元的个数一般不超过2个,故本文选取了2个目标进行仿真验证。设置2个目标角度分别为 26.6° 与 3.7° ,通过式(25)计算得到对应的频率值分别为4.7 Hz与0.68 Hz。迭代次数设置100次,仿真实验结果如图3所示。可以看出,仿真大约在第40次左右开始收敛,收敛的结果与目标实际的频率基本一致。在实际仿真实验中,如果迭代50次之后收敛的结果与实际结果仍然不一致,此时增加迭代次数也没有意义了。

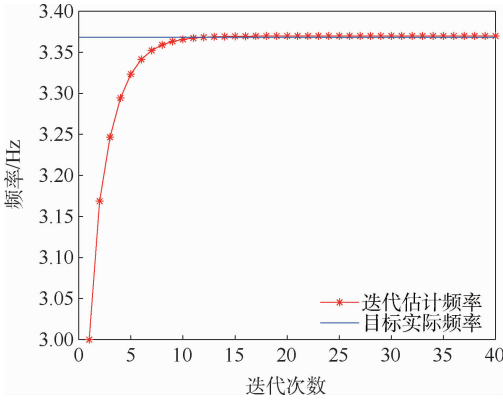


图2 单个目标时本文方法收敛仿真

Fig.2 Convergence simulation diagram of proposed method with one target

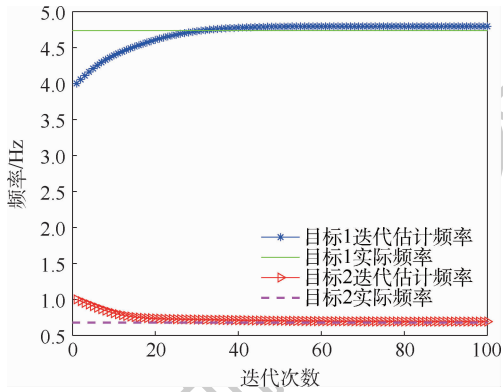


图3 两个目标时本文方法收敛仿真

Fig.3 Convergence simulation diagram of proposed method with two targets

2) 实验2。比较相同阵元数目下的稀疏阵列和均匀阵列估计性能。稀疏阵列为本实验采用阵列,均匀线阵采用相同阵元数目、阵元间距为半波长。设定2个目标角度分别为 3.7° 与 18.4° 。在5阵元均匀线阵的情况下,通过式(25)计算得到对应的频率值分别为0.16 Hz和0.79 Hz,在5阵元稀疏阵列结构下转换后的虚拟阵元个数为21,此时通过式(25)计算得到对应的频率值分别为0.68 Hz和3.31 Hz。图4为2种阵列的最终收敛结果。其中,S表示稀疏阵列,A表示实际值,E表示估计值,数字代表第几个目标。可以看出,在相同阵元数目的情况下,均匀线阵不能成功分辨2个目标,但稀疏阵列能够成功分辨出2个目标,并估计出目标角度。因此,SA&M-Relax算法相比于A&M-Relax具有更高的分辨率。

3) 实验3。比较本文方法与压缩感知算法的分辨率性能。设定2个目标角度差不同,分别求2种算法正确估计的概率(估计结果与实际角度差为 $\pm 1^\circ$),每种情况分别进行100次蒙特卡罗仿真实验。仿真结果如图5所示。可以看出,当2个目标角度差为 12° 左右时,本文方法能正确分

辨2个目标概率大于0.9。在目标角度差小于 12° 之前,分辨性能略差于压缩感知算法,这是由于本文方法的分辨性能受到傅里叶分辨率的限制。但若已知2个目标中的一个目标角度,此时本文方法的分辨率将显著提高。图6为2个目标角度相差 5° 的情况下,已知其中一个目标的角度,将其作为迭代的初始值,得到的最终迭代结果。可以看出,在已知其中一个目标的角度情况下,本文方法的分辨率将显著提升,最终迭代结果会与目标实际频率基本一致。

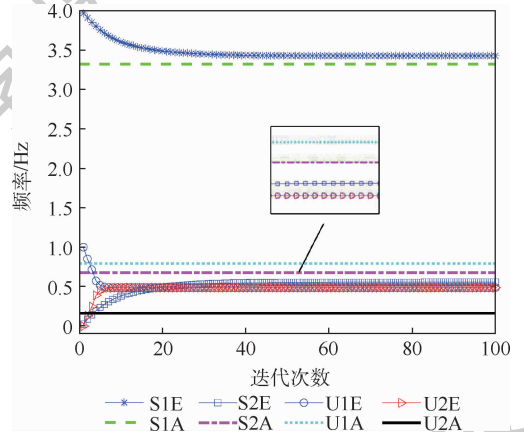


图4 不同阵列估计结果

Fig.4 Different array estimation results

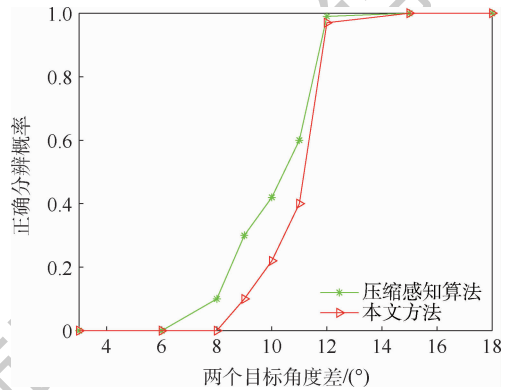


图5 两个目标不同角度间隔下正确分辨概率

Fig.5 Probability of correct resolution between two targets at different angle intervals

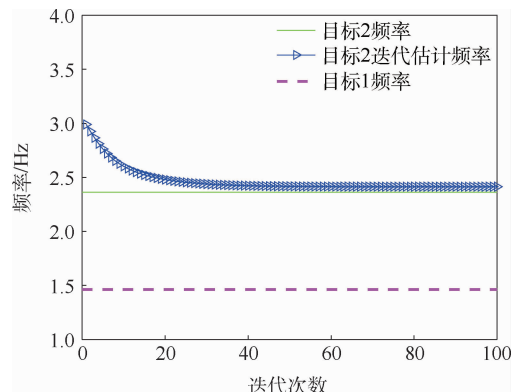


图6 一个目标角度已知情况下估计结果

Fig.6 Estimation results when a target angle is known

4 结 论

针对现有的外辐射源雷达目标波达方向估计存在单快拍下的低信噪比角度估计问题。

1) 提出了一种新的 SA&M-Relax 外辐射源雷达目标 DOA 估计方法。

2) 解决了 A&M 插值迭代算法只适用于均匀线阵和单个目标的角度估计问题,提升了估计性能。

3) 相比于压缩感知类算法,能够避免稀疏字典的构建,减小运算量,为外辐射源雷达目标 DOA 估计问题提供一个新思路。

参考文献 (References)

- [1] GRIFFITHS H D, BAKER C J. An introduction to passive radar [M]. Norwood: Artech House, 2017: 10.
- [2] WANG L, HE Q, BLUM R S, et al. Joint parameter estimation employing coherent passive MIMO radar[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(20): 6859-6862.
- [3] DEBORA P, FABRIZIO S, FEDERICA P, et al. Maritime moving target long time integration for GNSS-based passive bistatic radar[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(6): 3060-3083.
- [4] MOHAMMAD F, MOSTAFA D, SHAPOUR K. Rao detector for passive MIMO radar with direct-path interference [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(4): 2999-3009.
- [5] FENG Y, SHAN T, LIU S H, et al. Interference suppression using joint spatio-temporal domain filtering in passive radar[C]//2015 IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1156-1160.
- [6] SENDALL J L, MAASDORP F D V. Detection state refinement in FM multistatic passive radar[C]//2017 IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 717-721.
- [7] MAUSSANG F, GARELLO R, SOULAT F, et al. GPS passive bistatic radar system in oceanic environment: Detection performance estimation[C]//2011 IEEE Spain OCEANS. Piscataway: IEEE Press, 2011: 1-5.
- [8] 郭帅, 王俊, 陈刚, 等. 外辐射源雷达参考通道多径干扰抑制方法[J]. 西安电子科技大学学报, 2018, 45(3): 18-23.
- [9] GUO S, WANG J, CHEN G, et al. Method for multipath interference restraint of the reference channel in passive bistatic radar [J]. Journal of Xidian University, 2018, 45(3): 18-23 (in Chinese).
- [10] FENG W K, FRIEDT J M, MEROU G G, et al. Passive radar delay and angle of arrival measurements of multiple acoustic delay lines used as passive sensors [J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(2): 594-602.
- [11] HOWLAND P E, MAKSIMIMUK D, REITSMA G. FM radio based bistatic radar [J]. IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation, 2005, 152(3): 107-115.
- [12] WANG J, WANG H T, ZHAO Y. Direction finding in frequency-modulated-based passive bistatic radar with a four-element Adcock antenna array [J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2011, 5(8): 807-813.
- [13] 王海涛, 王俊. 基于压缩感知的无源雷达超分辨 DOA 估计 [J]. 电子与信息学报, 2013, 35(4): 877-881.
- [14] WANG H T, WANG J. Super-resolution DOA estimation in passive radar based on compressed sensing [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2013, 35(4): 877-881 (in Chinese).
- [15] 左罗, 王俊, 陈刚, 等. 基于 TLS-CS 的外辐射源雷达超分辨 DOA 估计方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(1): 61-66.
- [16] ZUO L, WANG J, CHEN G, et al. TLS-CS super-resolution DOA estimation method in PBR [J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(1): 61-66 (in Chinese).
- [17] 张各各, 王俊, 刘玉春. 一种基于数字电视地面广播照射源的外辐射源雷达快速杂波相消算法 [J]. 电子与信息学报, 2013, 35(1): 36-40.
- [18] ZHANG G G, WANG J, LIU Y C. A fast cancellation algorithm for DTTB-based passive radar system [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2013, 35(1): 36-40 (in Chinese).
- [19] ABOUTANIOS E, MULGREW B. Iterative frequency estimation by interpolation on Fourier coefficients [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2005, 53(4): 1237-1242.
- [20] 数字电视地面传输国家标准特别工作组. 数字电视地面广播传输系统帧结构、信道编码和调制: GB 20600—2006 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2007.
- [21] National Standards Task Force for Terrestrial Digital Television Transmission. Frame structure, channel coding and modulation for digital television terrestrial broadcasting system: GB 20600—2006 [S]. Beijing: China Standard Press, 2007 (in Chinese).

SA&M-Relax target DOA estimation method for passive radar

CHEN Geng, TIAN Bo, GONG Jian*, FENG Cunqian

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Due to the low signal-to-noise ratio of echo in passive radar, the target angle is usually estimated after range-Doppler 2D correlation. In this case of single snapshot, the performance of the classical super resolution method is poor due to the non-positive nature of the covariance matrix. To solve this problem, based on the A&M interpolation iterative algorithm (iterative frequency estimation by interpolation on Fourier coefficients algorithm), the SA&M-Relax passive radar target DOA estimation method suitable for sparse array is proposed. In the case of the same number of sensors, the resolution and precision of the target angle estimation are improved compared with the original algorithm, and the computation amount is reduced. Finally, the effectiveness of the proposed algorithm is verified by simulation experiments.

Keywords: passive radar; Direction of Arrival (DOA) estimation; sparse array; single snapshot; interpolation iteration

Received: 2020-04-13; **Accepted:** 2020-07-19; **Published online:** 2020-07-27 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1319.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601502); China Postdoctoral Science Foundation (2019M662257); Aeronautical Science Foundation of China (201901096002)

* **Corresponding author.** E-mail: gjdoctor@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0144

高压高剪切率下密封环缝隙流体动态润滑特性



张乐涛, 刘志奇*, 李占龙, 徐彦, 高宇

(太原科技大学 机械工程学院, 太原 030024)

摘 要: 为减少高压高剪切率下热效应对密封环缝隙流体润滑性能的影响,以密封环缝隙流体剪切速度梯度、壁面剪切应力和油膜温升表征摩擦副润滑性能,采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型,通过 Workbench 建立流-固-热多场模型,计算得到不同主轴转角下缝隙流动形态变化规律和温升前后油膜厚度变化量、不同 L 型槽内外径比及长径比下流速流型分布规律、壁面剪切应力、温度分布和热变形量。研究表明:密封环 L 型槽黏性底层随剪切速度增大而增厚,油膜厚度随运动周期增加而变薄;当 L 型槽内外径比小于 1.07 时,随比值减小密封环壁面剪切应力不断增大,最大变化率为 7%;密封环 L 型槽长径比在 0.19 时平均壁面剪切应力达到最大,当长径比继续增大时,油膜区剪切速度梯度逐渐减小,油膜温升和热变形亦随之减小。研究结果可为马达优化以减少能量损失和改善密封环润滑条件提供理论指导和依据。

关键词: 高压高剪切率; 剪切涡; 密封环; 热流体动态润滑; 流-固-热多场耦合

中图分类号: TH322; TH137.51

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1261-10

斜轴式高压柱塞马达是液压系统中重要的动力执行装置,而密封环和柱塞孔组成的摩擦副是其能量损失和效率下降的主要来源^[1]。研究表明,高压高剪切率下热效应对油膜的润滑特性影响显著,各项润滑参数均下降^[2],而改变油液在流场中的流动形态可有效减少其摩擦力进而降低油液温升^[3]。

高速重载下,摩擦副的剪切运动造成油膜温升,而热效应导致润滑性能变差。马纪明等^[4]利用液动力建立柱塞泵滑靴副的润滑模型,实现对滑靴副油膜厚度的高效求解;刘赵森等^[5]基于 Navier 滑移模型研究黏温特性对缝隙流动特性的影响,发现摩擦副温度越高其边界滑移速度就越快;吴承伟和胡令臣^[6]研究油膜壁面滑移对润滑特性的影响,发现壁面剪切应力较大处油膜发生滑移屈服而破裂并导致润滑失效;Bergada

等^[7]总结出柱塞泵工作中柱塞副缝隙的流量方程,并与数值分析的计算结果进行对比验证了数学模型的正确性;Aksoy 和 Aksit^[8]对柱塞泵摩擦副润滑特性分析时综合考虑弹流润滑和热效应的影响,得出油膜的承载力变化规律;Ivan-tysynova 等^[9-10]综合考虑缸体和柱塞的弹性变形和温度引起的热变形对油膜特性的影响;Pelosi 和 Ivantysynova^[11-12]对柱塞泵摩擦副动态润滑特性展开研究,得出黏性摩擦引起温升改变了压力和温度分布规律。研究表明,高压高剪切率下油膜温升明显,黏温效应导致摩擦副润滑性能下降。

优化密封环结构以改变 L 型槽油液的流动形态,可有效降低密封环壁面剪切应力^[13]并减少油膜温升。吴波等^[14]通过试验研究不同沟槽结构对内燃机活塞润滑特性的影响,提出沟槽具有

收稿日期: 2020-04-16; 录用日期: 2020-06-05; 网络出版时间: 2020-06-24 14:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200624.1419.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51975396); 山西省自然科学基金(201701D121070); 山西省科技重大专项国际合作项目(GJ2016-02-2)

* 通信作者. E-mail: liuzhiqi@tyust.edu.cn

引用格式: 张乐涛, 刘志奇, 李占龙, 等. 高压高剪切率下密封环缝隙流体动态润滑特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1261-1270. ZHANG L T, LIU Z Q, LI Z L, et al. Hydrodynamic lubrication characteristics of piston ring gap under high pressure and high shear rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1261-1270 (in Chinese).

减摩降阻的作用并能提升活塞的使用寿命; Choi^[15]研究发现摩擦副型槽底部形成较厚的黏性底层,黏性底层有利于降低摩擦副摩擦力;Liu等^[16]数值计算沟槽结构参数对摩擦力的影响,指出沟槽形成的剪切涡是其减摩的主要原因。研究表明,改变摩擦副结构以改变油液流动形态,在接触表面形成剪切涡黏性底层,将油液-壁面摩擦力变为流体内部摩擦力以减少温升。

本文建立柱塞马达密封环缝隙热流体动力润滑模型,考虑油液的黏温特性和黏压特性,通过多物理场耦合技术对密封环缝隙油膜润滑特性展开研究。其中,采用有限体积法求解缝隙油膜压力和温度进行密封环油膜润滑分析,采用能量方程和热传导方程求解结构场温度,并利用有限单元法求解密封环表面应力和变形,研究不同结构参数下密封环缝隙在工作润滑中的流动特性和温升程度。研究结果为密封环减摩和马达可靠性设计提供了理论基础。

1 高速重载工况和槽内剪切涡流动

低速轻载工况下,密封环处于弹性流体动力润滑状态,故润滑较好且磨损程度较低^[1];高速重载工况下,热效应对密封环动态润滑特性影响显著(压差 $\Delta P > 25$ MPa, 剪切速度 $v_s > 5$ m/s)。极端工况下,随压差和剪切速度的提高,密封环缝隙油膜因受到高压和高剪切作用发生黏性摩擦导致温度升高^[2],温升引起密封环热变形降低油膜厚度并易发生干摩擦甚至卡死;油膜压力随压差和剪切速度提高而增大,但油膜黏度随温升而下降并造成压力损失和承载力下降;同时油膜发生边界滑移而失效^[5-6],进而润滑失效并引起密封环磨损,马达泄漏量随之增大并降低其可靠性。

因此,对密封环高压高剪切率下的润滑性能提出了更高的要求。

不同于普通密封环油膜的层流运动,具有L型槽结构的密封环缝隙流动形式发生改变,油液在L型槽内因剪切运动形成剪切涡黏性底层,油液和壁面间的摩擦力转为流体间摩擦力,油液流速提升且速度梯度减小,摩擦力随之减小有利于降低油膜温升;高压高剪切速率下缝隙流动主要受剪切流影响,剪切运动下密封环缝隙热油不断积累并使缝隙油膜温升加快,通过在密封环上铣削加工L型槽可以使缝隙内储存更多油液,减少油液流动阻力并增大压差流^[17],有效提高密封环动态润滑性能。

2 系统描述与控制方程

2.1 密封环系统描述与工作原理

马达密封环缝隙结构简图如图1所示。密封环安装在柱塞尾部起密封作用,柱塞和缸体形成油液流动区域——柱塞腔。密封环和柱塞腔室构成的缝隙流场由5部分组成,即油膜区域、缝隙I、缝隙II、内腔、L型槽。 p_h 为高压区压力入口压力值, p_l 为低压区压力出口压力值,缝隙流体中的压差流由高低压区进出口压差产生。密封环受力主要由4部分组成:轴向油液压力 F_p 、密封环与柱塞支撑力 F_p 、密封环内腔压力 P_i 、油膜压力 P' 。密封环结构材料参数和工况条件如表1和表2所示。

柱塞马达工作原理为:马达在一个工作周期内完成吸油($0^\circ \sim 180^\circ$)和排油($180^\circ \sim 360^\circ$)各一次。马达吸油过程中,高压油经配流盘流入处在高压区柱塞的柱塞腔室,随后通过柱塞副间隙压力入口处进入密封环缝隙I,以及L型槽和油

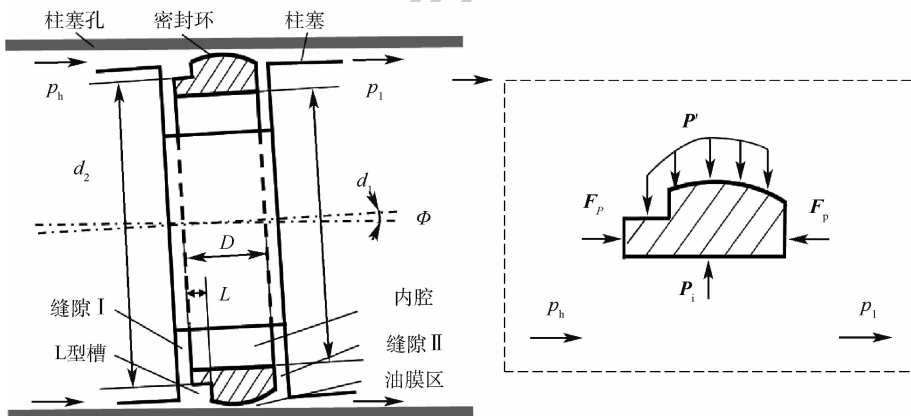


图1 密封环缝隙结构简图与受力分析

Fig. 1 Structure diagram and stress analysis of piston ring gap

表 1 密封环参数设定

Table 1 Parameter setting of piston ring

参数	取值范围
L 型槽长 L /密封环宽度 D	0.13 ~ 0.27
L 型槽外径 d_2 /密封环内径 d_1	1.03 ~ 1.08
密封环密度 $\rho_m / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	7 801
弹性模量 E/MPa	2.07×10^5
泊松比 ν	0.29

表 2 密封环工况条件

Table 2 Working condition of piston ring

环境参数	数值
初始缝隙高度 $\delta_0 / \mu\text{m}$	10
工作压差 $\Delta P/\text{MPa}$	35
剪切速度 $v_x / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	6
负载 $(\text{N} \cdot \text{m})$	889
进油温度 $T_i / ^\circ\text{C}$	45
Fe 热膨胀系数 $/^\circ\text{C}$	1.0×10^{-5}
初始润滑油黏度 $\mu_0 / (\text{mm}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	68

膜区,密封环楔形型面上形成油膜,润滑接触表面避免干摩擦,同时缝隙 I 中的油液进入内腔并提供二次润滑,最终在油膜区域尾部和缝隙 II 泄漏流出,高压区时的密封环受力较为恶劣,壁面摩擦力较大且油膜厚度较低,则此阶段油膜温升较为明显。马达排油过程与吸油过程类似,柱塞腔中的低压油经配流盘流至液压管路中,低压区时密封环所受液压力较小,故油膜温升状况较高压区有所减弱。

2.2 密封环复合运动形式与缝隙动力润滑

密封环复合运动如图 2 所示,可分为 3 部分:径向挤压运动、绕轴线的俯仰运动和轴向剪切运动,其中剪切运动是剪切流的形成原因。图中: Φ 为柱塞半锥角; γ 为主轴转角; R_C 为缸体半径; φ 为缸体旋转角度。

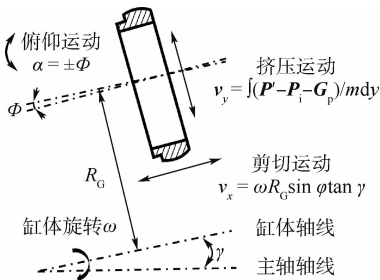


图 2 密封环复合运动形式

Fig. 2 Compound movement form of piston ring

密封环剪切运动规律为

$$v_x = \omega R_C \sin \phi \tan \gamma \quad (1)$$

式中: ω 为缸体旋转角速度。

径向挤压运动速度为

$$v_y = \int (P' - P_i - G_p) / m dy \quad (2)$$

式中: G_p 为密封环重力、离心力和惯性力的合力; m 为密封环的质量。

俯仰运动规律为

$$\alpha = \pm \Phi \quad (3)$$

图 3 为由压差流与剪切流组成的缝隙流体在低压区和高压区时的速度分布规律。密封环处在低压区时,此时密封环向左运动完成排油过程,剪切流速度方向向左,同时左侧压力 p_h 高于右侧压力 p_l 形成方向向右的压差流,密封环剪切流速度方向与压差流方向相反,两者速度矢量相减为合流速。高压区时,进口高压油 P'_h 压力高于出口压力 P_l ,形成由入口指向出口的压差流,同时密封环受高压油作用向右运动,并形成与剪切速度 v_x 方向一致的剪切流,密封环剪切流速度方向与压差方向一致,压差流与剪切流矢量相加合成整体流速。图 3 中: δ 为缝隙流场高度, l 为缝隙流场长度,在液压力和热应力共同作用下密封环结构变形 Δd ,图中虚线为密封环轴切面截面的位置变化。

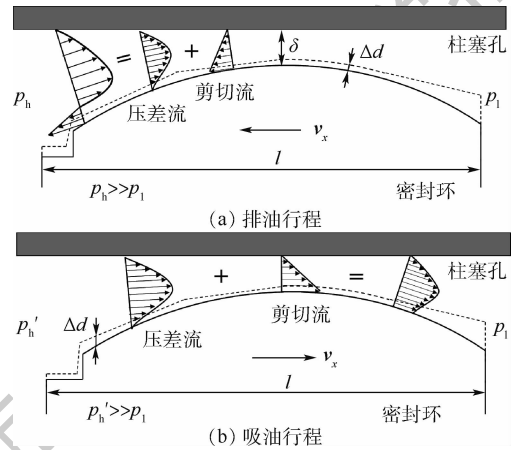


图 3 密封环缝隙流体动力润滑

Fig. 3 Hydrodynamic lubrication of piston ring gap

高压高剪切率工况下,油液沿轴向流动 ($v_y \approx 0, v_z \approx 0$),单位质量力 $Z = -g$,则 Navier-Stokes 方程为

$$\begin{cases} \frac{d^2 v_x}{dz^2} = \frac{1}{\mu_t} \cdot \frac{dP}{dx} \\ -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{dP}{dy} = 0 \\ -g - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{dP}{dz} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: μ_t 为润滑油黏度; P 为油膜压力; ρ 为油液密度。

对式(4) z 积分 2 次得

$$v_t = \frac{1}{2\mu_t} \cdot \frac{dP}{dx} z^2 + C_1 z + C_2 \quad (5)$$

式中: v_t 为缝隙流体速度分布规律; C_1 、 C_2 为积分常数。代入边界条件 $z=0, v_t=0$; $z=\delta, v_t=v_x$, 得缝隙流体速度分布为

$$v_t = -\frac{1}{2\mu_t} \cdot \frac{dP}{dx} (\delta - z) z \pm \frac{dv_x}{dy} z \quad (6)$$

由式(6)得密封环缝隙流量为

$$Q_t = \int_A v_t dA = \int_0^\delta v_t z \pi d_0 dz = \pi d_3 \left(\frac{\delta^3 \Delta P}{12\mu_t l e} \pm \frac{v_x \delta}{2} \right) \quad (7)$$

式中: 第1项为入口压力 P_h 与出口压力 P_l 之间的压差 ΔP 产生的流动, 其流动速度大小呈抛物线分布规律; 第2项为壁面相对运动产生的流动, 密封环剪切速度 v_x 方向和压差方向相同或相反, 压差流速分布为二次曲线分布, 剪切流动流速分布为直线分布, 两者叠加形成缝隙流体流动速度分布; e 为修正系数; A 为过流断面面积; d_0 为缝隙高度; d_3 为密封环外轮廓平均直径。

在摩擦副间隙高度恒定的情况下, 油膜温升导致油液黏度的下降和缝隙流量的增大, 而高压高剪切率的工况下油液黏度下降导致油膜压力下降, 润滑状态由弹流变为边界润滑甚至干摩擦对摩擦副十分不利。

密封环缝隙油膜厚度方程为

$$\delta = \delta_0 + \frac{x^2}{d_p} + \Delta d_E + \Delta d_T \quad (8)$$

式中: x 为密封环耦合面上的轴向位置; d_p 为密封环型面曲率直径; Δd_E 为密封环表面弹性变形量; Δd_T 为密封环表面热变形量。

密封环壁面单位面积上的剪切应力 τ 为

$$\tau = \mu_t du/dy \quad (9)$$

因油液在柱塞孔近壁面为层流形式, 故壁面摩擦力 F 为

$$F = \mu_t A' du/dy \quad (10)$$

密封环油膜的壁面剪切摩擦功率 P_f 为

$$P_f = F v_x = \mu_t A' du^2/dy \quad (11)$$

密封环油膜温升 ΔT 为

$$\Delta T = \frac{P_f}{kcQ_t} = \mu_t A' \frac{du}{dy} \cdot \frac{du}{kcQ_t} \quad (12)$$

黏温与黏压方程为

$$\mu_t = \mu_0 \exp[\beta_p P - \beta_T (T_t - T_0)] \quad (13)$$

式中: $\mu_t A' du/dy$ 为壁面摩擦力; $\mu_t du/dy$ 为壁面剪切应力; du/dy 为沿中心轴切面的法向速度梯度, 表示油液流速沿正交于流速方向 y 的变化率; A' 为油膜表面积; δ 为油膜间隙高度; k 为密封环

的热功当量; c 为流体的比热容; μ_t 为 t 时刻的油膜黏度; μ_0 为初始黏度; β_p 为黏压指数; β_T 为黏温指数。

当油膜表面积 A' 一定时, 由式(9)可知密封环壁面剪切应力和油膜区速度梯度呈正比, 由式(12)可知油膜温升与壁面剪切应力呈正比, 则油膜温升与法向速度梯度呈正比。故本文以缝隙流体剪切速度梯度、壁面剪切应力和油膜温升表征摩擦副润滑性能。

3 数值方法及验证

3.1 系统流-固-热多物理场建模

密封环系统流-固-热多场耦合模型示意图如图4所示。在 Icem 中固体区域网格和流体域网格分开建立, 两者均采用结构化六面体网格, 并对两者交界耦合面进行定义, 用于不同物理场之间的数据传递。图4(a)为密封环缝隙计算区域网格, 其中包括缝隙流体流场区域和密封环固体区域; 图4(b)为中心轴切面处密封环缝隙流场的网格分布, 并对缝隙流体中的油膜部分进行网格加密, 其二维边界共设置 800 个节点; 图4(c)为缝隙油膜局部网格分布; 图4(d)为流-固-热耦合交界面处网格分布。

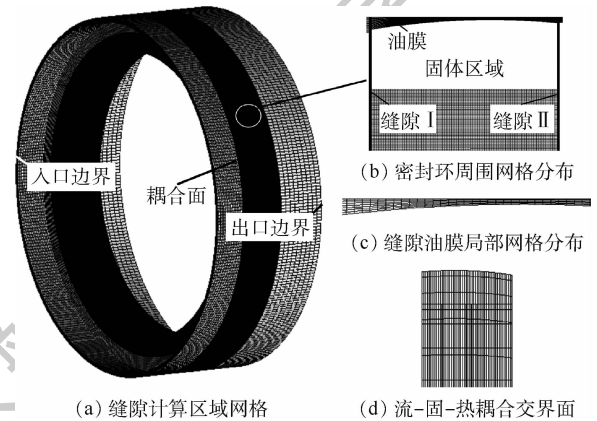


图4 密封环计算区域和局部网格分布
Fig.4 Calculation area and local grid distribution of piston ring

3.2 流-固-热耦合计算方法

多场耦合模型采用图5所示的双向耦合分析: ①流-固耦合中通过耦合面将流场中流体压力载荷传递到结构场中的密封环固体区域, 求解得到密封环的应力应变和弹性变形量; ②热-固耦合中首先由流场提供油膜温度和换热系数传递给温度场进行计算, 再由温度场将温度载荷传递给结构场进行热应力计算, 并得到结构变形量; ③密封环受压力载荷和温度载荷产生变形, 其变形同时

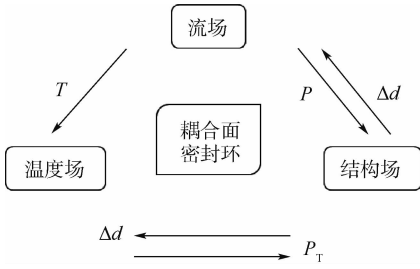


图5 多物理场耦合实现原理

Fig.5 Principle of multiple physical fields coupling

改变了流体域,结构场将位移量传递给流场,流体域网格重新划分并更新计算,Workbench 在上述过程中多次计算得到与实际工况最接近的数值解。

3.2.1 密封环缝隙流场设置

在流场中进行分析,密封环缝隙流动分为层流和湍流2种形式,缝隙油膜区域因间隙高度较小雷诺数低为层流。本文分析工况的临界雷诺数为3000,而高压柱塞马达中雷诺数($Re = v_x l / \mu_l$)经计算得到为6000,故为湍流形式且为均匀湍流,同时湍流模型选择 RNG $k-\epsilon$ 因其在复杂剪切流问题的分析上具有较高的求解精度^[16]。边界条件如下:①压力入口35 MPa,压力出口0.1 MPa;②柱塞孔为静边界设置为无滑移边界;③柱塞腔室动边界利用用户自定义函数(UDF)来控制其复合运动;④密封环端面设置为耦合面,与温度场和结构场进行数据交换;⑤密封环缝隙流体的温度、压力和黏度随时间变化为非定常流动。液压油的黏温关系由式(13)编译为UDF实现控制。

3.2.2 结构场和温度场设置

在结构场中进行分析,对密封环进行位移约束,限制轴向可有0.1 mm的位移量,径向可有10 μm的位移量。在温度场中进行分析,温度场作为热-固耦合的中间模块,需要流场提供流场温度和对流换热系数的数值解,以此求解密封环型面的温度分布。

密封环缝隙流场以湍流为主,故选择湍流换热计算公式,密封环剪切运动引起油膜温升,且根据雷诺数(6000)查表确定系数 m 和 n 分别为0.38和0.8,并使用短管修正法乘修正系数 ϵ_l ,则湍流工况下密封环缝隙结构中油液与密封环的换热系数 r 为

$$\frac{rd}{\lambda} = 0.023 Re^n Pr^m \epsilon_l \quad (14)$$

$$r = \frac{0.023 Re^{0.8} Pr^{0.38} \lambda \epsilon_l}{d} \quad (15)$$

式中: λ 为热导率; d 为柱塞孔直径; Re 为雷诺数; Pr 为普朗特系数; ϵ_l 为修正系数, $\epsilon_l = 1 + (d/l)^{0.7}$ 。

3.3 实验验证与网格无关性验证

为验证数值方法的准确性,采用剪切应力校验方法,将压差35 MPa、剪切速度6 m/s下的流场计算结果与Cho等^[18]计算值进行对比,如图6所示,壁面剪切应力出现了5%的偏差,这是因为Cho试验忽略了热效应对油液黏度的影响,导致壁面剪切应力较Cho计算值有一定偏差,但整体上匹配性较好,可验证密封环缝隙结构有限元模型的正确性和准确性。

对密封环缝隙油膜流量的网格无关性验证如图7所示,分别计算网格数量为628768、836597和947786的六面体结构化网格0.25 s内流量的变化,计算结果表明,网格数量的变化对流量的改变影响较小。综合考虑计算机求解效率和计算精度,最终选择网格数为836597的网格模型。

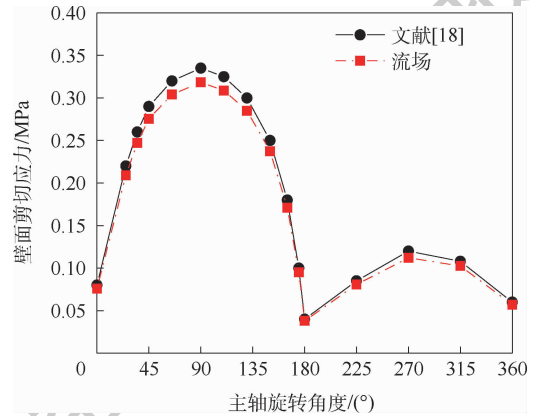


图6 仿真结果与理论计算结果对比

Fig.6 Comparison between simulation results and theoretical calculation results

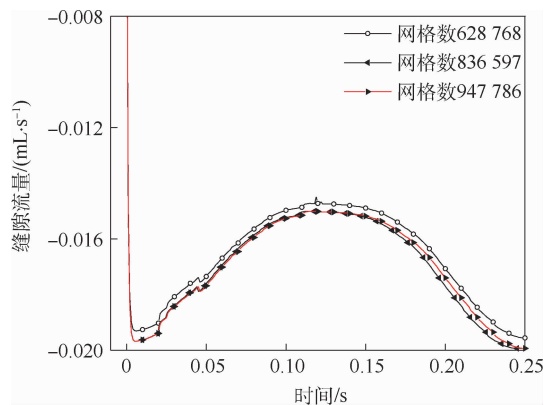


图7 网格无关性验证

Fig.7 Grid independence verification

4 计算结果与分析

4.1 流场动态特性

不同主轴转角下油液流型动态变化如图8所示。由式(1)可知,主轴转角变化引起密封环剪切速度变化,随剪切速度提高,型槽内流量增加、流线变密,剪切涡黏性底层随之变厚,并有利于减摩增速;缝隙内腔形成2个涡流,随主轴转角变化,第2个涡流大小呈周期性变化。

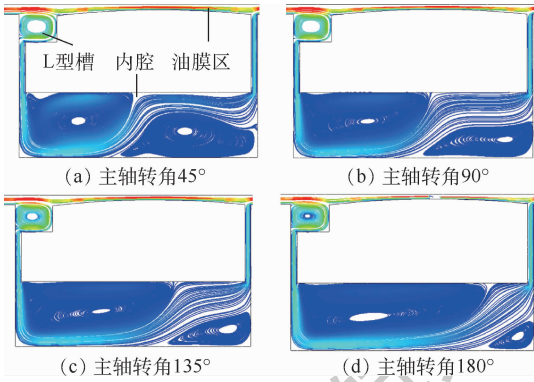


图8 不同主轴转角下油液流动形态

Fig.8 Oil flow pattern under different angles of principal axis

初始时刻和运动5个周期后油膜厚度展开如图9和图10所示。初始时刻油膜最薄处为 $0.7\ \mu\text{m}$,运动5个周期后随油膜温升密封环热变形加剧,沿轴向距离热变形逐渐加大而油膜厚度逐渐减小,最小厚度为 $0.4\ \mu\text{m}$,而保证一定的厚度有利于润滑并减小摩擦。故热变形对于油膜厚度分布影响显著。

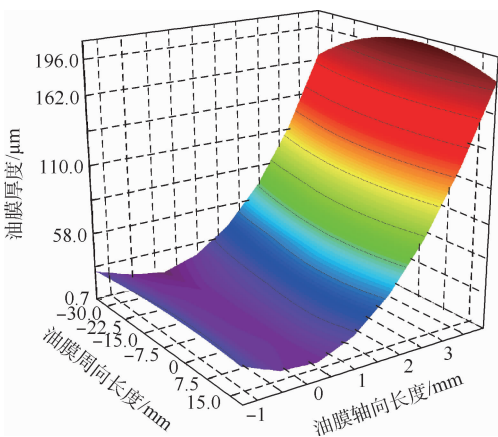


图9 初始时刻油膜厚度分布三维图

Fig.9 Three-dimensional distribution of oil film thickness at initial moment

4.2 结构参数对缝隙流场润滑特性的影响

4.2.1 不同内外径比对润滑特性的影响

长径比 $L/D = 0.13$ 时不同内外径比下L型槽油液流速流线图如图11(a)~(f)所示。L型槽内剪切涡流型对油膜区来流速度梯度影响明

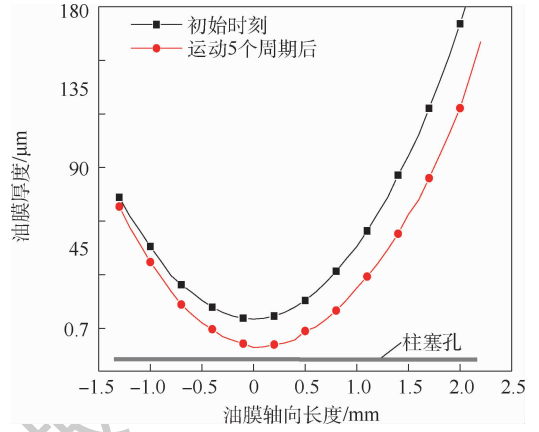


图10 运动5个周期后油膜厚度的变化

Fig.10 Change of oil film thickness after 5 movement cycles

显,因不同内外径比下L型槽剪切涡发生偏转,使油膜区与剪切涡接触部位流速发生变化。当内外径比 $d_2/d_1 = 1.08$ 时,L型槽槽深较浅槽内尚未形成明显剪切涡,流线不规则且黏性底层厚度较薄,导致L型槽轴向对称区两侧流速波动较大,剪切涡对油膜区流速增速效果不明显,其速度梯度较大;当 $d_2/d_1 = 1.07$ 时,随L型槽槽深的增加,槽内形成稳定的剪切涡,且油膜区流速受剪切涡作用得到明显提高,规则稳定的剪切涡使不同内外径比下油膜区速度梯度达到最小;当 $d_2/d_1 = 1.06$ 时,槽深进一步增加,槽内压差流进一步增强,使剪切涡增速效果更为明显,且剪切涡出现顺时针偏转,导致油膜区速度梯度增大;当 $d_2/d_1 = 1.03 \sim 1.05$ 时,随槽深不断增加,油膜区流速持续增大,而槽内的剪切涡流型继续偏转,偏转后的剪切涡使L型槽轴向对称区流速发生波动,并导致油膜区速度梯度不断增大,在 $d_2/d_1 = 1.03$ 时速度梯度达到最大。

密封环缝隙流场温升同壁面剪切应力成正比,而壁面剪切应力与速度梯度成正比,规则稳定的剪切涡可以有效降低油膜区速度梯度进而减少油膜温升。图12和图11(g)~(l)分别为不同内外径比下密封环壁面剪切应力变化和流场温度分布。无L型槽密封环壁面剪切应力始终大于有L型槽,说明L型槽内形成的剪切涡具有明显减摩效果,而剪切涡倾斜角度增大会增大对近壁面油液的扰动,故水平的剪切涡流型可有效抑制油液速度梯度的增长。当内外径比 $d_2/d_1 = 1.03 \sim 1.07$ 时,L型槽内剪切涡倾斜角度逐渐减小并趋于水平,则剪切涡对近壁面油液的扰动减小并形成稳定的黏性底层,油液速度梯度随之减小,则油膜温升程度减弱,当 $d_2/d_1 = 1.07$ 时,壁面剪切应力达到最小,其最大缩减率约7%,而L型槽以外

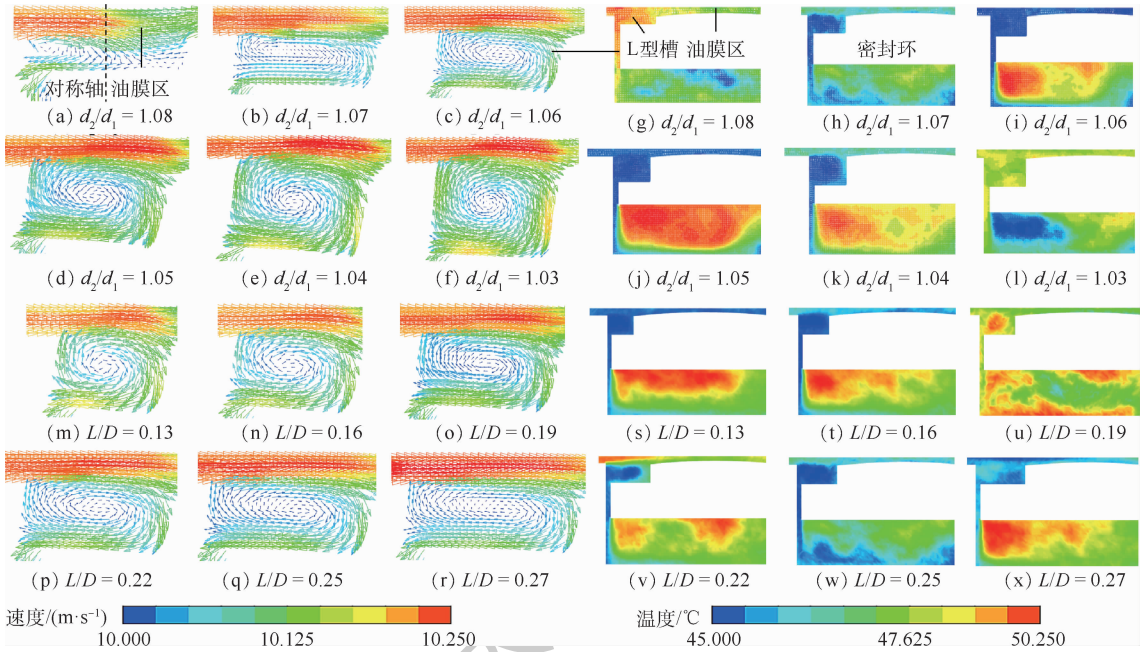


图 11 不同内外径比和不同长径比下缝隙流体流速流线和温度分布云图

Fig. 11 Velocity streamline and temperature distribution contour of flow in gap under different internal and external diameter ratios and different length-to-diameter ratios

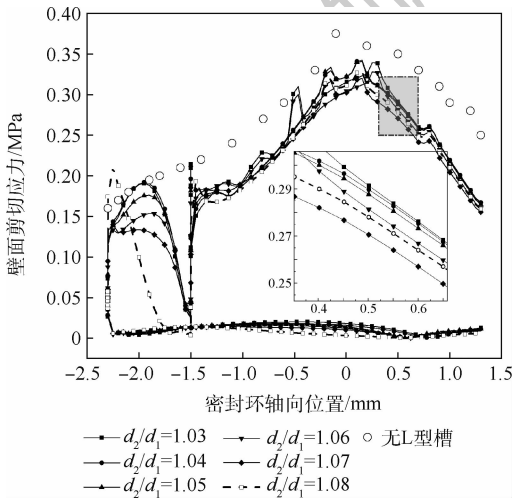


图 12 不同内外径比下密封环壁面剪切应力变化
Fig. 12 Change of piston ring's wall shear stress under different internal and external diameter ratios

区域壁面剪切应力变化规律与之相同但缩减程度较小,因为其受槽内流动的影响较小;温度分布同壁面剪切应力变化一致,随槽深不断减少,油膜和 L 型腔温度逐渐下降并低于内腔温度;当 $d_2/d_1 = 1.08$ 时,L 型腔剪切涡尚未形成,对称区两侧流速波动明显且速度梯度较大,故壁面剪切应力和温度有所升高。可以看出,当 $d_2/d_1 < 1.07$ 时,随内外径比不断增大,剪切涡流型逐渐趋于水平,壁面剪切应力逐渐减少,油膜温度亦随之减小,并有利于改善密封环润滑条件。

4.2.2 不同长径比对润滑特性的影响

在内外径比 $d_2/d_1 = 1.07$ 时不同长径比下 L

型槽油液流速流线图如图 11(m) ~ (r) 所示。当长径比 $L/D = 0.13$ 时,剪切涡流型存在偏斜,故轴向对称区两侧流速波动较大,且油膜区速度梯度较大;当 $L/D = 0.16$ 时,槽宽增加使剪切涡偏斜程度减小,流速增大且沿轴向流速波动减小,油膜区速度梯度开始减少;当 $L/D = 0.19$ 时,剪切涡偏斜进一步缩小,轴向流速波动和油膜区速度梯度也随之减少;当 $L/D = 0.22 \sim 0.27$ 时,槽宽继续增大致槽内压差流流量增大,L 型槽黏性底层持续增厚,稳定的剪切涡起到明显的增速减阻效果,轴向速度波动和油膜区速度梯度不断减小。

图 13 和图 11(s) ~ (x) 分别为不同长径比下壁面剪切应力和流场温度分布。当长径比 $L/D =$

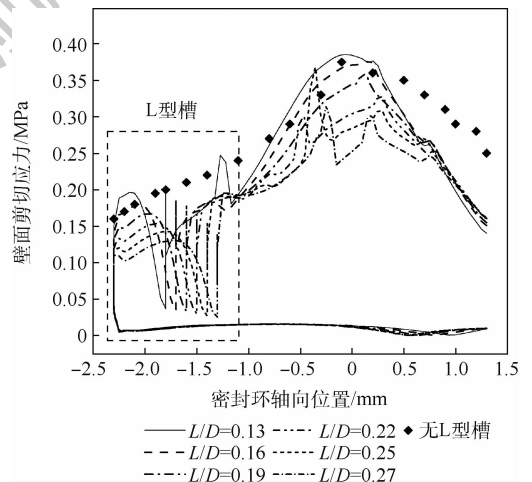


图 13 不同长径比下密封环壁面剪切应力变化
Fig. 13 Change of piston ring's wall shear stress under different length-to-diameter ratios

0.13~0.19时,随L型槽槽宽持续增加,槽内压差流流量不断增大,同时剪切涡流动空间增大,则油液流动所受摩擦阻力减少,故壁面剪切应力幅值随之减小,而L型槽平均壁面剪切应力逐渐增大,在 $L/D = 0.19$ 时壁面剪切应力平均值达到最大,平均壁面剪切应力不断增大导致油膜温度随槽宽增加而升高;当 $L/D = 0.22 \sim 0.27$ 时,随L型槽槽宽进一步增加,壁面剪切应力平均值和幅值均不断减小,壁面剪切应力幅值最大缩减率约48%,油膜温度亦随之逐渐下降;而L型槽以外区

域因接触面积的持续减少故而壁面剪切应力不断减小。

4.3 油膜特性流-固-热多场耦合分析

综合考虑流-固-热相互作用,将流场中的液压力载荷及温度场中的温度载荷加载到结构场中进行结构分析,得出密封环最大变形值为 $2.8 \mu\text{m}$,最小变形值为 $0.28 \mu\text{m}$,如图14所示。由4.2节分析可知,L型槽长径比对润滑特性的影响程度大于内外径比(最大缩减率48% > 7%),限于篇幅仅对不同长径比下的密封环分析讨论。由表3

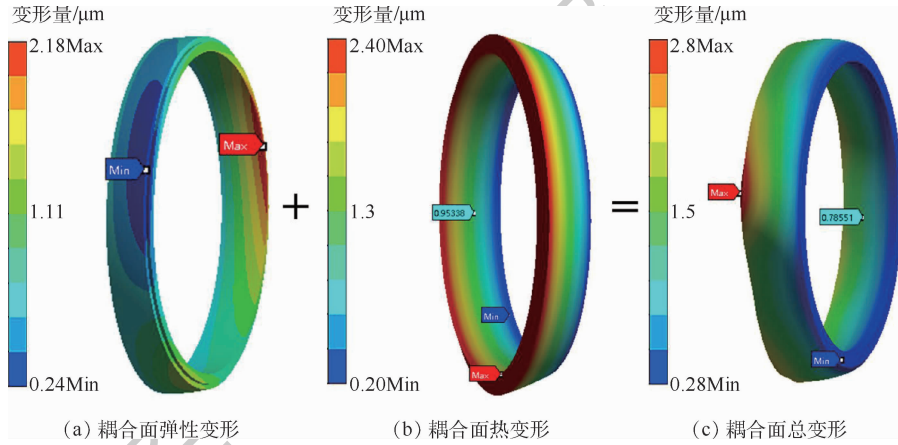


图14 密封环在多物理场下的变形

Fig. 14 Deformation of piston ring in multiple physical fields

表3 不同长径比下密封环的变形量与润滑特性

Table 3 Deformation and lubrication characteristics of piston ring under different length-to-diameter ratio

L/D	三维模型	最大变形/ μm	最大应力/ MPa	最小油膜厚度/ μm
0.13		2.62	159	0.8
0.16		2.69	164	0.75
0.19		2.76	169	0.70
0.22		2.71	165	0.73
0.25		2.65	159	0.76
0.27		2.59	154	0.79

可知,随 L 型槽长径比不断增加,最大变形和最大应力先增大后减小,而油膜厚度先减小后增大,变化趋势与 4.2 节温度变化一致,其中油膜最大缩减率为 13%。

5 结 论

1) 随密封环剪切速度正弦式变化,缝隙流动形态呈周期性变化,且剪切速度越大,剪切涡黏性底层越厚,减摩效果越好;随密封环工作周期增加,油膜温升明显,热变形和黏度下降导致油膜厚度降低,润滑性能变差,故合理设计结构、减少油膜温升可达到减摩效果。

2) 密封环 L 型槽内外径比大于 1.07 时, L 型槽剪切涡尚未形成,轴向对称区两侧速度波动大且油膜区速度梯度大,则壁面剪切应力和油膜温升较大;内外径比小于 1.07 时,随比值减小,剪切涡先趋于稳定而后偏转,流速持续增加且波动减小,而速度梯度受偏斜影响逐渐增大导致壁面剪切应力和温升加剧,壁面剪切应力在 1.07 时最小,其最大缩减率约 7%。

3) 有 L 型槽密封环壁面剪切应力小于普通结构密封环,当密封环长径比小于 0.19 时, L 型槽壁面剪切应力幅值不断下降而平均值增大,在 0.19 时平均值达到最大,故油膜温升呈增大趋势,则密封环热变形增大而油膜最大缩减 13%;随 L 型槽长径比持续增大,槽内形成稳定的剪切涡且黏性底层增厚偏斜减少,速度梯度持续减小进而减少壁面剪切应力,壁面剪切应力幅值最大缩减率约 48%,油膜温升亦随之逐渐减少,则密封环热变形减小而油膜变厚。

参考文献 (References)

- [1] 汤何胜, 阎耀保, 李晶, 等. 计及表面变形的轴向柱塞泵滑靴副热流体动力润滑分析[J]. 机械工程学报, 2017, 53(4): 168-176.
TANG H S, YIN Y B, LI J, et al. Thermo-hydrodynamic lubrication analysis of slipper pair in axial piston pump considering surface deformation [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(4): 168-176 (in Chinese).
- [2] 尹延国, 邢大森, 尤涛, 等. 基于有限元法的面接触摩擦热流分配系数反推研究[J]. 摩擦学学报, 2012, 32(6): 592-598.
YIN Y G, XING D M, YOU T, et al. Back-calculation of heat transfer coefficient of surface contact friction surface based on finite element method [J]. Journal of Tribology, 2012, 32(6): 592-598 (in Chinese).
- [3] HOUG G R. Drag characteristics of V-groove and transverse curvature riblets [J]. AIAA, 1980, 72(3): 168-184.
- [4] 马纪明, 申亚勇, 李齐林. 基于 CFD 的斜盘/滑靴副油膜特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 265-272.
MA J M, SHEN Y Y, LI Q L. Analysis of oil film characteristics of swash plate/slipper pair based on CFD [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 265-272 (in Chinese).
- [5] 刘赵森, 王国斌, 申峰. 基于 Navier 滑移的油膜缝隙微流动特性数值分析[J]. 机械工程学报, 2011, 47(21): 104-110.
LIU Z M, WANG G B, SHEN F. Numerical analysis of oil film flow in micro gap with Navier slip boundary conditions [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(21): 104-110 (in Chinese).
- [6] 吴承伟, 胡令臣. 界面滑移和油膜破裂[J]. 大连理工大学学报, 1993, 33(2): 172-178.
WU C W, HU L C. Wall slippage and oil film collapse [J]. Journal of Dalian University of Technology, 1993, 33(2): 172-178 (in Chinese).
- [7] BERGADA J M, KUMAR S, DAVIES D L, et al. A complete analysis of axial piston pump leakage and output flow ripples [J]. Applied Mathematical Modelling, 2012, 36(4): 1731-1751.
- [8] AKSOY S, AKSIT M F. A fully coupled 3D thermo-elasto-hydrodynamics model for a bump type compliant foil journal bearing [J]. Tribology International, 2015(82): 110-122.
- [9] IVANTYSYNOVA M, HUANG C H, BEHR R. Measurements of elasto-hydrodynamic pressure field in the gap between piston and cylinder [C] // Bath Workshop on Power Transmission and Motion Control, 2005: 451-465.
- [10] IVANTYSYNOVA M, PELOSI M. The impact of axial piston machines mechanical parts constraint conditions on the thermo-elasto hydrodynamic lubrication analysis of the fluid film interfaces [J]. International Journal of Fluid Power, 2013, 14(3): 35-51.
- [11] PELOSI M, IVANTYSYNOVA M. A novel fluid structure interaction model for lubricating gaps of piston machines [J]. Fluid Structure Interaction, 2009, 105(5): 13-23.
- [12] PELOSI M, IVANTYSYNOVA M. Heat transfer and thermal elastic deformation analysis on the piston/cylinder interface of axial piston machines [J]. Journal of Tribology, 2012, 134(10): 1-15.
- [13] 朱自强, 鞠胜军, 吴宗成. 层流流动主/被动控制技术 [J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2065-2090.
ZHU Z Q, JU S J, WU Z C. Laminar flow active/passive control technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2065-2090 (in Chinese).
- [14] 吴波, 丛茜, 杨利, 等. 具有仿生条纹结构的内燃机活塞疲劳特性回归分析 [J]. 农业工程学报, 2016, 32(4): 48-55.
WU B, CONG Q, YANG L, et al. Regression analysis of fatigue property of internal combustion engine piston with bionic stripe structure [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2016, 32(4): 48-55 (in Chinese).
- [15] CHOI K S. Near-wall structure of a turbulent boundary layer with riblets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1989, 208: 417-458.
- [16] LIU Z H, DONG W C, XIONG Y, et al. Analysis on factors and

mechanism of drag reduction by grooved surface[J]. Journal of Ship Mechanics, 2007, 11(6): 820-831.

[17] 童宝宏, 杨文, 刘庆运. 柱塞泵螺旋沟槽式柱塞-铜套副缝隙流场流动与均压特性[J]. 农业工程学报, 2018, 34(2): 55-63.

TONG B H, YANG W, LIU Q Y. Flowing and pressure-balancing characteristics of clearance field in helical grooved piston-

copper sleeve pair of piston pump[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2018, 34(2): 55-63 (in Chinese).

[18] CHO I S, BEAK I H, JO J C, et al. Lubrication characteristics of dual piston ring in bent-axis type piston pumps[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2010, 24(6): 1363-1368.

Hydrodynamic lubrication characteristics of piston ring gap under high pressure and high shear rate

ZHANG Letao, LIU Zhiqi*, LI Zhanlong, XU Yan, GAO Yu

(School of Mechanical Engineering, Taiyuan University of Science and Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: In order to reduce the thermal effect on the lubrication performance of piston ring under high pressure and high shear rate, the friction pair lubrication performance is characterized by the shear velocity gradient, the wall shear stress and the oil film temperature rise. RNG $k-\varepsilon$ turbulence model is used and the fluid-solid-thermal multi-physics model is established through Workbench to calculate the change rule of gap flow pattern, the film thickness change before and after temperature rise, the flow velocity and pattern distribution rule, wall shear stress, temperature distribution and thermal deformation under different L-shaped groove internal and external diameter ratio and length-to-diameter ratio. The results show that the L-groove viscous bottom layer thickens with the increase of shear speed, and the oil film thickness becomes thinner with the increase of motion period. When the ratio of the internal diameter to the external diameter of the L-groove is less than 1.07, the shear stress increases as the ratio decreases, and the maximum change rate is 7%. The average shear stress of the piston ring reaches the maximum when the length-to-diameter ratio is 0.19. If the ratio continues to increase, the oil film temperature rise and thermal deformation decrease as the velocity gradient decreases. The research results can provide theoretical guidance and basis for the optimization of motor to reduce energy loss and improve the lubrication condition of piston ring.

Keywords: high pressure and high shear rate; shear vortex; piston ring; thermo-hydrodynamic lubrication; fluid-solid-thermal multi-physics coupling

Received: 2020-04-16; **Accepted:** 2020-06-05; **Published online:** 2020-06-24 14:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200624.1419.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975396); Natural Science Foundation of Shanxi (201701D121070); International Cooperation Project of Science and Technology Major Program of Shanxi Province (GJ2016-02-2)

* **Corresponding author.** E-mail: liuzhiqi@tyust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0158

BP神经网络预测复合材料热压罐成型均匀性



林源, 关志东*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 复合材料热压罐成型过程中的固化度差值是复合材料固化度均匀性的主要表征参数之一。基于3层BP神经网络,以复合材料双平台固化工艺曲线的加热速率、保温时间和保温温度为输入参数,建立了成型过程任一时刻最大固化度差值的快速估算模型。仿真复合材料热压罐成型过程,得到最大固化度差值作为试验样本数据,对BP神经网络进行训练,训练结束后对该模型的准确性进行验证。结果表明:该BP神经网络估算模型准确性和效率较高,为复合材料热压罐成型最大固化度差值的估算提供了一种快速有效的新方法。

关键词: 复合材料; 神经网络; 估算; 固化工艺; 热压罐; 残余应力

中图分类号: V258+.3; TB332

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1271-06

复合材料具有比强度高、材料力学性能可设计性等优点,是轻质高效结构设计的理想材料。由于其优良的特性,复合材料被广泛应用于航空航天和军工等领域。常见的复合材料成型工艺有热压罐成型。热压罐成型指将单层预浸料按预定方向铺叠成的复合材料坯料放在热压罐内,在给定温度和压力下完成固化过程的工艺方法。固化过程是制造复合材料零件的关键阶段,零件的最终质量在很大程度上取决于固化过程中使用的固化曲线。复合材料的放热现象和导热率低的特点将显著导致固化过程中的复合材料固化度不均匀,进而导致残余应力^[1]。因此,研究固化工艺曲线对复合材料热压罐成型过程中复合材料固化度均匀性的影响具有重要意义。目前为止,人们对于复合材料热压罐成型的研究大多停留在仿真和实验阶段^[2-5]。Loos和Springer^[6]研究了一维固化模拟,给出了树脂的温度分布和固化度。Bogetti和Gillespie^[7]用二元化相关方法对厚壁热固性复合材料进行了二维固化模拟,通过求解耦合固化动力学的瞬态各向异性传热方程,

预测温度和固化度分布随热压罐温度的变化。Johnston^[8]介绍了一种用隐式有限元法模拟二维层合板固化过程的方法。Hoa^[9]通过实验测量3种规格热压罐热历程的传热系数来预测热压罐温度场分布,分析压力可以明显改善热压罐温度场的均匀性和缩短热历程时间^[3]。仿真和实验虽然能很好地得出结果,但将消耗大量的时间和人力。本文采用了一种新方法研究复合材料热压罐成型,可大大节约时间和人力。

人工神经网络(ANN)是由大量简单的处理单元(神经元)以某种拓扑结构相互连接来模拟人脑结构和功能的信息处理系统^[10-11]。在众多ANN模型中,误差反向传播神经网络(BP神经网络)具有良好的非线性映射及推理能力,以及自适应、自组织和实时学习的特点,预测模型精度更高^[12]。

本文以BP神经网络算法为基础,采用复合材料双平台固化工艺,选择包括2个加热速率(a_1, a_2)、2个保温时间(t_p, t_g)和2个保温温度(T_1, T_2)在内的6个参数作为输入,以反应过程

收稿日期: 2020-04-23; 录用日期: 2020-05-30; 网络出版时间: 2020-06-17 15:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200617.1137.001.html

*通信作者。E-mail: zdguan@buaa.edu.cn

引用格式: 林源, 关志东. BP神经网络预测复合材料热压罐成型均匀性[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1271-1276.

LIN Y, GUAN Z D. Predicting the formation uniformity of composite autoclave by BP neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1271-1276 (in Chinese).

中的最大固化度差值为输出,建立了固化度均匀性预测模型^[1]。Blest等^[13]研究了热压罐固化复合材料的树脂流动、热传递模型和模拟,认为数值模拟结果和已有的试验数据比较是近似有效的。因此,本文结合较充足的 ABAQUS 有限元建模分析结果作为真实数据对模型进行了训练、测试与验证。结果表明,本文方法准确率较高,为快速估算复合材料热压罐成型过程中的固化度均匀性提供了一种新方法,从而为降低复合材料成型件中的残余应力提供了依据,同时可以为复合材料成型工艺的优化提供便利的途径。

1 研究方法

本文先在 ABAQUS 建立三维的经典温度场计算模型,按照 Cheung 和 Kim^[14-15]等的计算模型建立厚度为 8 mm、长度为 200 mm、宽度为 80 mm 的平板件。材料体系为 AS4/3501-6 树脂基复合材料,其固化动力学模型如式(1)所示,热力学性能及固化动力学模型^[16]参数详见表 1。

$$\frac{d\alpha}{dt} = \begin{cases} (k_1 + k_2\alpha)(1 - \alpha)(0.47 - \alpha) & \alpha \leq 0.3 \\ k_3(1 - \alpha) & 0.3 < \alpha \leq 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: α 为固化度; $k_i (i = 1, 2, 3)$ 为固化反应速率常数,遵循 Arrhenius 方程。

本文根据高腾龙^[16]计算固化温度场和应力应变场的子程序,在 ABAQUS 中实现对三维模型的固化温度场仿真,以及该材料在热压罐成型过

表 1 复合材料 AS4/3501-6 热力学及固化动力学模型参数

参数	数值
$\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1 578
$C_p / (\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1})$	862
$k_T / (\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$	0.413 5
$k_L / (\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$	12.83
$H_r / (\text{J} \cdot \text{kg}^{-1})$	198.6×10^3
A_1 / min^{-1}	2.102×10^9
A_2 / min^{-1}	-2.014×10^9
A_3 / min^{-1}	1.960×10^5
$\Delta E_1 / (\text{J} \cdot \text{mol}^{-1})$	8.07×10^4
$\Delta E_2 / (\text{J} \cdot \text{mol}^{-1})$	7.78×10^4
$\Delta E_3 / (\text{J} \cdot \text{mol}^{-1})$	5.66×10^4

注: ρ 为复合材料的密度; C_p 为比热; k_T 和 k_L 分别为复合材料的横向和纵向导热系数; H_r 为最终反应热; $A_i (i = 1, 2, 3)$ 为频率因子; $\Delta E_i (i = 1, 2, 3)$ 为活化能。

程中的固化温度场分布模拟。采用双平台固化的工艺曲线,结合实际生产加工中常用的工艺参数范围,改变固化工艺曲线的 2 个加热速率 (a_1, a_2)、2 个保温时间 (t_p, t_g) 和 2 个保温温度 (T_1, T_2) 共 6 个参数进行试验研究。这 6 个参数的取值范围如表 2 所示。仿真试验后,从 ABAQUS 后处理中找出反应过程中所有时刻在同一时刻的固化度最大值点和最小值点差值的最大值,记为 $\Delta\alpha$ 。控制其他条件不变,通过改变 6 个参数得到 100 组仿真结果作为训练数据。成型件固化曲线的 $a_1, a_2, t_p, t_g, T_1, T_2$ 与 $\Delta\alpha$ 的试验数据如表 3 所示。由于篇幅限制,在此只列出了其中 15 组。

表 2 工艺参数取值范围

参数	取值范围
$a_1 / (\text{°C} \cdot \text{min}^{-1})$	[1, 5]
$a_2 / (\text{°C} \cdot \text{min}^{-1})$	[1, 5]
$T_1 / \text{°C}$	[115, 155]
$T_2 / \text{°C}$	[175, 215]
t_p / min	[0, 100]
t_g / min	[0, 150]

表 3 固化数据

Table 3 Curing data

$a_1 / (\text{°C} \cdot \text{min}^{-1})$	$a_2 / (\text{°C} \cdot \text{min}^{-1})$	$T_1 / \text{°C}$	$T_2 / \text{°C}$	t_p / min	t_g / min	$\Delta\alpha$
3	3	120	180	120	60	0.008 23
3	3	121	180	120	60	0.008 23
3	3	119	180	120	60	0.008 36
4	3	120	179	120	60	0.008 04
2	3	120	179	120	60	0.007 96
2	4	120	179	120	60	0.008 50
2	2	120	179	120	60	0.006 78
2	2	120	179	123	60	0.006 78
1	1	116	176	102	72	0.003 48
1	1	116	175	93	78	0.003 42
1	1	116	176	93	78	0.003 42
1	2	116	175	93	78	0.005 89
1	1	116	175	90	78	0.003 42
1	1	116	175	96	78	0.003 41
1	1	116	175	96	80	0.003 39
1	1	115	177	66	100	0.003 26
1	1	121	175	78	100	0.002 92
1	1	121	177	78	100	0.002 92
1	1	130	175	78	100	0.002 33
1	1	130	176	78	100	0.002 34

2 估算模型

2.1 BP 神经网络

BP 神经网络由输入层、隐含层、输出层组成,隐含层可扩展为多层。相邻层之间各神经元进行全连接,而每层各神经元之间无连接^[17]。BP 神经网络最主要的优点是具有极强的非线性映射能力。理论上,对于一个 3 层和 3 层以上的 BP 神经网络,只要隐含层神经元数目足够多,该网络就能以任意精度逼近一个非线性函数^[18]。

2.2 BP 神经网络模型建立

BP 神经网络模型可以描述为

$$\begin{cases} z_j = f\left(\sum_{i=1}^m w_{ij}x_i + b_j\right) \\ y_k = f\left(\sum_{j=1}^n w_{jk}z_j + b_k\right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: x_i 为输入层; z_j 为隐层; y_k 为输出层; w_{ij} 、 w_{jk} 为权重,输入层第 i 个神经元与隐含层第 j 个神经元之间的权重用 w_{ij} 表示,隐含层第 j 个神经元与输出层第 k 个神经元之间的权重用 w_{jk} 表示; f 为激励函数; b_j 、 b_k 为偏置^[19]。

激励函数表达式如下:

$$\text{Sigmoid}(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (3)$$

神经网络模型包括许多权重和偏置,故需要算法来调整这些权重,本文在该模型的基础下使用 BP 算法来训练神经网络。BP 神经网络的训练包括输入信号的正向传播和输出误差的反向传播。在正向传播过程中,输入样本从输入层经隐含层神经元处理后传向输出层,若输出层的实际输出与期望输出之间的误差不能满足要求,则转入误差反向传播过程^[20]。在反向传播时,误差信号沿原来的连接通路反传分摊给各层的神经元,同时网络按梯度下降法调整神经元的连接权值,正向传播和反向传播过程不断迭代,使误差减小,直至网络的实际输出接近期望输出,从而得到理想的网络^[20]。本文 BP 神经网络估算模型的网络结构如图 1 所示。

2.3 数据处理

由于复合材料热压罐成型的 2 个加热速率 (a_1, a_2)、2 个保温时间 (t_p, t_g) 和 2 个保温温度 (T_1, T_2) 和最大固化度差值这 7 个输入输出数据各维度间存在较大的级差,为避免其对估算模型的精度产生影响,需要将所有数据进行归一化处理^[21],将数据全部转化为 $[-1, 1]$ 之间的数值。数据归一化的处理公式如下:

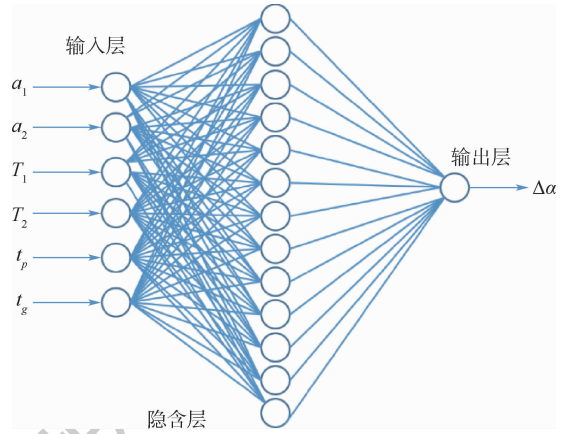


图 1 BP 神经网络模型结构

Fig. 1 Structure of BP neural network model

$$X'_k = \frac{X_k - X_{\min}}{X_{\max} - X_{\min}} \quad (4)$$

式中: X'_k 为归一化后的数据; X_k 为原始数据; X_{\min} 为一类数据中的最小值; X_{\max} 为一类数据中的最大值。

从归一化处理的 100 组样本数据中随机抽取 90 组作为估算模型的训练数据,剩余 10 组数据中随机抽取 5 组作为测试数据,5 组作为验证数据。

2.4 BP 神经网络模型训练

根据试验要求设计 BP 神经网络时,网络层数采用 3 层结构,其中输入层为 1,隐含层为 1,输出层为 1。本文以 6 个因素作为输入,1 个因素作为输出,故输入层节点数为 6,输出层节点数为 1。隐含层的节点数通常由映射网络存在 (Kolmogorov) 定理^[22]确定,式(5)中 Q 为隐含层的节点数, d 为输入层节点个数。在本文中结合经验公式和试算发现,BP 神经网络模型隐含层节点为 13 时,估算模型训练效果能较好地满足训练要求。本文的传递函数选为 Sigmoid 函数,学习率取 0.003,训练目标为均方误差 $mse \leq 0.002$,当均方误差达到要求时,训练结束。运用 Python 语言编写代码实现训练模型,可得:训练 627 次后, mse 符合设定的误差要求,运行耗时 0.47 s。训练误差如图 2 所示。

$$Q = 2d + 1 \quad (5)$$

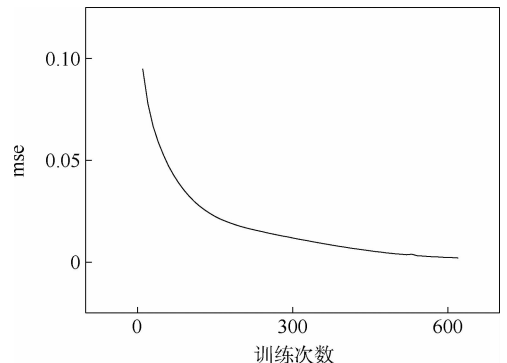


图 2 BP 神经网络估算模型训练均方误差曲线

Fig. 2 Training MSE curves of BP neural network estimation model

3 结果分析

将5组验证样本数据输入训练好的BP神经网络估算模型进行试算仿真,结果如表4所示。

验证集5组数据中最大固化度差值的估算值与仿真结果比较接近,绝对误差区间在 $[-0.000\ 12, 0.000\ 47]$ 内,相对误差率在 $[-0.035, 0.054]$ 内,说明采用BP神经网络预测复合材料热压罐成型最大固化度差值在理论上是可行的,其泛化能力能满足估算要求,且计算代价很小。用ABAQUS有限元软件进行计算每次均要花费约1 200 s,而该BP神经网络模型经过适量的原始数据训练好之后,仅用时0.47 s即可完成一次计算。对于新

给定的一组输入值,采用训练好的BP神经网络模型可大大节省计算时间。值得注意的是,即便模型的均方误差 $mse \leq 0.002$,并且验证集的相对误差率较小,由于神经网络训练的精度与讨论的参数间的非线性度直接相关,无法仅仅凭借验证集的结果评估和断言该方法的精度。未来可搭建其他神经网络方法的模型训练与本文的数据,对比不同方法的验证集误差来评估不同方法的精度。

BP神经网络估算模型为计算复合材料热压罐成型过程中最大固化度差值提供了便利。在下一步的研究中,可将该估算模型与优化算法结合,开发出复合材料成型工艺优化的新方法。

表4 $\Delta\alpha$ 的估算

Table 4 Estimation of $\Delta\alpha$

$a_1/$ ($^{\circ}\text{C} \cdot \text{min}^{-1}$)	$a_2/$ ($^{\circ}\text{C} \cdot \text{min}^{-1}$)	$T_1/^{\circ}\text{C}$	$T_2/^{\circ}\text{C}$	t_p/min	t_g/min	$\Delta\alpha$ 的试验 值 $\Delta\alpha_s$	$\Delta\alpha$ 的估算 值 $\Delta\alpha_g$	误差值 $\Delta = \Delta\alpha_s - \Delta\alpha_g$	误差率 Δ/Δ_s
3	3	120	181	120	60	0.008 56	0.008 09	0.000 47	0.054
2	2	120	179	123	60	0.006 78	0.006 53	0.000 25	0.036
1	1	119	178	120	60	0.003 82	0.003 89	-0.000 07	-0.018
1	1	117	117	114	64	0.003 69	0.003 66	0.000 03	0.008
1	1	115	175	90	88	0.003 38	0.003 50	-0.000 12	-0.035

4 结论

1) 基于BP神经网络的复合材料热压罐成型固化度均匀性估算模型误差较小(验证集误差在6%以内),且拥有很高的效率(一旦训练完成,模型运行耗时只有0.47 s),大大节省了人力和时间,该模型为复合材料热压罐固化成型过程中最大固化度差值的估算提供了一种有效的新方法。

2) 基于估算出的最大固化度差值,快速找到最大固化度差值较小的固化工艺参数组,从而降低复合材料热压罐成型件中的残余应力,为复合材料成型工艺优化提供便利的途径。

3) 与试验测试相比,本文方法具有成本低、周期短的优点,但该方法存在一定的误差,若不能提供充足的数据,计算结果将与真实值不符,同时其结果的准确性也依赖于训练数据;与数值模拟相比,本文方法同样具有成本低、周期短的优点,但该方法只能得出最终的数值结果,无法动态地反映出反应过程。因此,具体使用哪种方法还须结合实际情况具体分析。

参考文献 (References)

- [1] DOLKUN D, ZHU W D, XU Q, et al. Optimization of cure profile for thick composite parts based on finite element analysis and genetic algorithm [J]. Journal of Composite Materials, 2018, 52(28): 1-5.
- [2] 顾轶卓, 李敏, 李艳霞, 等. 飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2773-2797. GU Y Z, LI M, LI Y X, et al. Progress on manufacturing technology and process theory of aircraft composite [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2773-2797 (in Chinese).
- [3] 王永贵, 梁宪珠, 曹正华, 等. 热压罐工艺成型先进复合材料构件的温度场研究综述[J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(3): 81-85. WANG Y G, LIANG X Z, CAO Z H, et al. Review of the temperature field research of autoclave moulding for advanced composite components [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2009(3): 81-85 (in Chinese).
- [4] 李彩林. 复合材料热压罐固化设计的数值模拟[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(11): 26-29. LI C L. Numerical simulation for autoclave curing design of composite materials [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(11): 26-29 (in Chinese).
- [5] 向炳东, 李敏, 李艳霞, 等. 筒状复合材料制件热压罐成型温

- 度模拟及影响因素分析[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 298-307.
- XIANG B D, LI M, LI Y X, et al. Numerical simulation and parameter analysis of temperature distribution of autoclave cured composite cylindrical structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 298-307 (in Chinese).
- [6] LOOS A C, SPRINGER G S. Curing of epoxy matrix composites [J]. Journal of Composite Materials, 1983, 17(2): 135-169.
- [7] BOGETTI T A, GILLESPIE J W. Two-dimensional cure simulation of thick thermosetting composites[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(3): 239-273.
- [8] JOHNSTON A A. An integrated model of the development of process-induced deformation in autoclave processing of composite structures[D]. Ann Arbor: The University of British Columbia (Canada), 1998.
- [9] HOA S V. Design and manufacturing of composites [C] // Proceedings of the Second Joint Hamada Concordia University Montreal, 1998, 16(1): 2-16.
- [10] 焦李成. 神经网络系统理论[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1990.
- JIAO L C. Theory of neural network system [M]. Xi'an: Xidian University Press, 1990 (in Chinese).
- [11] 吴简彤, 王建华. 神经网络技术及其应用[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 1998.
- WU J T, WANG J H. Neural network technology and its application [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 1998 (in Chinese).
- [12] 张德丰, 丁伟雄, 雷晓平. MATLAB 程序设计与综合应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 1-3.
- ZHANG D F, DING W X, LEI X P. MATLAB programming and comprehensive application [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 1-3 (in Chinese).
- [13] BLEST D C, DUFFY B R, MCKEE S, et al. Curing simulation of thermoset composites [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(11): 1289-1309.
- [14] CHEUNG A, YU Y, POCHIRAJU K. Three-dimensional finite element simulation of curing of polymer composites [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2004, 40(8): 895-912.
- [15] KIM Y K, WHITE S R. Viscoelastic analysis of processing-induced residual stress in thick composite laminates [J]. Mechanics of Composite Materials and Structures, 1997, 4(4): 361-387.
- [16] 高腾龙. 热固性树脂基复合材料固化变形模拟及控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- GAO T L. Simulation and control methods of curing deformation of thermosetting resin matrix composites [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018 (in Chinese).
- [17] 林仕高, 欧元贤. BP神经网络学习参数优化研究[J]. 微计算信息, 2010, 26(6): 199-200.
- LIN S G, OU Y X. Research of the optimization of the learning parameters in BP neural network [J]. Microcomputer Information, 2010, 26(6): 199-200 (in Chinese).
- [18] HECHT-NIELSEN R. Theory of the backpropagation neural network [J]. Neural Networks, 1988, 1(S1): 445.
- [19] 蒋佳欣, 王博, 王猛, 等. 基于 BIM 技术和 BP 神经网络的成都理工大学图书馆天然采光研究[J]. 土木建筑工程信息技术, 2020, 12(1): 30-38.
- JIANG J X, WANG B, WANG M, et al. Study on natural lighting design for CDUT library based on BIM and BP neural network [J]. Journal of Information Technology in Civil Engineering and Architecture, 2020, 12(1): 30-38 (in Chinese).
- [20] 薛掌安, 邓海亮. BP神经网络在复合材料研究中的应用 [J]. 材料导报, 2009, 23(14): 250-253.
- XUE Z A, DENG H L. Application of BP neural networks in the composites research [J]. Materials Reports, 2009, 23(14): 250-253 (in Chinese).
- [21] 柳小桐. BP神经网络输入层数据归一化研究[J]. 机械工程与自动化, 2010(3): 122-123.
- LIU X T. Study on data normalization in BP neural network [J]. Mechanical Engineering & Automation, 2010(3): 122-123 (in Chinese).
- [22] HECHT-NIELSEN R. Kolmogorov's mapping neural network existence theorem [C] // Proceedings of the International Conference on Neural Networks, 1987, 3: 11-13.

Predicting the formation uniformity of composite autoclave by BP neural network

LIN Yuan, GUAN Zhidong*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The difference in degree of cure in the forming process of composite autoclave is one of the main characterization parameters of degree of cure uniformity of composite. Based on the three-layer BP neural network, this paper established a rapid estimation model of maximum difference of curing degree at any time in the forming process with heating rate, holding time and holding temperature as input parameters. Maximum difference in degree of cure was obtained by simulating the forming process of composite autoclave as test sample data to train the BP neural network, and the accuracy of the model was verified after the training. The results show that the accuracy and efficiency of this BP neural network model are high, which provides a fast and effective new method for estimating the difference of the maximum curing degree of composite autoclave.

Keywords: composite; neural network; estimation; curing process; autoclave; residual stress

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0160

三维重建的飞机机动动作库设计与可视化



苏光旭¹, 张登成^{1,*}, 魏金鹏², 李海泉², 张艳华¹, 雷玉昌¹

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 中航工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110000)

摘 要: 机动动作库是飞机空战仿真的重要基础, 可靠的、具有针对性的机动动作库能够提高空战仿真的真实性和应用价值。为了建立具有针对性的机动动作库, 提出了一种通过三维逆向建模进行气动特性计算再建立飞机机动动作库的技术途径, 对气动参数未知飞机的空战仿真问题提供了技术支撑。首先, 对飞机的几何外形进行了三维重建, 计算分析了其纵向气动特性; 然后, 将气动数据加入飞行仿真的限制环节, 设计了针对该型飞机典型战术动作的机动动作库; 最后, 基于 MATLAB 函数进行了机动动作的可视化研究。研究结果表明: 机动动作库体现了对于飞机类型的针对性和可靠性, 可视化实现了飞行轨迹和飞机姿态的三维显示及参数游标, 为空战决策、空战仿真模拟训练和提高作战效能奠定了基础。

关键词: 三维重建; 气动特性; 飞行仿真; 机动动作库; 可视化

中图分类号: V212.13².5

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)06-1277-11

机动动作库是空战机动决策所调用的动作集合, 动作库的设计是空战仿真的基础。动作库设计主要有 2 种类型^[1]: 一是以经典战术动作为代表的“典型战术动作库”, 二是以空战操作方式为代表的“基本操作动作库”, 但是很少有针对某一型飞机建立机动动作库的工作先例, 特别是对于气动参数未知的飞机, 动作库设计无法使用精确的、具有针对性的限制环节^[2-3]。因此, 对于未知飞机气动数据的求解, 是建立其机动动作库的重要基础。通过三维逆向建模建立飞机的几何外形来求解其气动参数^[4]是解决问题的一种途径。

使用图片进行三维逆向建模是计算机视觉的一个重要研究领域。自从 Horn^[5]提出一种通过图像灰度对月球表面进行三维重建的方法之后, 图像明暗恢复形状 (Shape from Shading, SFS) 就开始应用于包括建筑 (文物) 复原^[6]、医学图像人体组织重建^[7]、卫星图像复原^[8]及无人机作战^[9]等多个领域。国内较早开展 SFS 研究并将其运用到飞机外形重建的是昂海松等^[10-13], 他们提出了

一系列“通过空间遮挡边界为判据进行三维重建”的方法并进行了验证, 王翔、廖炎平、王黎明等^[14-16]通过计算机辅助设计使飞机外形三维重建更具工程化。然而, 只是通过 SFS 方法依据几张照片即建立起飞机整机的模型是不现实的, 整机模型的重建需要综合运用多种三维重建方法。

在现代空战中, 尽管超视距空战越来越重要, 但近距离空战格斗仍然不可避免^[17]。另外, 在当前自由空战时代的大背景下, 飞行员仍需要熟练掌握和运用经典战术机动动作^[18]。因此, 本文设计的机动动作库选择以平飞加减速、定常盘旋、跃升、俯冲、加力转弯、战斗转弯、半滚倒转、半筋斗、斜筋斗等机动动作为代表的典型机动动作库。

综上所述, 本文是以几何外形参数未知、气动参数未知飞机的空战仿真为研究背景, 先使用逆向三维建模的方法建立了飞机的几何模型, 通过计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 计算了其气动特性, 将气动数据加入到机动动作仿真的限制环节, 使用 MATLAB/Simulink 搭

收稿日期: 2020-04-23; 录用日期: 2020-06-13; 网络出版时间: 2020-06-23 07:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200622.1554.001.html

* 通信作者: E-mail: dengcheng_zhang@163.com

引用格式: 苏光旭, 张登成, 魏金鹏, 等. 三维重建的飞机机动动作库设计与可视化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1277-1287. SU G X, ZHANG D C, WEI J P, et al. Design and visualization of 3D reconstruction of aircraft maneuver movements library[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1277-1287 (in Chinese).

建仿真模型,建立了针对该型飞机的典型战术机动动作库,为其空战决策研究打下基础;利用 MATLAB 强大的数据可视化功能进行了机动动作库的可视化研究,通过交互式指导使决策者和战斗员可以在观察飞机飞行姿态的同时读取飞行参数,改变控制量即可得到直观的反馈,对空战机动动作进行形象化的理解和学习。本文的研究方法是一个完整的从无到有、对几何尺寸未知的飞机开展机动动作库研究的技术途径。

1 飞机模型三维逆向重建

某几何外形参数未知的飞机是一种具有常规气动布局的双发重型战斗机,本文综合运用多种重建方法建立飞机的三维几何模型。首先使用逆透视变换求解飞机几何尺寸,然后使用 SFS 建立飞机局部三维曲面,最后运用工程图重建法将不同部件通过布尔运算进行整合,为数值模拟计算及机动动作库可视化设计进行模型准备。

1.1 逆透视变换求解飞机几何尺寸

由图形学知识,通过照相机标定求解图像的透视参数,可以对图片进行逆透视变换,根据图形先验(如机场跑道的标志线等)获得图片上两点的距离,进而获得飞机的几何外形尺寸。

式(1)给出了透视相机模型,其中, (X_w, Y_w, Z_w) 为成像物体在世界坐标系中的坐标, (u, v) 为物体在像素坐标系中的坐标, f_u 和 f_v 为像素坐标下 u 轴和 v 轴的尺度因子, (u_0, v_0) 为图像主点;相机外部参数 R 和 T 分别为旋转矩阵和平移矩阵,取决于相机的位置; Z_c 为成像物体在相机坐标系下的深度值。灭点和图形先验信息是求解以上参数的重要依据,求解过程称为相机标定。

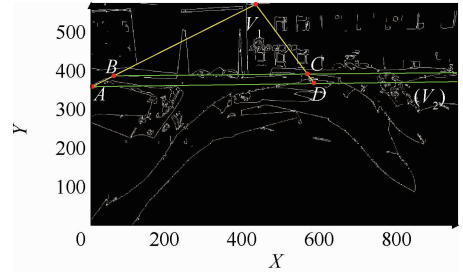
$$Z_c \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_u & 0 & u_0 \\ 0 & f_v & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R & T \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

对于飞机照片,一般使用“仅知 2 个灭点的相机标定”方法^[11],通过优化迭代计算第三灭点的位置,从而求解各透视参数。如图 1(a)所示,对预处理之后的飞机图片标定了灭点,图 1(b)给出了经过逆透视变换之后的图像, l 为飞机翼展。最终确定的几何尺寸是不同拍摄角度图片逆透视变换之后的平均值,以提高计算精度。

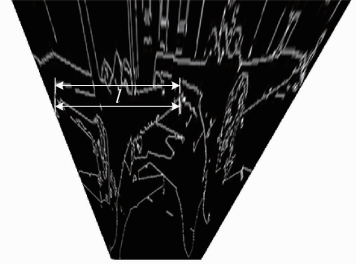
1.2 图像明暗恢复形状建立飞机局部三维曲面

使用 SFS 可以初步求解观察体曲面的高度值^[19]。

像素坐标系上 (u, v) 处的灰度 I 取决于该面元由梯度 (p, q) 所表达的反射特性 R (见式(2)),



(a) 飞机照片的两个灭点



(b) 图像逆透视变换

图 1 飞机照片逆透视变换

Fig. 1 Inverse perspective conversion in airplane photos

在朗伯体反射(Lambertian Reflex)假设下,式(2)的另一种表述形式如式(3)所示,式(2)和式(3)均称为图像的照度约束方程^[20](Image Brightness Constraint Equation)。式(3)中, I_0 为入射光的光照强度, ρ_r 为成像物体表面的反射率。定义物体表面面元的梯度值为 $(p, q, -1)$,光照方向为 $(p_s, q_s, -1)$,假设物体为朗伯体反射模型,根据朗伯体 Cosin 定律,可以推得式(3)。

$$I(u, v) = R(p, q) \quad (2)$$

$$I = \frac{I_0 \rho_r (pp_s + qq_s + 1)}{\sqrt{p^2 + q^2 + 1} \sqrt{p_s^2 + q_s^2 + 1}} \quad (3)$$

根据式(3),在已知物体反射特性和光照方向的前提下, SFS 可以根据图像灰度 I 求解物体的表面梯度 (p, q) ,从而恢复物体的形状。显然,式(3)是一个病态方程,需要添加约束条件或者先验信息进行求解,这取决于具体的求解方法。本文使用增加亮度约束和光滑约束条件基于变分计算^[19]的最小化方法进行求解。

$$\iint (I(x, y) - R'(p(x, y), q(x, y)))^2 dx dy \quad (4)$$

最小化方法基于亮度约束建立能量方程(4),当图像灰度 I 和重建模型所反射的亮度 $R'(p, q)$ 之差很小或者为零时认为重建效果最佳,因此,求解方程的最小化结果即为 SFS 的解。假设重建曲面的梯度值是连续变换的,将光滑约束条件作为惩罚项加入能量方程可以提高解的精确性和鲁棒性,如式(5)所示。

$$\iint [(I - R')^2 + \lambda (p_x^2 + p_y^2 + q_x^2 + q_y^2)] dx dy \quad (5)$$

式中: λ 为拉格朗日乘数。

式(5)是一个泛函求解极值的问题,根据欧

拉方程极值点所满足的条件,将其变形通过有限差分迭代进行求解,可以完成重建过程。

为了验证 SFS 方法的精度,使用一个标准花瓶的合成灰度图像,采用本文方法进行三维重建,如图 2 所示。从图 2(c)中重建后模型与理论模型的高度误差可以看出,重建效果较为理想,误差

主要集中在模型的边界;取花瓶中轴线截面,比较重建轮廓和理论轮廓高度误差,如图 2(d)所示,相对误差小于 6.3%,符号工程实际的需要。

另外,本文使用三次参数样条曲线拟合^[10]曲面重建的高度数据构建局部三维外形,如图 3 飞机机头锥的线框模型所示。

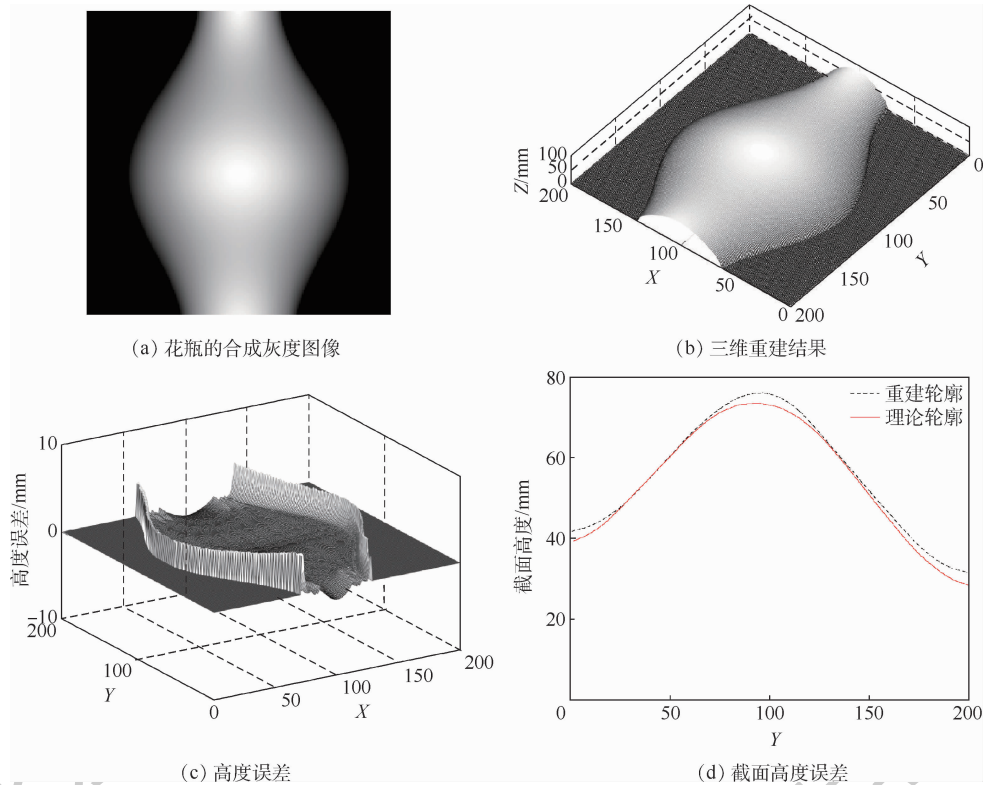


图 2 花瓶的三维重建及误差分析

Fig. 2 Three-dimensional reconstruction and error analysis of vase

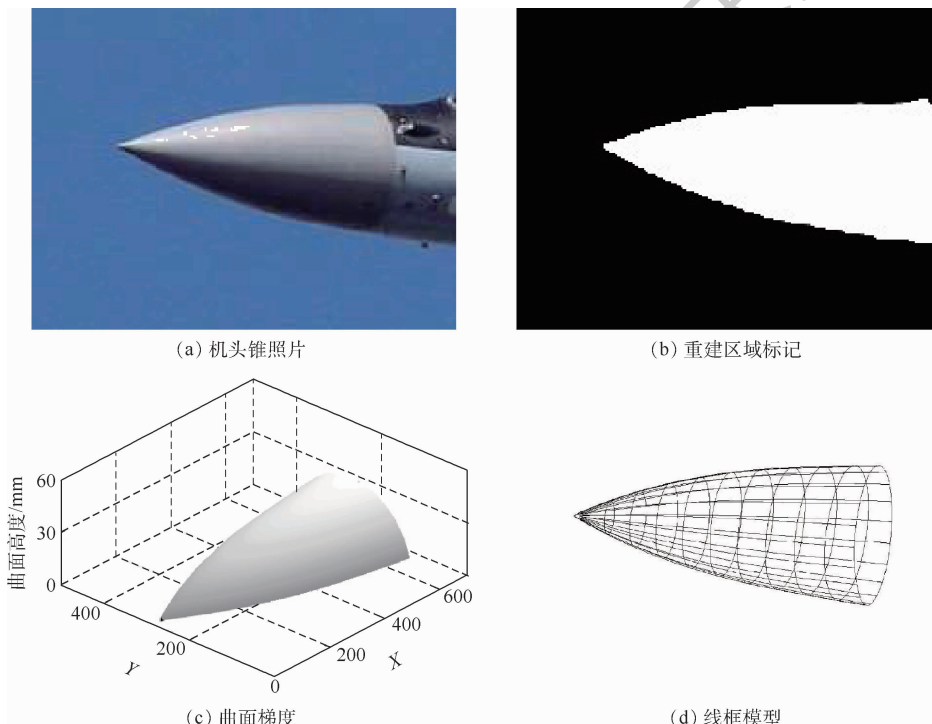


图 3 飞机机头锥的重建过程

Fig. 3 Reconstruction process of aircraft nose cones

1.3 工程图重建法整合整机模型

使用工程图重建法^[21]对飞机的各个部件定位、整合,得到整机模型。空间中,物体在平行投影三视图中遵循一个重要性质^[22],主视图、侧视图和俯视图中的二维坐标点 (x_f, z_f) 、 (y_f, z_f) 、 (x_f, y_f) 若满足:

$$\begin{cases} x_f = x_i = x \\ y_f = y_i = y \\ z_f = z_i = z \end{cases} \quad (6)$$

则可以确定空间中一点 $P(x, y, z)$ 。因此,通过三视图可以确定物体某些特征点的空间坐标,用于不同部件模型重建时的定位。

飞机整机模型的三维重建是一个复杂繁琐的过程,对于气动数据影响较大的部件(如机翼等),需要使用翼型数据辅助建模。通过以上方法建立的飞机整机模型如图4所示,将其与原始图片的比对可以验证整机模型重建的精确度。

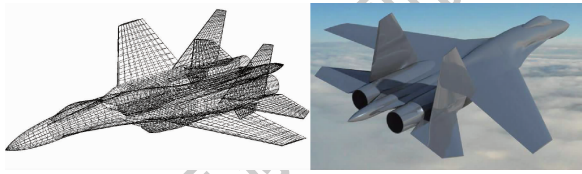


图4 整机线框模型与渲染效果

Fig. 4 Machine wireframe model and rendering effect

2 气动数据准备

使用CFD方法计算不同高度下飞机纵向气动特性,并进行验证与校核,为机动动作设计的限制环节进行数据准备。

2.1 网格划分与边界条件

使用成熟的CFD计算软件进行数值模拟计算。假设飞机左右完全对称,使用半模进行数值计算。全流场网格划分为四面体和棱柱体的混合型非结构网格,网格总数为922万。边界层内第一层网格高度控制在0.002 mm,以满足机体表面黏性边界层的计算要求^[23],如图5所示。

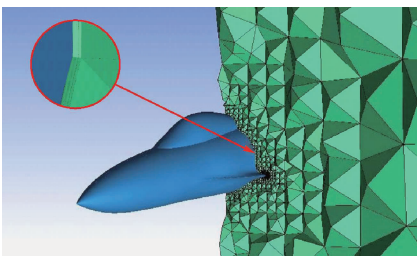


图5 网格划分

Fig. 5 Mesh generation

求解计算条件中,飞机表面使用无滑移壁面条件,外场壁面定义为压力远场条件,湍流模型使用通过对涡黏性系数修正的方法以适应不同区域流动的Spalart-Allmars(S-A)模型。

2.2 网格无关性与算例验证

为了进行网格无关性验证,在马赫数 $Ma = 0.8$,迎角 $\alpha = 5^\circ$,飞行高度 $H = 10$ km工况下,选用3套非结构网格计算整机的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 。网格数和计算结果如表1所示,网格划分情况如图6所示。通过对比,反映出网格量变化对计算结果影响微弱,为了兼顾计算精度和计算时间,选取中网格。

采用AIAA阻力会议的标模DLR-F6翼身组合体作为验证模型^[24]来检验本文计算方法的正确性。选用相同的S-A湍流模型和计算条件,该翼身组合体网格划分和计算结果如图7所示,分别计算了机体的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、机身俯仰力矩 C_m ,其中Exp为试验数据,S-A为数值

表1 不同网格数下降力系数和阻力系数计算结果

Table 1 Calculation results of lift coefficient and drag coefficient with different mesh quantities

网格分类	网格数/ 10^4	C_L	C_D
粗网格	483	5.2414×10^{-1}	7.5919×10^{-2}
中网格	922	5.2356×10^{-1}	7.6127×10^{-2}
细网格	1473	5.2243×10^{-1}	7.7548×10^{-2}
方差		5.0415×10^{-7}	5.2401×10^{-7}

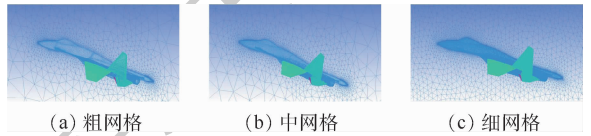


图6 不同网格数的网格划分

Fig. 6 Mesh generation with different mesh quantities

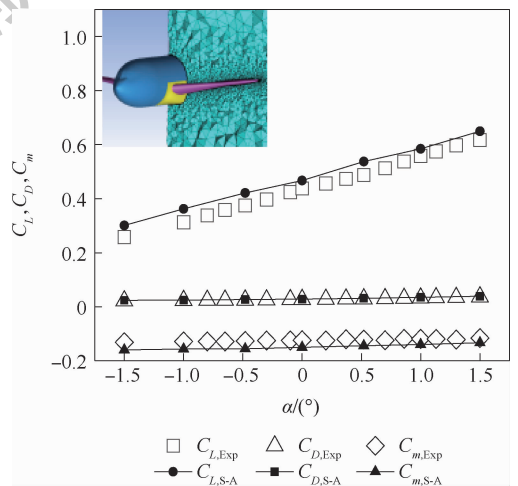


图7 模型算例验证

Fig. 7 Verification of model examples

计算结果。可以看出,仿真计算结果与试验数据吻合较好,满足工程应用的要求。

2.3 数值计算结果

分别计算飞机在不同高度下从亚声速到超声速的纵向气动参数。图8给出了飞行高度 $H = 10 \text{ km}$ 时飞机的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 。

为了使计算数据具有更高的可靠性,参照同等类型飞机的气动数据对计算数据校核,使用气动导数校核的方法^[25],利用插值表修正了气动数据。

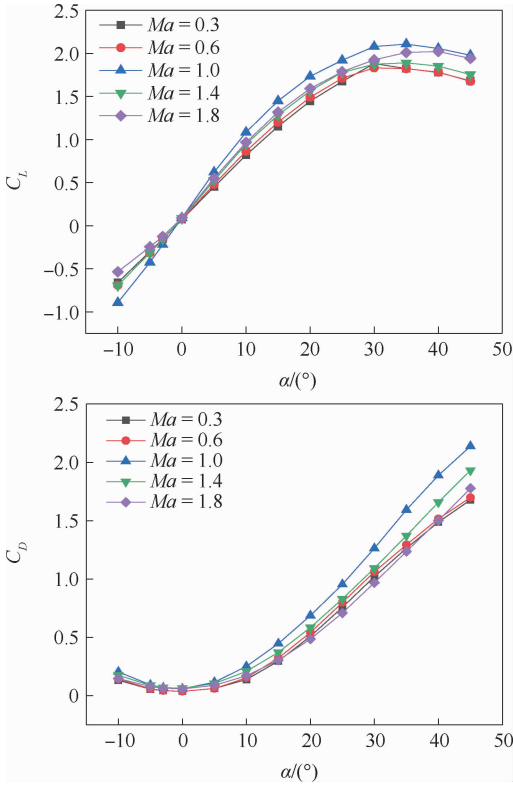


图8 飞机纵向气动特性

Fig.8 Longitudinal aerodynamic characteristics of aircraft

3 机动动作库设计

任何复杂的机动动作都是典型机动动作的组合^[26-27],战斗机飞行员在自由空战的时代背景下仍然需要熟练掌握与运用典型机动战术动作,因此,本文针对该飞机的机动动作库设计的思路是:通过飞行仿真建立几种最典型的战术飞行动作(如定常盘旋、平飞加减速、跃升、俯冲等)组成机动动作库,根据限制环节来满足动作库对于该型飞机的针对性。

飞机机动仿真的基本原理就是按照一定的输入控制量来解算飞机的运动参数^[28]。图9给出了机动动作设计的基本流程。机动动作控制模型根据典型战术机动动作的要求给出相应的动作控

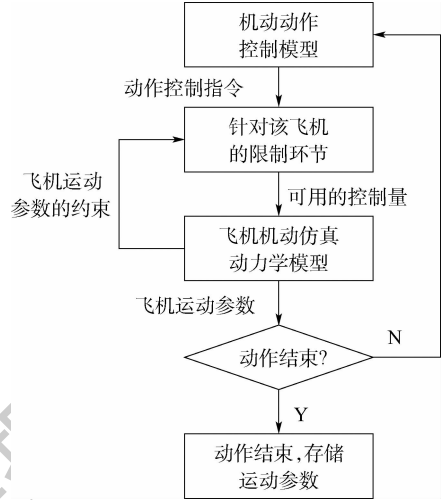


图9 机动动作库设计流程

Fig.9 Maneuver movements library design process

制指令,经过由飞机的气动特性限制、过载限制和飞行包线限制等限制条件组成的限制环节进行修正,从而给出可用的控制量,输入飞行仿真的动力学模型解算出飞机运动参数,飞机运动参数通过运动约束进一步限制控制量,当飞机运动参数达到机动动作结束的条件时,结束仿真并存储运动参数。以上模型均使用 MATLAB/Simulink 搭建。

3.1 机动仿真动力学模型

如果忽略飞机的侧滑角,假设飞机的发动机安装角和飞行迎角都不大,则飞机的动力学方程可以在航迹坐标系中以式(7)表示^[29]。式中: v 为飞机的飞行速度, θ 为飞机的航迹俯仰角, ψ_s 为航向角, γ_s 为速度滚转角, n_x 和 n_y 分别为飞机的切向过载和法向过载, g 为重力加速度。

飞机的运动学方程一般在地面坐标系中由式(8)给出。飞机在地面坐标系下不同方向上的速度分量可以由飞行速度矢量经过坐标转换得到,积分即得飞机在空间中的位置坐标 (x, y, z) 。

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{g}{v}(n_y \cos \gamma_s - \cos \theta) \\ \dot{v} = g(n_x - \sin \theta) \\ \dot{\psi}_s = -\frac{g}{v} \left(\frac{n_y \sin \gamma_s}{\cos \theta} \right) \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \theta \cos \psi_s \\ \dot{y} = v \sin \theta \\ \dot{z} = -v \cos \theta \sin \psi_s \end{cases} \quad (8)$$

式(7)和式(8)组成了飞机的三自由度机动仿真动力学模型。可以看出,只要给出了飞机的速度滚转角 γ_s 及切向过载 n_x 、法向过载 n_y ,即可求得飞机的飞行速度和飞行姿态,进而求得飞机在空间中的位置。

3.2 机动动作控制模型

机动动作控制模型的建立过程即是飞行员对飞机控制参数化的过程,在忽略侧滑的假设下,飞机的速度滚转角 γ_s 、法向过载 n_y 和切向过载 n_x 分别对应了飞行员左右压杆、前后推拉杆和收放油门,因此,机动动作控制模型的作用是给出 γ_s 、 n_y 、 n_x 的控制规律。

典型战术机动动作对于飞机运动参数的控制是相对固定的,由于文章篇幅的限制,这里只列举2种机动动作进行说明。

对于机动过程较为简单的机动动作如定常盘旋,要求飞机在盘旋过程中速度大小不变,飞行高度变化不大,有 $n_y = 1/\cos \gamma_s$,因此,只要给定在盘旋过程中的速度滚转角,当飞机航向角的增量满足需要转过角度时退出动作即可,以上过程即建立了定常盘旋的控制模型。

对于机动过程较为复杂的机动动作如俯冲等,需要分阶段建立控制模型,下面以小角度俯冲为例进行说明。根据飞行手册,进行小角度俯冲时,飞行员先略微压杆,使飞机获得一定的坡度(速度滚转角)后轻微推杆减小法向过载,从而使飞机较为容易获得俯冲角,当达到一定俯冲角度时驾驶杆左右摆正,控制驾驶杆保持俯冲角,当飞机下降高度满足需要时拉杆改出到平飞;为了使飞机速度变化不大,改出时容易拉起,下降过程中应该轻收油门,拉起时适当推油门。将以上过程参数化,即可得到小角度俯冲的理论控制模型,如图10所示。图中: H_{over} 为(俯冲)动作结束时要求飞机到达的高度值, ΔH 为给定的俯冲高度变化量, Δt 为改出段过载减小所需时间,分别由式(9)和式(10)定义, n_{yout} 为改出段的需用法向过载,

γ_{sreq} 、 n_{yreq} 、 n_{xreq} 为控制模型的需用控制量, θ_{set} 为给定的俯冲角度。当俯冲初始速度大于250 m/s时,纵向过载 $n_{xreq} = -1$ 先减小速度再进行机动,进入机动后均有 $n_{xreq} = \sin \theta$ 。

$$\Delta H = \frac{v^2(1 - \cos \theta_{set})}{g(n_{yout} - \cos(\theta_{set}/2))} \tag{9}$$

$$\Delta t = \frac{v\theta}{g[(n_y + 1.0)/2 - \cos(\theta/2)]} \tag{10}$$

使用以上理论控制模型作为输入,经限制环节之后输出的 n_y 、 n_x 、 γ_s 随时间的变化关系如图11所示。

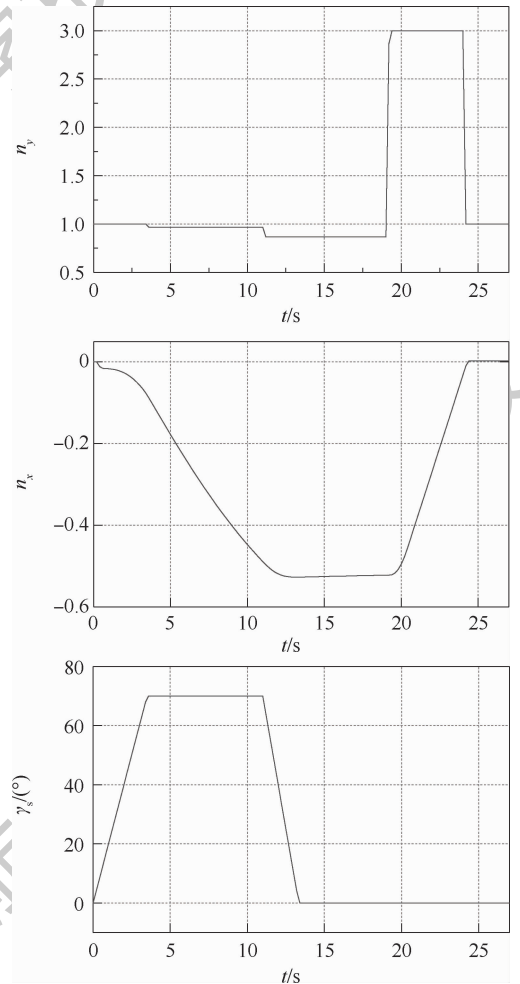


图11 小角度俯冲可用控制量随时间变化

Fig. 11 Variation of controllable small-angle diving with time

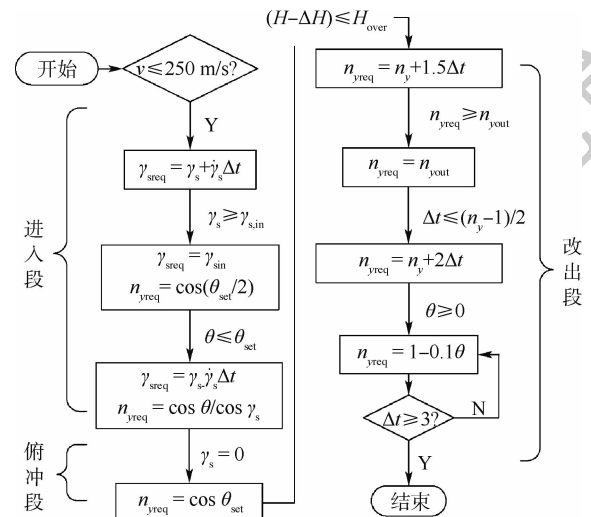


图10 小角度俯冲理论控制模型

Fig. 10 Small-angle diving theory control model

3.3 限制环节

机动动作控制模型给定了机动动作需要的控制量,而限制环节是在给定的飞行高度和飞行马赫数下根据飞机的性能指标对控制量的需用值进行修正,得到可用的控制量。限制环节反映了飞机极限性能指标,使得机动动作库具有一定的可靠性。图12给出了限制环节的修正流程,其中通过法向过载求解切向过载范围的过程体现了飞机的气动特性。

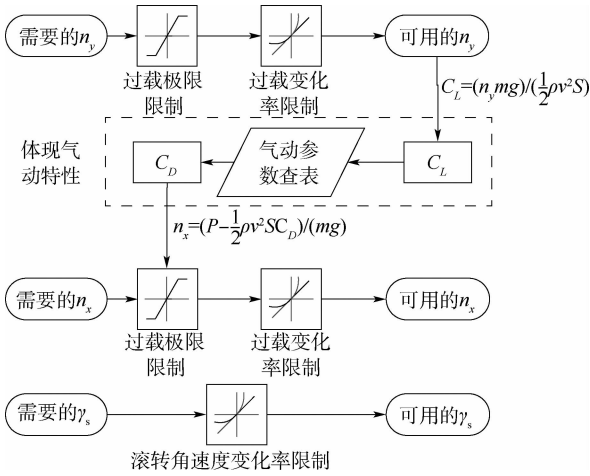


图 12 限制环节修正流程

Fig. 12 Limit link correction process

空战中为了使飞机速度的损失尽可能小^[30],采用优先限制法向过载的原则,先修正法向过载。图 12 中, m 为飞机质量, ρ 为空气密度, S 为飞机机翼面积, P 为发动机推力,“气动参数查表”使用 MATLAB/Simulink 的 look-up-table 模块,将实时飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 下的 CFD 计算数据进行拟合,给定的升力系数 C_L 作为输入地址进行查询,输出飞机的实时阻力系数 C_D 。

由飞机运动参数解算产生的约束包括平飞速度高度包线、最小机动表速及各机动仿真模型对动作设计的约束。

4 机动动作库可视化

机动动作结束后,存储的运动参数包括飞机的空间坐标 (x, y, z) 、飞机的速度滚转角 γ_s 、航迹俯仰角 θ 、航向角 ψ_s 和飞机迎角 α ,确定了飞机的飞行轨迹和飞行姿态,运用 MATLAB 函数能够进行可视化表示。

4.1 飞机三维模型初始化

将飞机三维模型进行数据转换生成 .stl 格式文件。 .stl 作为一种常用的计算机辅助设计的三维图形接口协议,由多个非结构的三角面片的定义组成,这些定义包含每个三角面片的顶点坐标和法矢量。其 ASCII 格式如下所示:

```
...
facet normal -3.03E-01 +4.13E-01 +8.58E-01
outer loop
vertex -7.29E+03 +1.20E+02 +1.54E+03
vertex -7.26E+03 +5.19E+01 +1.58E+03
```

```
vertex -7.14E+03 +1.31E+02 +1.58E+03
endloop
endfacet
...
```

每一个三角面片的顶点坐标“vertex”确定了三角面片在空间中的位置和形状。因此,提取模型 .stl 文件中所有三角面片的顶点坐标 V_b ,使用 MATLAB/patch 函数根据右手定则的排序方式依次填充每个三角面片,即可得到整机的三维模型,如图 13 所示。

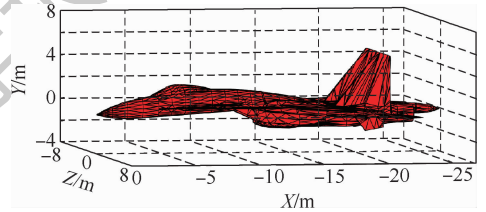


图 13 模型初始化

Fig. 13 Model initialization

4.2 飞行轨迹与飞行姿态

飞机机动的空间位置坐标 (x, y, z) 在地面坐标系 $o_g x_g y_g z_g$ 给出,确定了飞行轨迹;飞机的姿态在机体坐标系 $o_b x_b y_b z_b$ 中由机体俯仰角 ϑ 、偏航角 ψ 和滚转角 γ 定义。根据假设,忽略了飞机的侧滑 $(\beta = 0)$,而飞机的迎角 α 可以根据数值计算的结果通过 look-up-table 模块给出。因此,控制飞行姿态的 ϑ, ψ, γ ,可以由欧拉角转换模型^[31-32]计算得出(见式(12)),由此可以确定飞机的飞行姿态。

$$\begin{cases} V = L_g^b V_b \\ V' = V + (x, y, z)^T \end{cases} \quad (11)$$

式中: V 为模型所有三角面片的顶点经过姿态旋转变换后的坐标集; V' 为在 V 的基础上经过空间位置变换之后的坐标集;第 1 个式子使飞机三维模型中每个三角面片的顶点进行姿态变换,第 2 个式子使每个三角面片的顶点进行空间位置平移。因此, V' 便确定了飞机的实时位置与姿态。 L_g^b 为地面坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵,表达式见式(13)。

图 14 给出了该型飞机机动动作库中部分机动动作的可视化结果,包括定常盘旋、30°俯冲、60°跃升、半滚倒转、斜筋斗和加力转弯,飞机初始高度 H_0 均为 5 000 m,初速度 v_0 均为 100 m/s。经过可视化处理,能够直观地观察飞机机动过程飞机的飞行姿态。

$$\begin{cases} \vartheta = \arcsin(\cos \alpha \sin \theta + \cos \theta \sin \alpha \cos \gamma_s) \\ \psi = \arctan((\cos \alpha \cos \theta \sin \psi_s + \sin \alpha \sin \gamma_s \cos \psi_s - \sin \alpha \cos \gamma_s \sin \theta \sin \psi_s) / \\ (\cos \alpha \cos \theta \cos \psi_s - \sin \alpha \sin \gamma_s \sin \psi_s - \sin \alpha \cos \gamma_s \sin \theta \cos \psi_s)) \\ \gamma = \arctan(\sin \gamma_s \cos \theta / (-\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \gamma_s \cos \theta)) \end{cases} \quad (12)$$

$$\mathbf{L}_b^g = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \cos \vartheta & -\sin \vartheta \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma & \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma & \cos \vartheta \sin \gamma \\ \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma - \cos \psi \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (13)$$

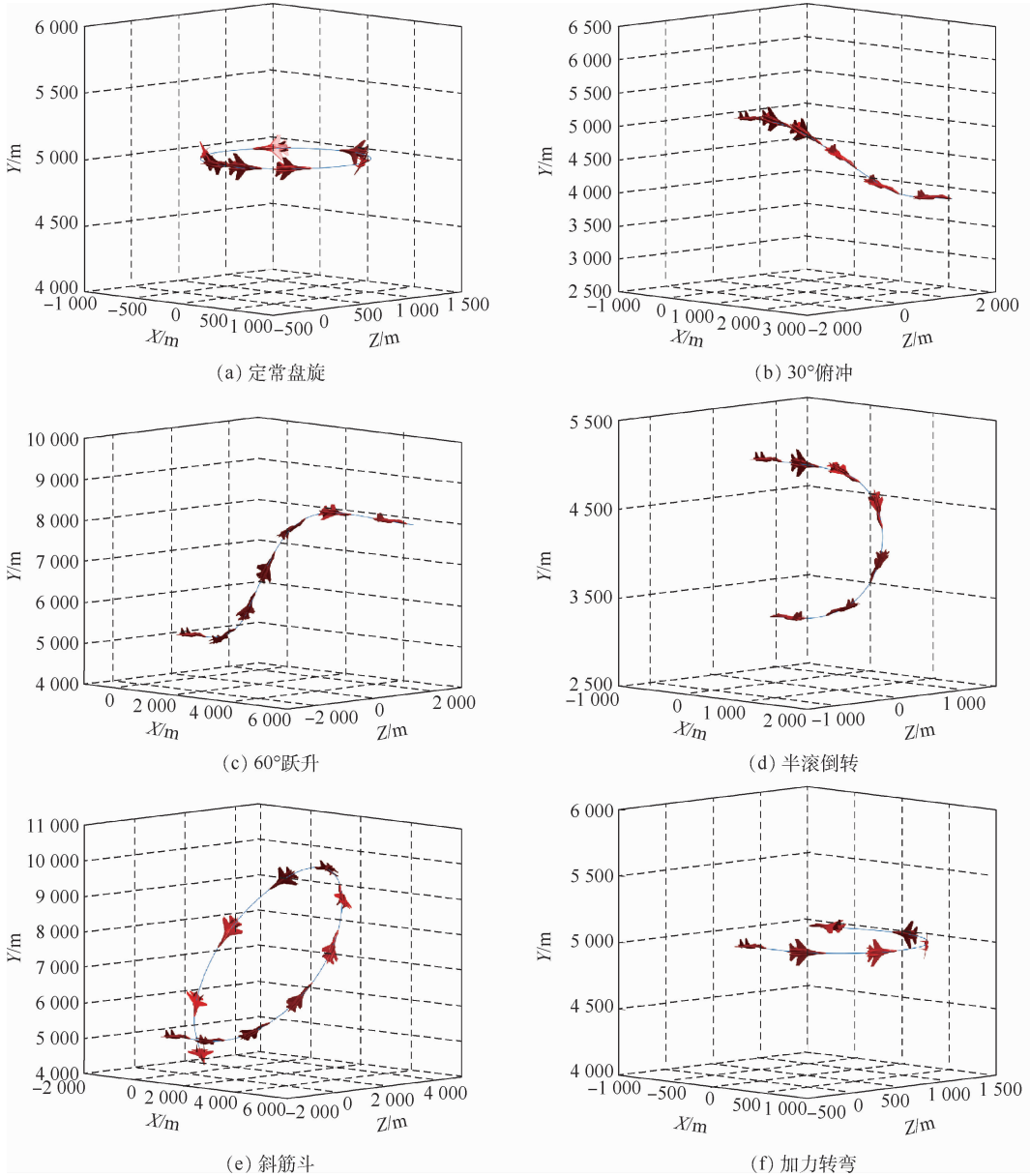


图 14 部分机动动作可视化演示

Fig. 14 Visual demonstration of partial maneuver movements

4.3 参数游标设计

参数游标通过自定义 MATLAB/figure 回调函数,可任意选取飞行轨迹上的某点来显示其飞机运动参数,图 15 为以“战斗转弯”为例进行参数游标的演示。参数游标采用如下函数进行设计:

```
pos = get(obj, 'Position')
```

通过返回对象“obj”的位置属性,获取该点的空间坐标,从而推算仿真时间,再给出该仿真时间的飞行高度、飞行速度、俯仰角、滚转角、偏航角及过载等进行显示。

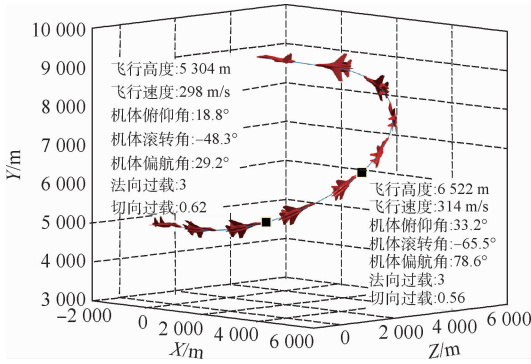


图15 参数游标演示

Fig. 15 Parameter cursor demonstration

5 结论

本文基于三维逆向建模的相关技术建立了飞机的几何模型,通过数值仿真计算求解飞机的气动参数,并建立了具有针对性的机动动作库,具体结论如下:

1) 机动动作库给战场指挥员、战斗员提供了该型战斗机典型战术机动动作直观、客观的展示,是该型飞机空战仿真模拟训练的有力支撑平台,能够在一定程度上提高该型飞机的作战效能。

2) 本文所做的工作是一个完整的从飞机逆向建模到机动动作库设计的研究过程,具有较大的工程实用价值,为针对外军飞机的空战研究提供了一种技术途径,具备一定通用性。

总结全文工作,主要存在以下不足,需要进一步开展研究:

1) 三维逆向建模的精确性和时间效率需要进一步提高。

2) 本文气动数据量计算有限,需要进一步细化在不同飞行高度下的数据库,完善气动力建模。

3) 飞机动力学模型增加推力矢量,机动动作进一步反映飞机的机动能力。

参考文献 (References)

- [1] 朱可钦,董彦非.空战机动动作库设计方式研究[J].航空计算技术,2001,31(4):50-52.
ZHU K Q, DONG Y F. Study on the design of air combat maneuver library[J]. Aeronautical Computing Technique, 2001, 31(4): 50-52 (in Chinese).
- [2] 梁鸿飞,范广才,董彦非.空战战法训练系统目标机飞行轨迹实现[J].计算机仿真,2005,22(12):32-34.
LIANG H F, FAN G C, DONG Y F. Generation of target aircraft's flight track in air combat plan simulation[J]. Computer Simulation, 2005, 22(12): 32-34 (in Chinese).
- [3] 程泉,李嘉林,胡孟权.空战训练模拟系统目标敌机生成问题的研究[J].计算机测量与控制,2006,14(12):1663-

1664.

- CHENG Q, LI J L, HU M Q. Research of target drone for air war training simulation system[J]. Computer Measurement & Control, 2006, 14(12): 1663-1664 (in Chinese).
- [4] 刘雪松. X-51A 高超声速飞行器三维重建及气动/隐身特性分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2015:10-28.
LIU X S. Three-dimensional reconstruction and analysis of aerodynamic and stealth characteristic of X-51A hypersonic vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 10-28 (in Chinese).
- [5] HORN B K P. Shape from shading: A method for obtaining the shape of a smooth opaque object from one view [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1970.
- [6] VOGEL O, BREUB M, WEICKERT J. Perspective shape from shading with non-Lambertian reflectance [C] // Proceedings of DAGM Symposium on Pattern Recognition. Berlin: Springer, 2008: 517-526.
- [7] TANKUS A, SOCHEN N, YESHURUN Y. Shape-from-shading under perspective projection [J]. International Journal of Computer Vision 2005, 63(1): 21-43.
- [8] 曾蔚,王汇源,刘莹奇,等.基于IR-SFS算法空间目标红外影像3D重建[J].中国光学,2014,7(3):376-388.
ZENG W, WANG H Y, LIU Y Q, et al. 3D reconstruction of space target IR image based on IR-SFS algorithm [J]. Chinese Optics, 2014, 7(3): 376-388 (in Chinese).
- [9] GUPTA S K, SHUKLA D P. Application of drone for landslide mapping, dimension estimation and its 3D reconstruction [J]. Journal of the Indian Society of Remote Sensing, 2018, 46(3): 1-12.
- [10] 昂海松,于志伟.以遮挡边界为判据的透视曲面体图像的三维重建方法[J].模式识别与人工智能,1998,11(3):266-273.
ANG H S, YU Z W. 3D reconstruction of perspective curve surface objects with the criterion of occluding boundary from image [J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 1998, 11(3): 266-273 (in Chinese).
- [11] 昂海松,黄志刚,陈杰.未知摄影参数图像的三维特征逆变换[J].计算机应用与软件,1996(5):23-28.
ANG H S, HANG Z G, CHEN J. 3D solid configuration reproduction from unknown parameter perspective image [J]. Computer Applications and Software, 1996(5): 23-28 (in Chinese).
- [12] 昂海松.任意曲线透视投影的逆变换[J].工程图学学报,1995(2):38-45.
ANG H S. Inverse transform if arbitrary perspective projected curves [J]. Journal of Graphics, 1995(2): 38-45 (in Chinese).
- [13] 昂海松,于志伟.复杂外形实体图像的三维重建[J].模式识别与人工智能,1994,7(4):277-284.
ANG H S, YU Z W. 3-D object reconstruction of composed configuration from its images [J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 1994, 7(4): 277-284 (in Chinese).
- [14] 王翔.三维重建技术研究及其在飞行器外形设计中的应用[D].南京:南京航空航天大学,2010.
WANG X. Research on 3D reconstruction technology and its application in the aircraft lofting [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).

- [15] 廖炎平,刘莉,王嘉博. 无人机外形参数化建模及 CATIA 二次开发[J]. 弹箭与制导学报,2011,31(5):68-71.
LIAO Y P, LIU L, WANG J B. Parameterization modeling of UAV configuration using API in CATIA[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2011,31(5):68-71 (in Chinese).
- [16] 王黎明. 基于 CATIA CAA 的飞行器参数化三维外形设计及三维重建[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
WANG L M. Three-dimensional reconstruction and parametric design of aircraft configuration based on CATIA CAA [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).
- [17] 钟友武,柳嘉润,杨凌宇,等. 自主近距离空中机动动作库及其综合控制系统[J]. 航空学报,2008,29(S1):114-121.
ZHONG Y W, LIU J R, YANG L Y, et al. Maneuver library and integrated control system for autonomous close-in air combat [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(S1):114-121 (in Chinese).
- [18] SHAW R L. Fighter combat-tactics and maneuvering[M]. Annapolis:The United States Naval Institute Press, 1985:139-141.
- [19] QUÉAU Y, MÉLOU J, CASTAN F, et al. A variational approach to shape-from-shading under natural illumination[C]//Energy Minimization Methods in Computer Vision and Pattern Recognition. Berlin:Springer,2017:342-357.
- [20] 李介古. 计算机视觉的理论和实践[M]. 2版. 上海:上海交通大学出版社,1991:30-37.
LI J G. Theory and practice of computer vision[M]. 2nd ed. Shanghai:Shanghai Jiaotong University Press, 1991:30-37 (in Chinese).
- [21] 龚洁晖,张慧. 基于工程图的三维重建研究[J]. 软件学报,2008,19(7):1794-1805.
GONG J H, ZHANG H. Research on solid reconstruction from engineering drawings[J]. Journal of Software, 2008,19(7):1794-1805 (in Chinese).
- [22] 石岚峰,邹北骥. 基于工程图三维重建中的预处理与信息提取技术研究[J]. 计算机应用研究,2007,24(4):161-165.
SHI L F, ZOU B J. Research on pre-processing and information extracting for 3D reconstruction from engineering drawings[J]. Application Research of Computers,2007,24(4):161-165 (in Chinese).
- [23] 于冲,王旭,董福安,等. y^+ 值对翼型气动参数计算精度的影响研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(3):25-29.
YU C, WANG X, DONG F A, et al. The study of effect of y^+ on precision of pneumatic parameters of foil [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2012,13(3):25-29 (in Chinese).
- [24] TINOCO E N, BRODERSEN O P, KEYE S, et al. Summary of data from the sixth AIAACFD drag prediction workshop: CRM cases 2 to 5:AIAA 2017-1208[R]. Reston:AIAA,2017.
- [25] 魏扬,张登成,赵保明,等. 基于试飞数据的飞行模拟器气动模型校核[J]. 飞行力学,2017,35(1):84-88.
WEI Y, ZHANG D C, ZHAO B M, et al. Flight simulator aerodynamic model calibration based on flight test data [J]. Flight Dynamics,2017,35(1):84-88 (in Chinese).
- [26] 刘瑛,李敏强,张瑞峰. 复杂机动动作最优航迹控制模型及操纵特性分析[J]. 控制理论与应用,2014,31(5):566-576.
LIU Y, LI M Q, ZHANG R F. The optimal trajectory control model of the aircraft maneuver and its operation characteristics [J]. Control Theory & Applications,2014,31(5):566-576 (in Chinese).
- [27] 刘勋. 自动空战模拟中的机动决策和控制研究[D]. 西安:西北工业大学,2006:13-15.
LIU X. Study on maneuver decision and control in automatic air combat simulation[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2006:13-15 (in Chinese).
- [28] 李嘉林,胡孟权. 飞机常规机动仿真的过载控制模型设计研究[J]. 飞行力学,2013,31(3):213-216.
LI J L, HU M Q. Research on the design of load control model for aircraft conventional maneuver simulation [J]. Flight Dynamics,2013,31(3):213-216 (in Chinese).
- [29] 陈廷楠. 飞机飞行性能品质与控制[M]. 北京:国防工业出版社,2007:37-39.
CHEN T N. Aircraft flight performance quality and control [M]. Beijing:National Defense Industry Press,2007:37-39 (in Chinese).
- [30] 刘昶. 现代战斗机飞行力学问题的研究进展[J]. 飞行力学,1999,17(1):10-16.
LIU C. Development of some flight dynamics problems in modern fighter design[J]. Flight Dynamics,1999,17(1):10-16 (in Chinese).
- [31] 徐正军. 高超声速飞行器仿真与性能评估[D]. 西安:西北工业大学,2006:42-43.
XU Z J. Simulation and performance evaluation of hypersonic cruise vehicle [D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2006:42-43 (in Chinese).
- [32] ZIPFEL P H. 航空航天飞行器动力学建模与仿真[M]. 3版. 高亚奎,郭圣洪,辛长范,等,译. 北京:航空工业出版社,2017:60-61.
ZIPFEL P H. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics[M]. 3rd ed. GAO Y K, GUO S H, XIN C F, et al, translated. Beijing:Aviation Industry Press, 2017:60-61 (in Chinese).

Design and visualization of 3D reconstruction of aircraft maneuver movements library

SU Guangxu¹, ZHANG Dengcheng^{1,*}, WEI Jinpeng², Li Haiquan², ZHANG Yanhua¹, LEI Yuchang¹

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110000, China)

Abstract: Maneuver movements library is an important basis for aircraft air combat simulation. Reliable and targeted maneuver movements library can improve the authenticity and application value of air combat simulation. In order to establish a targeted maneuver movements library, a technical approach of calculating aerodynamic characteristics through 3D reverse modeling and then establishing the maneuver movements library of the aircraft is proposed, which provides technical support for the air combat simulation of aircraft with unknown aerodynamic parameters. Firstly, the aircraft's geometry was reconstructed in three dimensions, and its longitudinal aerodynamic characteristics were calculated and analyzed. Secondly, the aerodynamic data was added into the restricted link of flight simulation, and a maneuver movements library for the typical tactical movements of the aircraft was designed. Finally, based on MATLAB function, the visualization of maneuver movements was studied. The results show that the maneuver movements library reflects the pertinence and reliability of aircraft types, and visualizes the 3D display of flight trajectory and aircraft attitude and the parameter cursor, which lays a foundation for air combat decision-making, air combat simulation training and combat effectiveness improvement.

Keywords: 3D reconstruction; aerodynamic characteristics; flight simulation; maneuver movements library; visualization

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0183

高超声速伸缩式变形飞行器再入制导方法



岳彩红¹, 唐胜景^{1,*}, 王肖^{1,2}, 郭杰¹

北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国运载火箭技术研究院 战术武器事业部, 北京 100076)

摘 要: 针对高超声速变形飞行器再入制导问题, 提出了一种采用伸缩式机翼的高超声速变形飞行器外形方案, 建立了含有展长变形量的气动模型和动力学模型。将该变形飞行器的展长变形量扩展为控制变量, 分析了倾侧角、展长变形量和终端航程、高度之间的关系。在此基础上, 利用倾侧角和展长变形量在线预测剩余航程和终端高度, 通过数值方法校正 2 个控制量以满足航程约束和高度约束, 通过航向角走廊确定倾侧角符号。仿真结果表明: 该变形飞行器再入制导方法制导精度高, 相比于传统固定外形飞行器终端约束能力更强、轨迹更加平滑, 且在扰动条件下具有一定鲁棒性。

关键词: 变形飞行器; 高超声速飞行器; 再入制导; 预测校正; 制导能力分析

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1288-11

高超声速滑翔飞行器是指飞行速度大于 $5Ma$, 依靠气动力控制实现临近空间远距离滑翔的飞行器^[1], 具有速度快、射程远、机动能力强等特点, 使其在军事打击上具有显著优势, 近年来受到世界各国的广泛关注^[2-3]。高超声速滑翔飞行器再入飞行包括滑翔段和俯冲段^[4], 不同飞行阶段的性能需求不同, 滑翔段需要以最优升阻比飞行增加航程, 俯冲段纵向需要减阻, 侧向需要增大可用过载以增强突防能力, 不同飞行阶段最优气动外形不同。然而现有飞行器的气动外形一般为特定工况下的最优外形, 无法兼顾各飞行阶段的性能需求。此外, 现有飞行器往往采用大攻角飞行来满足较大的过载需求, 给防热系统的设计带来困难, 降低飞行器的航程。变形飞行器是一种在飞行过程中能够根据飞行环境、飞行性能的要求自适应改变外形的飞行器^[5]。在高超声速滑翔飞行器中引入变形技术, 可以缓解传统固定外形飞行器的性能局限, 进一步提高飞行器的飞行能力。

在变形飞行器控制方面, 文献[6]针对无人飞行器变形控制问题, 提出了一种利用自适应动态反演控制进行轨迹跟踪, 利用强化学习进行变形控制的自适应控制方法。文献[7]针对非对称变形翼飞行器的姿态控制问题设计了一种滑模控制方法, 并利用扩张状态观测器对扰动进行观测。在变形飞行器轨迹优化方面, 文献[8]采用非线性规划技术对变形飞行器的栖息轨迹进行了优化。文献[9]分别研究了具有变后掠、变展长能力的小型无人机的自主动态高空飞行能力。

上述研究均是针对低速飞行器。针对高超声速变形飞行器的研究, 文献[10]采用流体力学软件 CFD 分析翼身组合式外形飞行器分别采用伸缩、变后掠、折叠变形模式时的气动特性。文献[11]在文献[10]的基础上采用 MOEA/D 多目标优化算法对高超声速变展长飞行器的再入轨迹进行优化。文献[12]采用伪谱法研究了伸缩式可连续变形高超声速滑翔飞行器的再入飞行性能, 通

收稿日期: 2020-05-14; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-07-01 17:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1709.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(11572036)

* 通信作者. E-mail: tangsj@bit.edu.cn

引用格式: 岳彩红, 唐胜景, 王肖, 等. 高超声速伸缩式变形飞行器再入制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1288-1298. YUE C H, TANG S J, WANG X, et al. Reentry guidance method of hypersonic telescopic deformable vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1288-1298 (in Chinese).

过与传统固定外形飞行器对比,表明了变形飞行器优势。变形技术的引入使高超声速飞行器控制系统的设计更加困难。文献[13]针对高超声速变形飞行器制导控制一体化模型,利用自适应动态面反步控制法设计控制器。文献[14]将结合滑模控制与反步法的鲁棒控制方法应用于高超声速变形飞行器的姿态控制中。然而上述文献针对高超声速变形飞行器的气动、轨迹优化和控制等方面进行了研究,目前为止高超声速变形飞行器再入制导的相关研究还很少。高超声速飞行器再入制导中应用伸缩式连续变形结构具有以下优势:

- 1) 可通过变形改变飞行器的气动特性,进一步结合攻角、倾侧角实现协调控制,从而大大增加飞行器的轨迹控制能力。
- 2) 可通过变形减轻飞行器的舵面负载,缓解舵机控制系统的压力。
- 3) 可通过变形增强飞行器的环境适应性,使飞行器同时拥有良好的远航程和高机动能力。
- 4) 可通过变形实现弹道形式多变,增强飞行器的规避绕飞能力和突防能力。

传统的高超声速飞行器再入制导来源于航天飞机,经典的航天飞机再入制导是在阻力加速度剖面内离线规划轨迹,然后在线跟踪,且该方法已在工程中得到成功的应用。但该方法需要大量的离线设计,依赖大圆弧假设,只适用于横向机动能力较弱的再入飞行器,且对初始偏差和扰动敏感。近年来,随着机载计算能力的提高,通过在线实时预测终端状态进而校正控制量的预测校正制导逐渐引起人们的关注。预测校正制导方法不依赖离线设计、可适应大的偏差和扰动,也不需要大圆弧假设,自主性、鲁棒性较传统方法更强。

本文设计了一种高超声速伸缩式连续变形飞行器,在此基础上提出了一种将展长变形量扩展为控制量,利用航程和高度双约束校正倾侧角和展长变形量的预测校正制导方法。仿真结果表明,本文提出的变形飞行器再入制导方法相比于传统固定外形飞行器,其终端精度更高,轨迹更加平滑,且在扰动下具有一定的鲁棒性。

1 高超声速伸缩式变形飞行器

本文以常规翼身组合式飞行器为基础进行变形飞行器的设计。

传统固定外形飞行器构型如图1所示,其头部为圆锥,弹身为圆柱,两侧为面积较大的梯形升力翼,提供飞行过程中大部分的气动力,4个控制

舵位于弹身尾部,呈“+”型分布,可提供少部分气动力。

伸缩变形作为飞行器大尺度变形模式之一,通过机翼的伸缩改变机翼的面积、展长和展弦比,对飞行器的气动性能具有显著影响,而且伸缩变形模式在工程上易于实现,故本文对图1所示飞行器的机翼进行伸缩变形,设计了一种伸缩式连续变形飞行器,控制飞行器的再入过程。综合考虑机翼变形对气动的控制能力以及传统固定外形飞行器尺寸限制,选择二级伸缩变形模式。平行四边形伸缩翼通过套筒结构与梯形升力翼相连^[10],两侧的伸缩翼为对称连续变形。

高超声速伸缩式变形飞行器平面示意图如图2所示, b_0 为梯形升力翼展长, L_1 为一级伸缩翼的伸长量, L_2 为二级伸缩翼的伸长量。为使问题表述方便,定义2级伸缩翼全部收缩的状态为“原外形”,一级伸缩翼完全伸长、二级伸缩翼完全收缩的状态为“变形1”,一级伸缩翼和二级伸缩翼均完全伸长的状态为“变形2”。展长变形量 η 定义为 $\eta = 1 + (L_1 + L_2)/b_0$ 。由上述定义可知,变形飞行器处于“原外形”时, $\eta = 1$;变形飞行器处于“变形1”时, $\eta = 2$;变形飞行器处于“变形2”时, $\eta = 3$;变形飞行器处于其他外形时, $1 < \eta < 3$ ($\eta \neq 2$)。

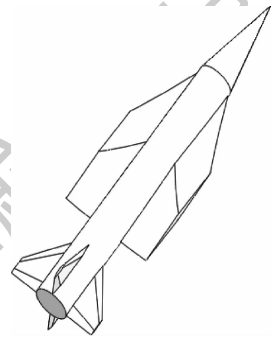


图1 传统固定外形飞行器构型

Fig. 1 Configuration of traditional fixed shape vehicle

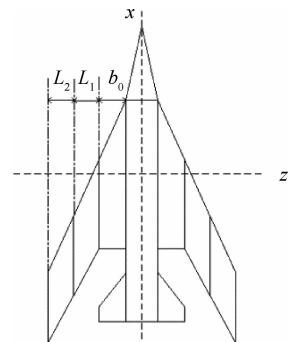


图2 高超声速伸缩式变形飞行器平面示意图

Fig. 2 Schematic diagram of hypersonic telescopic deformable vehicle

2 飞行器模型

本节中高超声速变形飞行器模型包括气动模型、动力学模型和再入约束等。将展长变形量扩展成为控制量后,变形飞行器制导问题的控制量由 $[\alpha, \sigma]$ 扩展为 $[\alpha, \sigma, \eta]$,其中 α 为攻角, σ 为倾侧角。

本文研究制导问题时,为简化分析,做出如下假设:

- 1) 不考虑机翼伸缩导致的非定常气动力。
- 2) 假设满足瞬时平衡条件,即攻角、倾侧角、展长变形量等制导控制量可实时获得。

2.1 气动模型

传统固定外形飞行器的气动系数与攻角和马赫数相关,变形飞行器的气动模型除与攻角和马

赫数相关外,还与展长变形量相关。利用气动工程计算软件 DATCOM 分别计算“原外形”、“变形 1”、“变形 2”3 种外形在各种工况下的升力系数和阻力系数,并采用式(1)所示的拟合函数分别对 3 种外形的气动系数进行拟合。拟合结果如表 1 和表 2 所示。

$$\begin{cases} C_L = m_0 + m_1\alpha + m_2\alpha^2 + m_3 \cdot Ma + m_4 \cdot Ma^2 + m_5\alpha \cdot Ma \\ C_D = n_0 + n_1\alpha + n_2\alpha^2 + n_3 \cdot Ma + n_4 \cdot Ma^2 + n_5\alpha \cdot Ma \end{cases} \quad (1)$$

式中: C_L 为升力系数; $m_0 \sim m_5$ 为升力系数拟合的常值参数; α 为攻角; Ma 为马赫数; C_D 为阻力系数; $n_0 \sim n_5$ 为阻力系数拟合的常值参数。

表 1 升力系数拟合结果

Table 1 Lift coefficient fitting results

外形	m_0	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	RS 系数
原外形	0.121 0	-0.017 4	0.403 2	0.000 58	0.005 9	6.137	0.988 9
变形 1	0.213 5	-0.035 6	1.250 0	0.001 33	-0.012 2	5.128	0.990 9
变形 2	0.190 3	-0.034 7	2.243 0	0.001 35	-0.035 0	4.998	0.985 2

表 2 阻力系数拟合结果

Table 2 Drag coefficient fitting results

外形	n_0	n_1	n_2	n_3	n_4	n_5	RS 系数
原外形	0.037 72	0.005 36	-0.679 1	-0.000 3	0.009 98	4.398	0.944 6
变形 1	0.065 33	0.001 05	-0.642 1	-0.000 2	0.003 22	4.972	0.986 3
变形 2	0.090 67	-0.002 60	-0.674 7	-0.000 1	0.001 92	5.834	0.993 2

由表 1 和表 2 可知,各种外形气动系数拟合的 RS 相关系数都在 1 附近,拟合效果较好。将气动系数对展长变形量进行插值,可以得到不同机翼变形状态下的气动数据。不同外形下气动系数随着攻角和马赫数的变化规律相似,给出“变形 2”状态下升力系数、阻力系数和升阻比的变化规律,如图 3 ~ 图 5 所示。

为了观察变形对飞行器气动系数的影响,给出 $Ma = 8$ 时气动系数随着攻角的变化规律,如图 6 ~ 图 8 所示。

由图 3 ~ 图 5 可知,升力系数与攻角呈近似

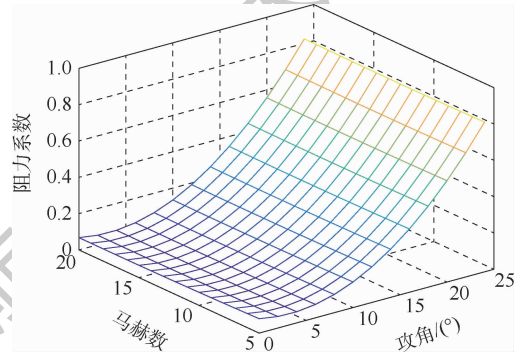


图 4 变形 2 阻力系数曲线

Fig. 4 Drag coefficient curves of morphing 2

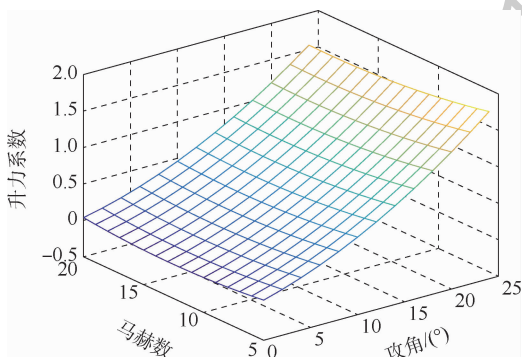


图 3 变形 2 升力系数曲线

Fig. 3 Lift coefficient curves of morphing 2

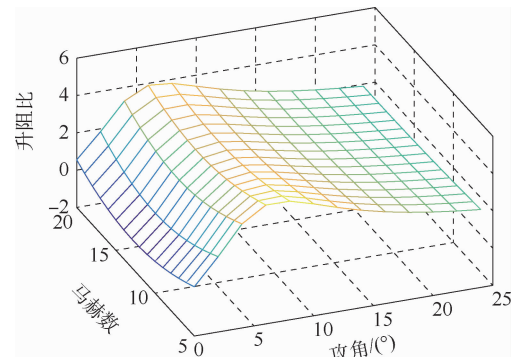


图 5 变形 2 升阻比曲线

Fig. 5 Lift to drag ratio curves of morphing 2

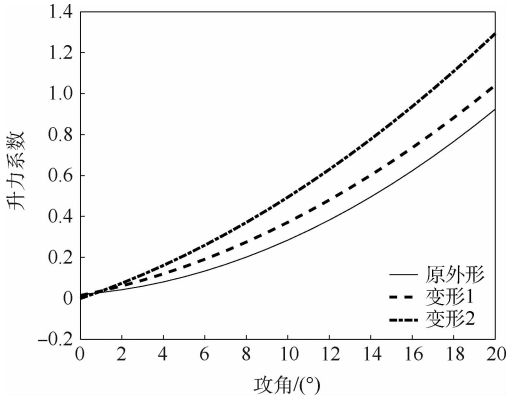


图6 不同外形升力系数随攻角变化曲线

Fig.6 Variation of lift coefficient with attack angle in different shapes

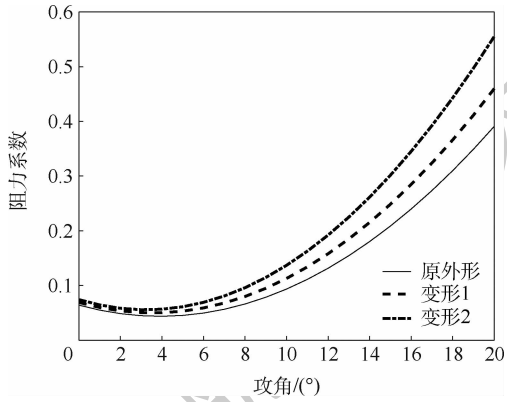


图7 不同外形阻力系数随攻角变化曲线

Fig.7 Variation of drag coefficient with attack angle in different shapes

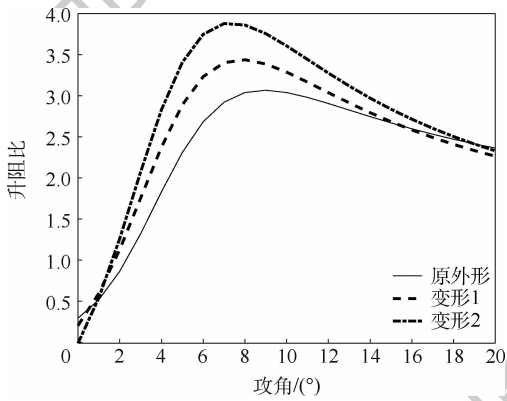


图8 不同外形升阻比随攻角变化曲线

Fig.8 Variation of lift to drag ratio with attack angle in different shapes

线性关系,阻力系数与攻角呈非线性关系,攻角增大时,升阻比先增加再减小,在 $\alpha = 10^\circ$ 附近升阻比最大,马赫数对升力系数、阻力系数和升阻比的影响不大。上述结果较为符合高超声速飞行器的一般气动规律。

由图6~图8可知,展长增加时,飞行器升力系数增大,阻力系数增大,升阻比增大。即变形可以显著改变飞行器的气动特性,进而控制飞行器

的再入过程。

2.2 动力学模型

假设地球为不考虑自转的均匀圆球,飞行器为无动力飞行的质点,忽略再入过程中的侧向力影响,令侧滑角为0,则高超声速变形飞行器的三自由度无量纲方程为^[15]

$$\begin{cases} \dot{r} = V \sin \theta \\ \dot{\lambda} = \frac{V \cos \theta \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos \theta \cos \psi}{r} \\ \dot{V} = -D - \frac{\sin \theta}{r^2} \\ \dot{\theta} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos \theta}{r} \right] \\ \dot{\psi} = \frac{1}{V} \left(\frac{L \sin \sigma}{\cos \theta} + \frac{V^2}{r} \cos \theta \sin \psi \tan \phi \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: r 为无量纲地心距; λ 和 ϕ 分别为地球经度和纬度; V 为无量纲速度; θ 为航迹角; ψ 为航向角; σ 为倾侧角; L 和 D 分别为无量纲的升力加速度和阻力加速度。

2.3 再入约束

再入过程约束主要包括:

$$\dot{Q} = k_Q \rho^{0.5} (V_c V)^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (3)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho (V_c V)^2 \leq q_{\max} \quad (4)$$

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{\max} \quad (5)$$

式中: \dot{Q} 为驻点热流密度; q 为动压; n 为过载; \dot{Q}_{\max} 为驻点热流密度约束的最大值; q_{\max} 为动压最大值; n_{\max} 为过载最大值; k_Q 为热传递系数; $V_c = \sqrt{g_0 R}$ 为速度的无量纲参数, g_0 为海平面重力加速度, R 为地球半径; ρ 为大气密度。

式(3)~式(5)的约束为“硬约束”,直接决定飞行器的安全性。除此之外,为使轨迹平滑,还需要考虑“软约束”,即准平衡滑翔约束,其表达式为

$$L \cos \sigma_{\text{QECC}} + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos \theta}{r} \geq 0 \quad (6)$$

式中: σ_{QECC} 为满足准平衡滑翔条件的倾侧角幅值。

本文考虑的终端约束包括终端速度约束、经纬度约束以及高度约束,即

$$\begin{cases} |H_f - H_t| \leq \varepsilon_H \\ |\lambda_f - \lambda_t| \leq \varepsilon_\lambda \\ |V_f - V_t| \leq \varepsilon_V \\ |\phi_f - \phi_t| \leq \varepsilon_\phi \end{cases} \quad (7)$$

式中: $(\cdot)_f$ 为终端状态量; $(\cdot)_t$ 为期望的终端状态量; $\varepsilon_{(\cdot)}$ 为状态量的允许误差。

3 变形飞行器再入制导方法

3.1 变形飞行器约束转化

考虑初始段的热防护需求及后续的滑翔能力,攻角取为速度的分段函数,如式(8)所示:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{\max} & V > V_1 \\ \frac{\alpha_{L/D} - \alpha_{\max}}{V_2 - V_1} (V - V_1) + \alpha_{\max} & V_2 < V \leq V_1 \\ \alpha_{L/D} & V \leq V_2 \end{cases} \quad (8)$$

式中: α_{\max} 为一个较大的常值攻角; $\alpha_{L/D}$ 为变形飞行器最大升阻比对应的攻角; V_1 和 V_2 为给定的常值速度。

攻角方案确定后,对于高超声速变形飞行器,无法按照传统方法将过程约束(3)~(6)转化为再入走廊,因为约束(5)和约束(6)是高度、速度、展长变形量的函数,不再只是高度、速度的函数。本文采用在线计算约束的方法,由当前速度和展长变形量在线计算满足过程约束(3)~(6)的高度约束,即

$$H(V) \geq \max(H_q(V), H_n(V, \eta), H_{\dot{q}}(V)) \quad (9)$$

然后利用准平衡滑翔条件,将式(9)转化为倾侧角幅值约束:

$$|\sigma(\tau)| \leq \sigma_c \quad (10)$$

式中: $\sigma_c = \min(\sigma_q(\tau), \sigma_n(\tau), \sigma_{\dot{q}}(\tau))$ 。

倾侧角幅值的取值为

$$\sigma(\tau) = \begin{cases} \sigma(\tau) & |\sigma(\tau)| < \sigma_c \\ \sigma_c & |\sigma(\tau)| \geq \sigma_c \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\sigma(\tau)$ 为当前时刻的倾侧角指令。

3.2 变形飞行器制导能力分析

首先分析变形飞行器倾侧角、展长变形量与终端约束之间的关系。

由再入航程表达式

$$\frac{ds}{d\tau} = \frac{V \cos \theta}{r} \quad (12)$$

式中: τ 为无量纲时间; s 为无量纲航程。

由式(12)和式(2)的第4式,可得航程与速度的关系式为

$$\frac{ds}{dV} = - \frac{V r \cos \theta}{\sin \theta + D r^2} \quad (13)$$

再入过程 θ 很小, $\cos \theta \approx 1, \sin \theta \approx 0, r \approx 1$,在再入过程满足准平衡滑翔的假设下,式(13)可化为

$$\frac{ds}{dV} = - \frac{V}{D} = - \frac{LV \cos \sigma / D}{1/r - V^2} \quad (14)$$

在飞行器具有常值升阻比的假设下,积分式(14)可得

$$s = \frac{L/D}{2} \cos \sigma \ln \frac{1/r - V_f^2}{1/r - V_0^2} \quad (15)$$

式中: V_0 为初始速度。

再入过程中 $r \approx 1, \theta \approx 0, \cos \theta \approx 1$,准平衡滑翔约束(6)可简化为

$$L \cos \sigma + (V^2 - 1) = 0 \quad (16)$$

针对传统固定外形飞行器,在初始和终端速度给定的情况下,分析式(15)和式(16)可知,倾侧角 σ 较大时,终端航程较小,终端升力加速度 L 较大,升力加速度 L 与高度呈负相关,故终端高度较小;倾侧角 σ 较小时,终端航程较大,终端升力加速度 L 较小,升力加速度 L 与高度呈负相关,故终端高度较大,即倾侧角剖面与航程约束和高度约束存在对应关系。由于传统固定外形飞行器预测校正制导方法以航程约束校正倾侧角得到控制量,当航程约束与终端高度约束不匹配时^[16],例如终端航程约束较大,终端高度约束较小,由航程校正得到的倾侧角较小,不满足较小的高度约束,会造成较大的终端高度误差。

针对变形飞行器,在初始和终端速度给定的情况下,式(15)和式(16)是倾侧角和展长变形量的函数,分析可知,倾侧角 σ 越大,终端航程越小,终端升力加速度 L 越大,升力加速度 L 与高度呈负相关,故终端高度越小;展长变形量 η 越大,升阻比越大,终端航程越大,升力系数越大,密度越小,故终端高度越大,终端航程和终端高度均与倾侧角幅值呈负相关,与展长变形量成正相关。于是,变形飞行器再入制导时可以航程和高度双约束校正得到倾侧角和展长变形量,即使航程约束和高度约束不匹配,理论上仍然具有很高的位置精度和高度精度。

综上所述,变形飞行器中将展长变形量扩展为控制量后,通过以终端航程和高度约束校正倾侧角和展长变形量,可以解决传统固定外形飞行器预测校正方法在航程约束和高度约束不匹配时终端高度误差较大的问题。

3.3 变形飞行器纵向制导

初始下降段飞行高度较高,空气密度较小,气动力很小,采用常值倾侧角、常值展长变形量进行开环制导,并当满足一定条件^[15]后转入滑翔段。

滑翔段为提高计算效率,采用如下简化形式的纵向方程进行轨迹预测:

$$\begin{cases} \frac{ds}{de} = \frac{\cos \theta}{rD} \\ \frac{dr}{de} = \frac{\sin \theta}{D} \\ \frac{d\theta}{de} = \left[L \cos \sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos \theta}{r} \right] \frac{1}{DV^2} \end{cases} \quad (17)$$

式中: s 为无量纲航程; e 为无量纲能量, $e = 1/r - V^2/2$, $V = \sqrt{2(1/r - e)}$ 。

积分式(17),可以得到终端航程和终端高度。图9和图10分别表示为以本文设计的变形飞行器为对象,终端约束 $r_f = 35$ km, $V_f = 2\ 000$ m/s 时,数值仿真得到的终端航程和终端高度与倾侧角 σ 和展长变形量 η 之间的关系曲线。由图可知,终端航程和终端高度均与倾侧角 σ 呈负相关,与展长变形量 η 呈正相关。该仿真结果与3.2节中的理论分析均表明,终端航程和终端高度与控制量倾侧角和展长变形量呈现一定范围内的单调函数关系,在此基础上可利用数值方法对控制量倾侧角和展长变形量进行数值求解。

不同于传统固定外形飞行器预测校正方法用数值方法如牛顿迭代法求解倾侧角,使其满足航程约束,针对变形飞行器,本文采用倾侧角和展长变形量双控制量预测终端状态,然后以终端航程、终端高度双约束,同时对倾侧角和展长变形量进行校正,以更好满足终端约束。

在每个制导周期内,给定初始展长倾侧角 σ_0 和初始展长变形量 η_0 ,积分式(17),以终端能量为积分终止条件,可得剩余航程 s_{go} 和终端高度 h_{go} ,令剩余航程等于理想剩余航程,终端高度等于理想终端高度,即

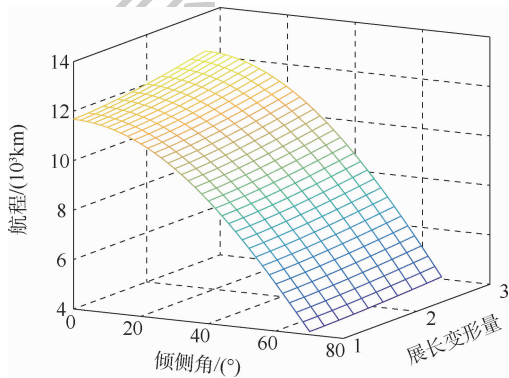


图9 终端航程与倾侧角和展长变形量的关系

Fig.9 Relationship among range, bank angle and deformation

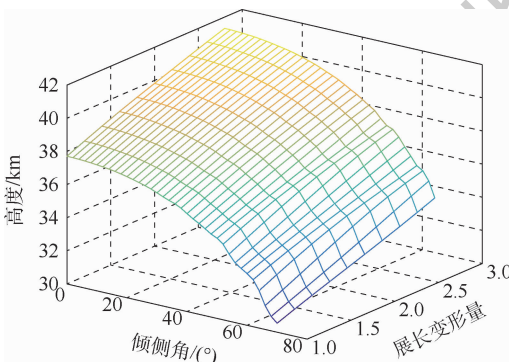


图10 终端高度与倾侧角和展长变形量的关系

Fig.10 Relationship among height, bank angle and deformation

$$\begin{cases} s_{go} = s_1 \\ h_{go} = h_1 \end{cases} \quad (18)$$

式中: s_1 为剩余航程约束,由当前经纬度和终端经纬度可以求出; h_1 为终端高度约束。将方程组(18)化为关于倾侧角 σ 和展长变形量 η 的二元非线性方程组,如下:

$$\begin{cases} F(\sigma, \eta) = 0 \\ G(\sigma, \eta) = 0 \end{cases} \quad (19)$$

式中: $F(\sigma, \eta) = s_{go} - s_1$; $G(\sigma, \eta) = h_{go} - h_1$ 。

式(19)所示的二元非线性方程组可由牛顿迭代法^[7]求解:

$$\begin{cases} \sigma_{i+1} = \sigma_i + \frac{FG'_\eta - GF'_\sigma}{G'_\sigma F'_\eta - F'_\sigma G'_\eta} \\ \eta_{i+1} = \eta_i + \frac{GF'_\sigma - FG'_\eta}{G'_\sigma F'_\eta - F'_\sigma G'_\eta} \end{cases} \quad (20)$$

式中: σ_i 和 η_i 分别为迭代求解到第 i 步的 σ 和 η 值; σ_{i+1} 和 η_{i+1} 分别为迭代求解到第 $i+1$ 步的 σ 和 η 值; F'_σ 、 F'_η 分别为迭代求解到第 i 步时, F 对 σ 、 η 的偏导数; G'_σ 、 G'_η 分别为迭代求解到第 i 步时, G 对 σ 、 η 的偏导数,可由有限差分法求得

$$\begin{cases} F'_\sigma = \frac{F(\sigma + \Delta, \eta) - F(\sigma, \eta)}{\Delta} \\ F'_\eta = \frac{F(\sigma, \eta + \Delta) - F(\sigma, \eta)}{\Delta} \\ G'_\sigma = \frac{G(\sigma + \Delta, \eta) - G(\sigma, \eta)}{\Delta} \\ G'_\eta = \frac{G(\sigma, \eta + \Delta) - G(\sigma, \eta)}{\Delta} \end{cases} \quad (21)$$

式中: Δ 为一个小的偏差值,通常取为正值。

由式(20)迭代求解,将迭代得到的每一步值代入式(19)中求得 F 和 G ,当 $F < \omega_1$ 且 $G < \omega_2$ 时迭代完成, ω_1 为给定的航程精度, ω_2 为给定的高度精度。

具体求解时第1个制导周期 σ 和 η 的初值需要由经验得出,后面每个制导周期的初值可取为上一制导周期的解。

若直接将上述求得的控制量 σ 和 η 作为制导指令时,再入轨迹存在振荡现象,轨迹的某些部分不满足准平衡滑翔条件,为了抑制轨迹振荡,本文在得到的倾侧角指令中加入高度变化率反馈,即

$$L \cos \sigma_{act} = L \cos \sigma - k(\dot{h} - \dot{h}_{ref}) \quad (22)$$

式中: σ_{act} 为引入高度反馈后实际用于制导的倾侧角指令; σ 为由式(20)求得的倾侧角指令; k 为高度反馈系数; \dot{h} 为当前的高度变化率; \dot{h}_{ref} 为参考的高度变化率。

高度反馈系数 k 越大,抑制轨迹振荡的能力

越强,但可能造成约束无法满足。考虑到再入轨迹在滑翔初始段振荡比较明显,在滑翔末端轨迹振荡幅值较小,将 k 取为 e 的函数,表达式为

$$\begin{cases} k_0 + \left(\frac{e_0 - e}{e_0 - e_m}\right)(k_f - k_0) & e_0 \leq e \leq e_m \\ 0 & e > e_m \end{cases} \quad (23)$$

式中: k_0 和 k_f 为给定的常值; e_0 为滑翔段初始能量值; e_f 为滑翔段终端能量值, $e_m = 0.99e_f$ 。

实际仿真中发现,根据上述方法获得的倾侧角指令 σ 和展长变形量 η 可能存在抖振和不连续的现象,采用一阶滤波环节对控制量进行平滑,即

$$\begin{cases} \sigma_{cmd}(i) = a\sigma_{act}(i) + (1-a)\sigma_{cmd}(i-1) \\ \eta_{cmd}(i) = b\eta_{base}(i) + (1-b)\eta_{cmd}(i-1) \end{cases} \quad (24)$$

式中: $\sigma_{cmd}(i)$ 和 $\eta_{cmd}(i)$ 分别为当前时刻滤波后实际使用的倾侧角指令和展长指令; $\sigma_{act}(i)$ 为当前时刻由式(22)得到的倾侧角指令; $\eta_{base}(i)$ 为当前时刻由式(20)得到的展长指令; a 和 b 为滤波系数,取值范围为 $0 < a < 1, 0 < b < 1$ 。

3.4 变形飞行器侧向制导

侧向制导的核心是确定倾侧角的符号,本文采用传统固定外形飞行器常用的航向角走廊方法确定倾侧角符号。

航向角走廊方法通过比较航向角误差与预设的误差门限的大小确定倾侧角符号。当航向角误差大于误差门限时,改变倾侧角符号,当航向角误差小于航向角门限时,保持倾侧角符号不变。

航向角误差为 $\psi - \psi_{los}$, ψ_{los} 为飞行器当前点到目标点的视线角,其表达式为

$$\psi_{los} = \arctan\left(\frac{\sin(\lambda_f - \lambda)}{\cos\phi_f \tan\phi_f - \sin\phi_f \cos(\lambda_f - \lambda)}\right) \quad (25)$$

倾侧角符号的表达式为

$$\text{sign}(\sigma_j) = \begin{cases} -1 & \psi - \psi_{los} > \delta_\psi \\ 1 & \psi - \psi_{los} < -\delta_\psi \\ \text{sign}(\sigma_{j-1}) & -\delta_\psi \leq \psi - \psi_{los} \leq \delta_\psi \end{cases} \quad (26)$$

式中: σ_j 为当前周期的倾侧角; σ_{j-1} 为上一周期的倾侧角; δ_ψ 为航向角误差门限。

4 仿真分析

本文以第1节高超声速伸缩式变形飞行器为仿真对象,气动模型为2.1节得到的气动模型。攻角表达式中 $\alpha_{max} = 20^\circ, \alpha_{L/D} = 10^\circ, V_1 = 6\,500\text{ m/s}, V_2 = 5\,000\text{ m/s}$ 。航向角误差门限 $\delta_\psi = 10^\circ$ 。高度

反馈系数 $k_0 = 40, k_f = 10$ 。滤波系数 $a = b = 0.1$ 。过程约束 $\dot{Q}_{max} = 1\,000\text{ kW/m}^2, q_{max} = 200\text{ kPa}, n_{max} = 3$ 。

再入任务的初始和终端状态设置如表3和表4所示。

表3 再入任务初始状态

参数	$H_0/$ km	$\lambda_0/$ ($^\circ$)	$\phi_0/$ ($^\circ$)	$V_0/$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	$\theta_0/$ ($^\circ$)	$\psi_0/$ ($^\circ$)
数值	80	10	-20	7 100	-1	45

表4 再入任务终端状态

参数	$H_f/$ km	$\lambda_f/$ ($^\circ$)	$\phi_f/$ ($^\circ$)	$V_f/$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
数值	35	57	15	2 000

4.1 标准条件下制导性能仿真

为验证提出的变形飞行器再入制导方法的有效性性与优越性,本节对其进行标准条件下的制导性能仿真,并与传统固定外形飞行器采用传统数值预测校正方法^[17]进行对比,二者采用完全相同的仿真环境和制导周期。传统固定外形飞行器取为本文设计的变形飞行器的“原外形”状态,仿真结果如图11~图17所示,终端误差如表5所示。

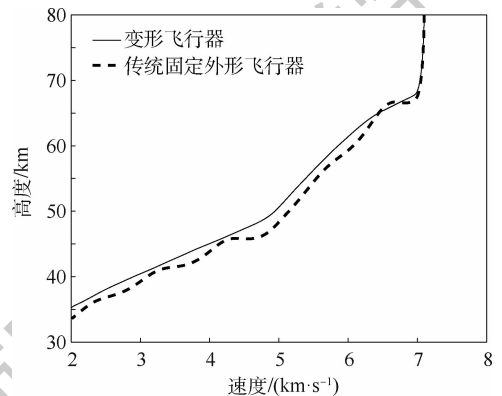


图11 标准条件下的高度-速度曲线

Fig. 11 Altitude-velocity curves under standard condition

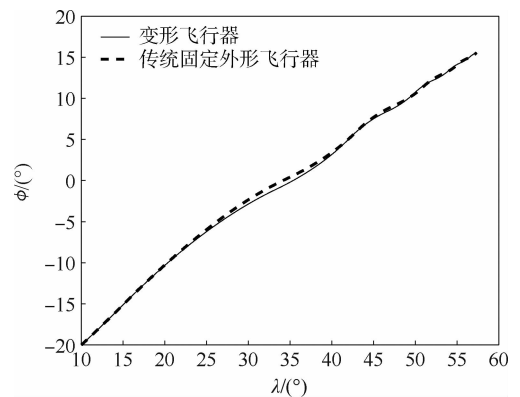


图12 标准条件下的地面轨迹

Fig. 12 Ground tracks under standard condition

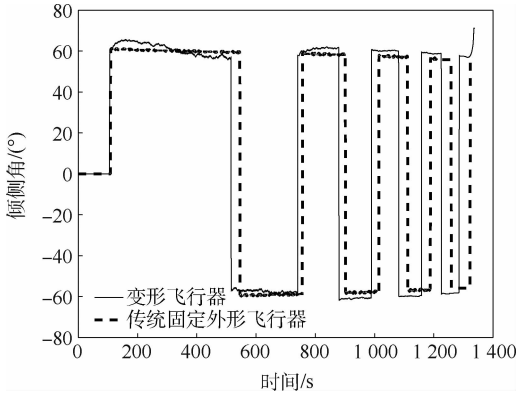


图 13 标准条件下的倾侧角曲线

Fig. 13 Bank angles under standard condition

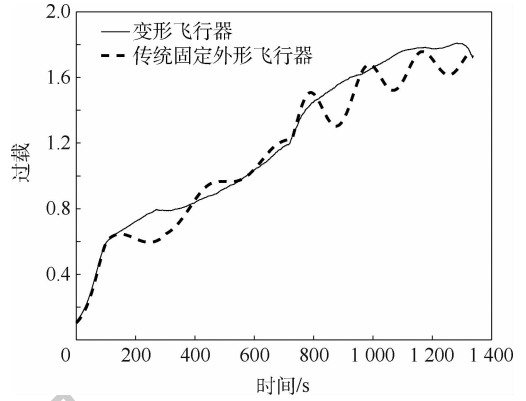


图 17 标准条件下的过载曲线

Fig. 17 Overloads under standard condition

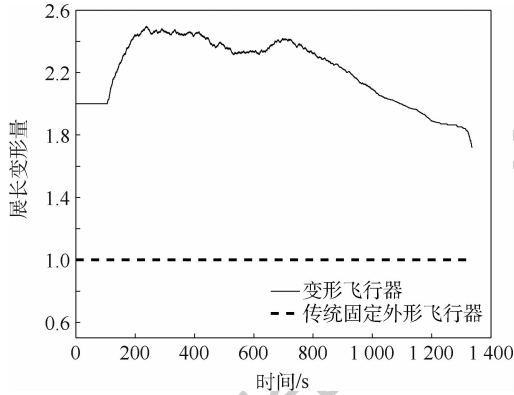


图 14 标准条件下的展长变形量曲线

Fig. 14 Deformation under standard condition

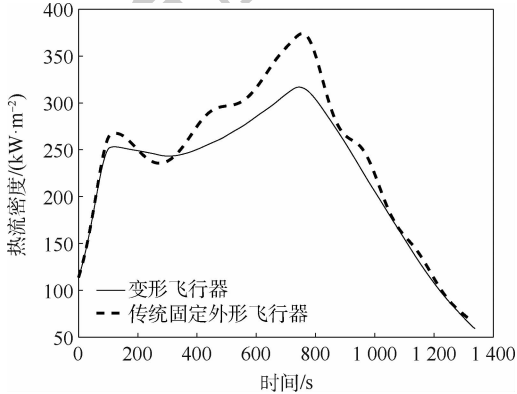


图 15 标准条件下的热流密度曲线

Fig. 15 Heating flux under standard condition

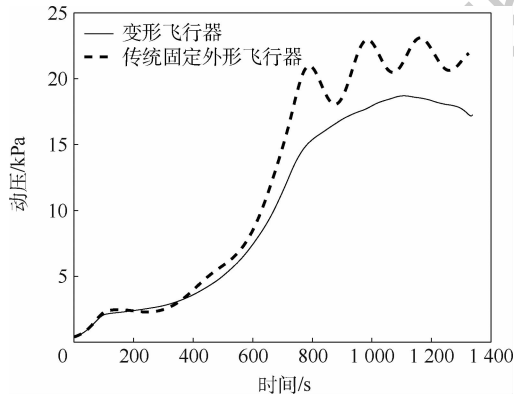


图 16 标准条件下的动压曲线

Fig. 16 Dynamic pressures under standard condition

表 5 终端误差

Table 5 Terminal errors

对象	$\Delta H_f/m$	$\Delta V_f/(m \cdot s^{-1})$	$\Delta s_f/m$
变形飞行器	190.1	-3.4	3 884.4
传统固定外形飞行器	-1 426.6	6.6	4 558.8

表 5 为 2 种飞行器的终端误差。由表可知,传统固定外形飞行器采用传统预测校正制导方法时,其终端高度误差较大,接近 1 500 m,而变形飞行器的高度误差不到 200 m,可以更好地满足终端高度约束。这是由于传统固定外形飞行器制导时以能量为终端约束,仅以航程来校正倾侧角,倾侧角指令使飞行器能满足较高的位置精度,但在高度和航程不匹配时不能保证高度约束^[18];而本文中提出的变形飞行器双约束预测校正制导方法,采用航程、高度双约束校正倾侧角和展长变形量,在保证航程约束的同时,终端高度误差也较小,能够实现高度的精确控制。2 种飞行器的航程误差均小于 5 km,精度较高,变形飞行器的航程误差更小。图 11 为 2 种飞行器的高度-速度曲线,传统固定外形飞行器的轨迹存在振荡现象,变形飞行器中由于引入了高度反馈,其轨迹平滑无振荡,满足准平衡滑翔约束。2 种飞行器的地面轨迹如图 12 所示。图 13 为 2 种飞行器的倾侧角指令,变形飞行器飞行高度略高,机翼处于伸长状态,升力系数较大,为了满足准平衡滑翔约束,倾侧角指令除在少部分时间略小于传统固定外形飞行器。图 14 为 2 种方法的展长变形量变化曲线,传统固定外形飞行器展长变形量 $\eta = 1$ 保持不变,是因为本文取变形飞行器“原外形”作为传统固定外形飞行器进行仿真,变形飞行器展长变形量 η 处于 1~3 之间,表明变形飞行器为了满足航程和高度双约束,一直处于伸长状态。图 15~图 17 分别为标准条件下的各过程约束曲线,由图 15~图 17 可知,变形飞行器再入过程满足各过程约

束,相比于传统固定外形飞行器,其再入过程约束幅值更小,变化趋势更加平滑,不存在周期振荡,更有利于飞行器再入飞行。

4.2 扰动条件下制导性能仿真

为了验证存在扰动时变形飞行器再入制导方法的精度和鲁棒性,在随机的初始扰动和环境扰动下进行100次蒙特卡罗仿真,假设扰动服从正

态分布,扰动参数的 3σ 值如表6所示,表中 m 为飞行器的质量。仿真结果如图18~图25所示。

图18为随机扰动下仿真100次的高度-速度曲线,所有轨迹平滑无振荡,均满足准平衡滑翔约束。100次仿真结果的地面轨迹如图19所示。图20为100次仿真的终端高度-速度终端误差分布,所有仿真结果的高度偏差都在500 m以内,速度

表6 扰动参数

Table 6 Disturbance parameters

参数	H_0/km	$\lambda_0/(\text{°})$	$\phi_0/(\text{°})$	$V_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$\theta_0/(\text{°})$	$\psi_0/(\text{°})$	$m/\%$	$\rho/\%$	$C_L/\%$	$C_D/\%$
3σ	1	0.5	0.5	30	0.1	0.5	5	10	5	5

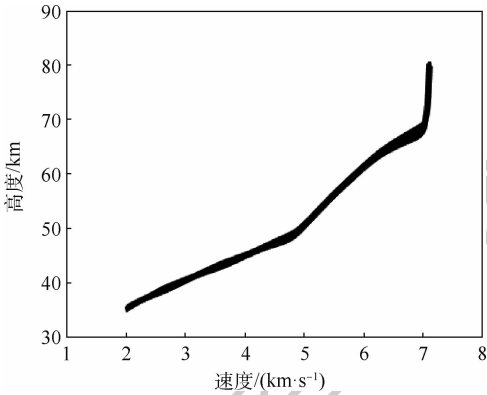


图18 扰动条件下的高度-速度曲线

Fig. 18 Altitude-velocity curves under parameter perturbation

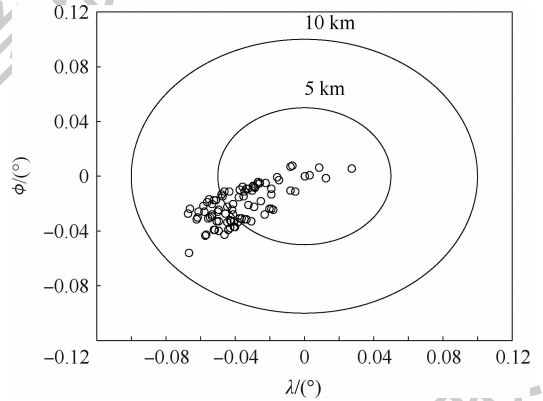


图21 扰动条件下的经度-纬度终端误差分布

Fig. 21 Longitude-latitude terminal error distribution

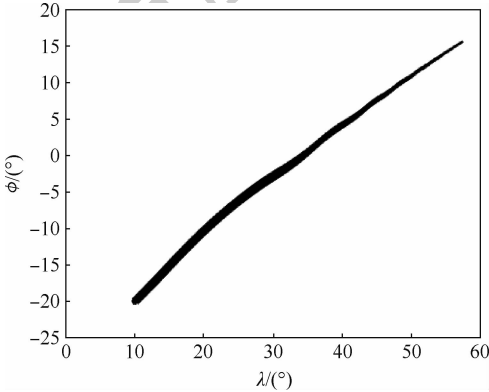


图19 扰动条件下的地面轨迹

Fig. 19 Ground tracks under parameter perturbation

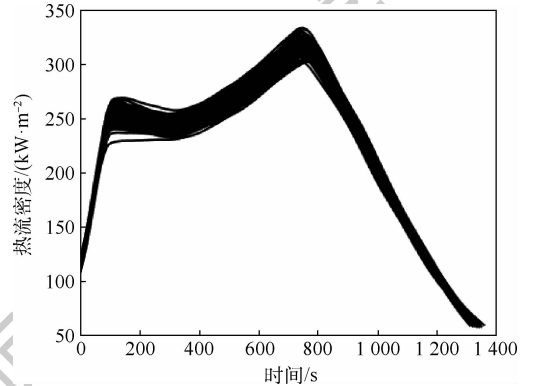


图22 扰动条件下的热流密度曲线

Fig. 22 Heating flux under parameter perturbation

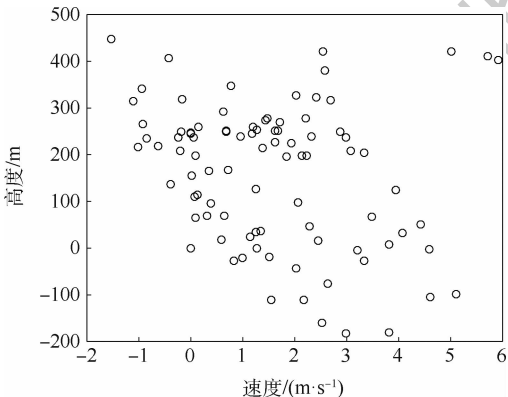


图20 扰动条件下的高度-速度终端误差分布

Fig. 20 Altitude-velocity terminal error distribution

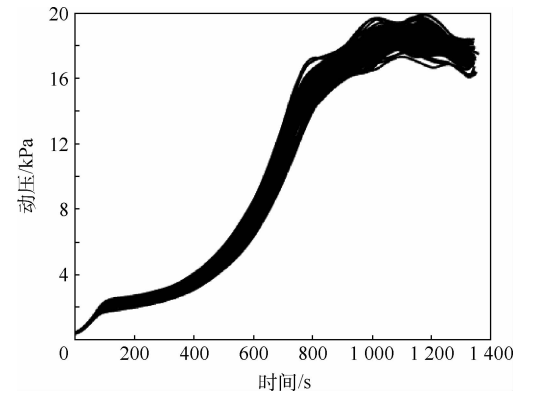


图23 扰动条件下的动压曲线

Fig. 23 Dynamic pressures under parameter perturbation

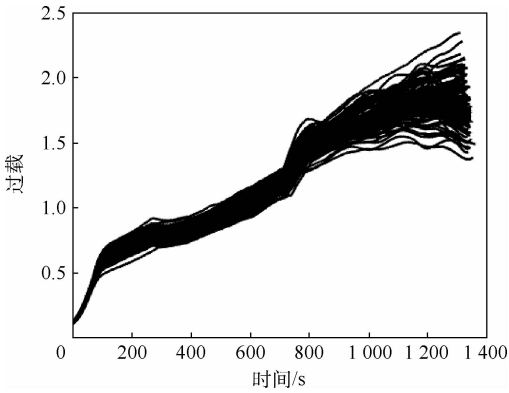


图24 扰动条件下的过载曲线

Fig. 24 Overloads under parameter perturbation

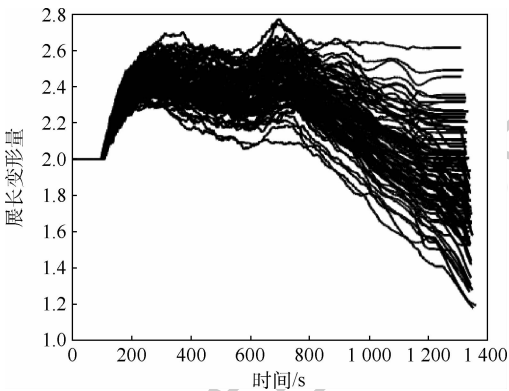


图25 扰动条件下的展长变形量曲线

Fig. 25 Deformations under parameter perturbation

误差均小于 6 m/s , 具有较高的精度。与传统固定外形飞行器在标准情况下终端高度误差为 1426.6 m 对比可知,本文提出的变形飞行器的再入制导方法满足终端高度约束的能力较强。图21为100次仿真结果的落点位置误差分布,大约50%落点的航程误差小于 5 km ,所有落点的航程误差都在 10 km 以内,具有较高的位置精度。图22~图24为100次仿真的过程约束,随机扰动下所有仿真结果均满足过程约束,且热流密度、动压、过载等约束变化平缓,无周期振荡现象。图25为100次仿真的展长变形量曲线,各种随机扰动下,展长变形量 η 均在 $1 \sim 3$ 之间,满足 $1 \leq \eta \leq 3$ 的取值范围,再入过程中所需的展长变形量可由本文设计的变形飞行器实现。

5 结论

本文设计了一种高超声速伸缩式连续变形飞行器,在此基础上提出了一种以数值方法在线校正倾侧角和展长变形量的再入制导方法,理论分析和仿真结果表明:

1) 本文所提出方法解决了高超声速变形飞行器再入制导问题,采用本文方法的高超声速变

形飞行器,相比于传统固定外形飞行器,其制导精度较高,终端约束的能力更强,轨迹更加平滑。

2) 本文所提出的高超声速变形飞行器再入制导方法在初始参数扰动和环境参数扰动下仍具有一定的精度和鲁棒性。

参考文献 (References)

- [1] 李广华,张洪波,汤国建.高超声速滑翔飞行器典型弹道特性分析[J].宇航学报,2015,36(4):397-403.
LI G H, ZHANG H B, TANG G J. Typical trajectory characteristics of hypersonic glide vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(4):397-403 (in Chinese).
- [2] 穆凌霄,王新民,谢蓉,等.高超音速飞行器及其制导控制技术综述[J].哈尔滨工业大学学报,2019,51(3):1-14.
MU L X, WANG X M, XIE R, et al. A survey of the hypersonic flight vehicle and its guidance and control technology[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(3):1-14 (in Chinese).
- [3] 张灿,林旭斌,胡冬冬,等.2018年国外高超声速飞行器技术发展综述[J].飞航导弹,2019(2):1-5.
ZHANG C, LIN X B, HU D D, et al. A survey of foreign hypersonic vehicle technology development in 2018[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(2):1-5 (in Chinese).
- [4] 张远龙,谢愈.滑翔飞行器弹道规划与制导方法综述[J].航空学报,2020,41(1):50-62.
ZHANG Y L, XIE Y. Review of trajectory planning and guidance methods for gliding vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1):50-62 (in Chinese).
- [5] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9):823-877.
- [6] VALASEK J, DOEBBLER J, TANDALE M D, et al. Improved adaptive-reinforcement learning control for morphing unmanned air vehicles[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2008, 38(4):1014-1020.
- [7] 郭建国,吴林旭,周军.非对称变翼飞行器复合控制系统设计[J].宇航学报,2018,39(1):52-59.
GUO J G, WU L X, ZHOU J. Compound control system design for asymmetric morphing-wing aircraft[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(1):52-59 (in Chinese).
- [8] WICKENHEISER A, GARCIA E. Perching aerodynamics and trajectory optimization[C]//Active and Passive Smart Structures and Integrated System 2007. Bellingham: SPIE, 2007, 6525:1-9.
- [9] MIR I, MAQSOOD A, EISA S A, et al. Optimal morphing-augmented dynamic soaring maneuvers for unmanned air vehicle capable of span and sweep morphologies[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79:17-36.
- [10] 彭悟宇,杨涛,涂建秋,等.高超声速变形飞行器翼面变形模式分析[J].国防科技大学学报,2018,40(3):15-21.
PENG W Y, YANG T, TU J Q, et al. Analysis on wing deformation modes of hypersonic morphing aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(3):15-21

(in Chinese).

- [11] 彭悟宇, 杨涛, 王常悦, 等. 高超声速伸缩翼变形飞行器轨迹多目标优化[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 41-47.
PENG W Y, YANG T, WANG C Y, et al. Trajectory multi-objective optimization for hypersonic telescopic wing morphing aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 41-47 (in Chinese).
- [12] 陈铁彪, 龚旻, 王洪波, 等. 临近空间可变形滑翔飞行器轨迹优化与性能分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(9): 944-952.
CHEN T B, GONG M, WANG H B, et al. Trajectory optimization and performance analysis of the near-space morphing glide vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(9): 944-952 (in Chinese).
- [13] BAO C Y, WANG P, TANG G J. Integrated guidance and control for hypersonic morphing missile based on variable span auxiliary control[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-20.
- [14] 储培, 倪昆, 程林, 等. 基于反步滑模的高超声速变体飞行器鲁棒控制[J]. 计算机仿真, 2018, 35(8): 41-45.
CHU P, NI K, CHENG L, et al. Robust control of hypersonic morphing vehicle based on backstepping sliding mode control[J]. Computer Simulation, 2018, 35(8): 41-45 (in Chinese).
- [15] SHEN Z J, LU P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 111-121.
- [16] 王肖, 唐胜景, 祁帅, 等. 带终端高度约束的再入预测校正制导[J]. 战术导弹技术, 2018(4): 70-77.
WANG X, TANG S J, QI S, et al. Predictor-corrector entry guidance with terminal altitude constraint[J]. Tactical Missile Technology, 2018(4): 70-77 (in Chinese).
- [17] 徐瑞民. 二元非线性方程组求根的牛顿迭代法[J]. 山东轻工业学院学报(自然科学版), 2009, 23(4): 89-91.
XU R M. Newton's method for the nonlinear function of two independent variables[J]. Journal of Shandong Institute of Light Industry (Natural Science Edition), 2009, 23(4): 89-91 (in Chinese).
- [18] XUE S B, LU P. Constrained predictor-corrector entry guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4): 1273-1281.

Reentry guidance method of hypersonic telescopic deformable vehicle

YUE Caihong¹, TANG Shengjing^{1,*}, WANG Xiao^{1,2}, GUO Jie¹

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Tactical Weapons Division, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Aimed at the reentry guidance problem for hypersonic deformable vehicle, firstly, a shaping plan of hypersonic deformable vehicle using telescopic wings is proposed, and the aerodynamic model and dynamic model with elongation deformation are established. Secondly, with the elongation deformation being extended to control variables, the relationships between bank angle, elongation deformation and terminal range, altitude are analyzed. On this basis, the remaining range and terminal altitude are predicted by bank angle and elongation deformation, the two control variables are corrected by numerical algorithm to meet the range and altitude constraints, and the bank angle symbol is determined through the heading angle corridor. Simulated results show that the reentry guidance method of the deformable vehicle has high guidance accuracy, having stronger terminal restraint ability and smoother trajectory compared with the fixedshape vehicle, and it has certain robustness under disturbance conditions.

Keywords: deformable vehicle; hypersonic vehicle; reentry guidance; predictor-corrector; guidance performance analysis

Received: 2020-05-14; Accepted: 2020-06-19; Published online: 2020-07-01 17:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1709.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11572036)

* Corresponding author. E-mail: tangsj@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0307

鱼骨柔性翼段线性/非线性静气动弹性对比分析



冒森, 杨超, 谢长川*, 陈智盈

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 鱼骨柔性翼作为一种性能优越的主动变弯度机翼机构形式, 具有弦向抗弯刚度低、翼型厚度方向刚度高的特点, 其在进行大弯度主动变形时结构存在较强的几何非线性且气动弹性效应显著。针对传统线性静气动弹性分析方法并不适用于鱼骨柔性翼段的气动弹性分析问题, 以 Bristol 大学的公开鱼骨柔性翼段模型为研究对象, 采用曲面涡格法(VLM)和非线性有限元耦合的非线性静气动弹性方法, 以及传统气动弹性分析中常用的平面涡格法和线性有限元耦合的线性静气动弹性方法, 分别对鱼骨柔性翼段进行大变形下的静气动弹性分析, 并进行结果对比。对比验证了所用曲面涡格法与 XFOIL 软件气动计算结果。算例结果表明: 鱼骨柔性翼段大变形下气动弹性效应显著, 相比传统线性静气动弹性分析方法, 非线性静气动弹性分析方法得到的鱼骨柔性翼段在大变形状态下升力系数最多减少 8.28%, 力矩系数最多减少 6.86%, 且能准确快速得到真实变形结果, 更具有实际工程应用价值。

关键词: 鱼骨柔性翼段; 几何非线性; 曲面涡格法(VLM); 结构大变形; 静气动弹性分析

中图分类号: V221+.8

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)06-1299-12

随着飞行器设计人员对飞行器飞行原理认识的逐步深入, 寻求高飞行效率和高性能的机翼设计成为飞行器设计领域的重点研究方向。传统后缘襟翼作为控制机翼在流体流动下产生的力和力矩的有力手段, 被大量运用作为固定翼飞机的飞行控制装置和起降时的增升装置。类似的结构也被广泛运用于流体控制领域, 包括直升机旋翼、船舵等。这些装置结构简单可靠, 但最主要的缺点是使用时阻力显著增加^[1]。这是由于它们以离散的方式改变机翼的倾角, 表面压力会发生突变, 导致在机翼上的阻力大幅增加, 特别是在大升力系数情况下。许多研究人员和发明家都试图通过设计平滑的、能够连续变化的机翼来解决这一问题。

鱼骨柔性机翼提供了一个替代传统离散襟翼和其他主动变弯度机翼的设计方案, 是由 Woods

和 Friswell^[2]受自然界鱼类构造所启发设计的, 只需要很小的驱动载荷就能实现后缘大角度变形, 是一款优秀的变弯度机翼结构。由于后缘变形大, 并且存在机翼结构主动变形, 其存在显著的气动弹性问题。传统线性气动弹性分析方法并不适用于鱼骨柔性机翼的动力学分析, 而需要与之匹配的气动弹性分析方法。

因此, 本文充分考虑鱼骨柔性翼段大变形时气动弹性的问题, 运用非线性有限元(FEM)和曲面涡格法(VLM)为基础的非线性静气动弹性分析方法, 完成大变形下的鱼骨柔性翼段非线性静气动弹性分析, 并将结果与传统线性静气动弹性结果进行对比。

1 相关工作

早在 1920 年, 工程师们就设计了一种刚性铰

收稿日期: 2020-07-01; 录用日期: 2020-07-10; 网络出版时间: 2020-07-14 13:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.0926.003.html

* 通信作者。E-mail: xiechangc@buaa.edu.cn

引用格式: 冒森, 杨超, 谢长川, 等. 鱼骨柔性翼段线性/非线性静气动弹性对比分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1299-1310. MAO S, YANG C, XIE C C, et al. Comparative analysis of linear/nonlinear static aeroelasticity of fishbone flexible wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1299-1310 (in Chinese).

链结构,这种结构通过各种机构运动和柔性蒙皮的组合,可以显著地改变机翼弯曲度。最近主动变弯度机翼设计已经成为一个非常活跃的研究领域,仅在过去20年里就有60多个设计方案被提出。Barbarino等^[3]对所做工作进行了全面概述。这些方案中,基于柔性结构的设计方案比基于刚

性铰链的方法更常见,主要是考虑到基于刚性铰链的设计具有结构复杂、质量笨重、结构可靠性差等缺点。图1显示了主动变弯度机翼的几个典型设计^[2]。可以从中看出,随着时间的推移变形结构设计从复杂刚性铰链结构向简单柔性结构变化的发展规律。

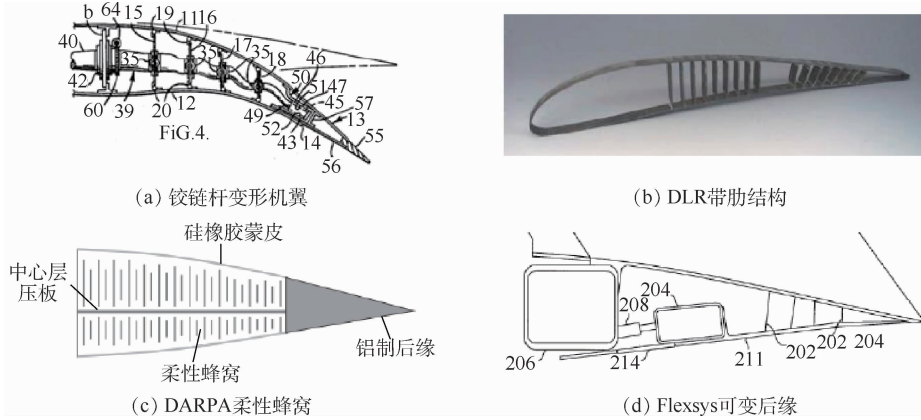


图1 主动变弯度机翼设计^[2]

Fig. 1 Design of active camber morphing airfoil^[2]

鱼骨柔性机翼只要很小的驱动能量就能实现翼剖面中弦线大幅度连续变化,如图2所示^[3]。其主结构是一个脊柱主梁和连接在梁上的一系列纵梁,结构外侧是一层柔性蒙皮。驱动器通过钢索输出扭矩给脊柱主梁。这种结构具有较高的各向异性。弦向的弯曲刚度相对较低,以减少驱动载荷,翼型厚度方向刚度较高,以维持承载能力。这种设计减少了非变形区域承受的载荷和随之产生的应力。Woods提出鱼骨柔性机翼概念后,跟进大量的研究。首先,使用XFOIL低精度的面元法与OpenFORM高精度的计算流体力学方法分别对鱼骨变形结构的气动性能进行研究,发现鱼骨柔性机翼相比传统的后缘襟翼设计具有良好的气动外形^[4]。然后,制作简单的模型,并对模型进行了一系列地面变形实验,结果表明,鱼骨柔性机翼具有变形能力优越、驱动载荷小的优点^[5]。最后,进行了吹风实验,通过风洞试验发现,与传统的尾缘襟翼相比,鱼骨柔性机翼气动效

率有所提高,在等效升力条件下升阻比提高25%^[6]。在风速为20 m/s和迎角为0°的条件下,鱼骨柔性机翼对比传统固定机翼升力系数提高0.72。

鱼骨结构的详细设计是一个困难的、多学科耦合的问题。主要是由于鱼骨的特殊结构:柔性结构弦向弯曲刚度低,变形时气动载荷变化大,气动弹性问题显著。因此,Woods和Friswell^[7]提出了引入弛豫参数提高收敛性的静气动弹性分析方法,用来研究鱼骨机翼的流固耦合问题。结构部分以欧拉-伯努利梁理论的结构分析模型,将钢索建模为线性刚度单元,其驱动力简化为在翼尖对脊柱主梁上的弯矩。气动部分用XFOIL软件求解得到了气动载荷。基于这种方法,Woods和Friswell^[8]又在后续研究中用多目标优化的遗传算法对鱼骨结构进行了详细的优化设计。

可以看出,Woods对于鱼骨结构的分析设计和制作这一套过程都是详细并且完备的,可以论证这样的鱼骨结构是真实有效并且可靠的。但是值得注意的是,文献[5]进行的结构实验中,鱼骨结构后缘位移已经超过整体弦长的15%,从材料力学角度来说,这是属于结构大变形的范畴,其结构变形具有很强的几何非线性。而Woods在结构建模、有限元分析及后续的气动弹性研究中,结构部分的理论基础都是采用了线性的欧拉梁理论和有限元理论。虽然后面通过引入鱼骨结构脊柱主梁的长度不变这一非线性条件对模型进行修

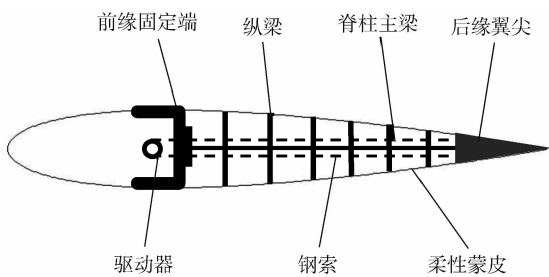


图2 鱼骨结构示意图^[3]

Fig. 2 Schematic diagram of fishbone structure^[3]

正,但仍然没有考虑到大变形带来的随动载荷的影响。这就跟其实际变形存在一定误差。因此,从准确反映实际鱼骨变形的角度上来说,鱼骨结构应该采用非线性大变形结构分析方法来研究其结构特性和气动弹性特性。

另外,针对大变形结构的气动弹性问题,现阶段研究大多以面向理论研究为目标的简单梁式模型结合二维气动理论为主,比较成熟的有:美国密西根大学基于应变梁方程和入流理论开发的非线性气动弹性仿真工具 UM/NAST^[9],能够进行简单梁或梁组合模型的非线性气动弹性仿真分析,应用于高空长航时无人机设计;麻省理工学院基于大变形梁理论与升力线模型结合,发展的 ASWING 综合设计分析方法,与 UM/NAST 框架类似^[10]。但是非线性梁理论作为结构求解器限制了复杂模型的适用性,二维气动力计算方法作为气动求解器也限制了其计算精度。为了提高计算精度,CFD/CSD 松耦合迭代方法也被应用于计算大变形结构非线性气动弹性分析。党会学等^[11]采用 CFD/CSD 方法对大展现比柔性机翼进行非线性气动弹性分析,并用黄金分割加速松耦合计算的收敛,结果表明,几何非线性对静气动弹性大变形起着重要作用。基于 CFD/CSD 计算气动弹性计算精度高,但是带来了计算耗费巨大的缺点。涡格法作为基于势流方程的气动力计算方法,建模简单,计算效率高,在静气动弹性分析中有较为明显的优势。特别的是,涡格法在许多方面被证明是非常准确的,并在大柔性构型的气动弹性分析中得到了广泛的应用^[12]。基于涡格法的计算具有耗费少、精度相对较高的优势。北京航空航天大学的谢长川等基于曲面涡格法和几何非线性有限元法,建立了一种大柔性机翼静气动弹性分析方法^[13],并进一步设计了地面振动和风洞试验来验证该方法^[14],计算值与风洞实测值趋于一致;在此基础上,又进行了大柔性飞机全机的静气动弹性分析^[15]。可以看出,基于非线性有限元和曲面涡格法的大变形结构静气动弹性分析方法适合工程实践中快速、高效的分析要求,其既可以用于飞机设计的初级阶段,又可以用于飞机设计的详细阶段。

2 理论分析

2.1 结构几何非线性

传统线性气动弹性分析中,结构分析均是基于小变形假设的线性结构分析。鱼骨主动变弯度结构弦向刚度小,在气动载荷作用下会发生较大

的弯曲变形,其变形往往不再符合线性小变形的假设。这样一来,几何关系和平衡方程都是非线性的,构成了典型的几何非线性问题^[16-17]。

有许多方法能解决几何非线性结构分析,如基于位移的有限元法、基于应变的有限元法和几何精确梁理论。这里使用位移基础有限元的更新拉格朗日公式,即

$$({}^i k_L + {}^i k_{NL}) \mathbf{u} = {}^{i+\Delta t} \mathbf{Q} - {}^i \mathbf{F} \quad (1)$$

式中:单元矩阵由 2 部分构成,即线性刚度项 ${}^i k_L$ 和非线性刚度项 ${}^i k_{NL}$; \mathbf{u} 为结构位移; ${}^{i+\Delta t} \mathbf{Q}$ 为新增量步的外载荷; ${}^i \mathbf{F}$ 为等效结构内力。线性刚度项只与结构本身的刚度和质量有关,而非线性刚度与结构变形构型、载荷形式等因素相关。

另一个在几何非线性问题中必须引起重视的问题就是“随动载荷”效应,即外载荷是变形的函数,尤其表现在其作用方向会随着变形一起改变。图 3 以悬臂梁为例,给出了受力方向的变化情况。梁长度为 L ,忽略轴力引起的长度变化,引入弧长坐标 s ,自由端作用始终沿着 y 轴正方向的集中力 P 。可以看出,随着 P 的增加,挠度 w 也会增加,而轴向变形 u 也会增加。鱼骨柔性机翼作为典型的非常柔性结构,在对其进行气动弹性研究时,考虑气动压力作为随动载荷更为合理,因为气动载荷的一部分将因结构的变形成为侧向力,当变形足够大时,这部分力将不可忽略,会影响最终的气动弹性结果。

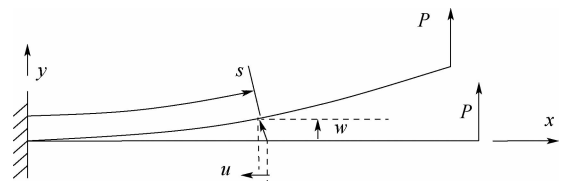


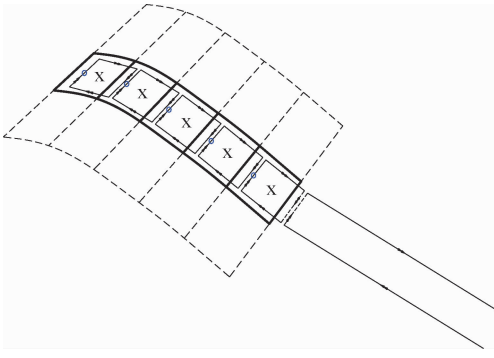
图 3 一端受垂直随动载荷的悬臂梁

Fig. 3 Cantilever beam with one end subjected to vertical follower load

2.2 曲面涡格法

在传统气动弹性分析中,气动力是由平面涡格法进行计算的。平面涡格法求解过程中,机翼被视为一个平面,马蹄涡网格被布置在气动面上。利用 Biot-Savart 定理计算气动网格控制点上每个马蹄涡的诱导速度。控制点处满足物面不穿透条件得到有关马蹄涡涡强的线性代数方程,进而求解气动面压强差得到升力分布。

定常曲面涡格法将机翼中弧面作为气动面,在曲面气动面上布置涡环基本解进行气动力的求解。曲面涡格法涡格划分如图 4 所示^[15]。在曲面气动面上布置空间涡环,能够较为准确地反映

图4 薄翼型机翼曲面涡格模型^[15]Fig. 4 Non-planar vortex lattice model of thin airfoil^[15]

其真实气动面形状和流场状态,满足大变形鱼骨柔性翼段气动建模的需求。

涡环在任意位置引起的速度由 Biot-Savart 定律计算。

$$V = \frac{\Gamma}{W} \int_C \frac{dl \times r}{r^3} \quad (2)$$

式中: Γ 为涡环强度; W 为气动影响系数; V 为当地流速度; r 为任意点到涡环控制点的位移; C 为涡环长度。

将其代入物面不穿透边界条件,得到线性代数方程组为

$$\mathbf{A} \cdot \Gamma = \mathbf{RHS} \quad (3)$$

式中: \mathbf{A} 为气动影响系数矩阵; \mathbf{RHS} 为列向量,其元素由式(4)得到

$$\text{rhs}_i = -V_\infty n_i \quad (4)$$

其中:元素包含无穷远来流速度 V_∞ 和控制点法向 n_i 的信息,含义是物面不穿透。涡格法细节参见文献[18]中详细描述。

得到各涡环的强度后,利用库塔-儒科夫斯基定理计算气动载荷:

$$\Delta L_{ij} = \rho V_\infty (\Gamma_{ij} - \Gamma_{i-1,j}) \Delta y_{ij} \quad (5)$$

式中: ΔL_{ij} 为第 i 行第 j 列气动网格升力; ρ 为空气密度; Δy_{ij} 为第 i 行第 j 列气动网格等效弦长。

在几何非线性气动弹性分析中,需要在迭代过程中对曲面涡格法的气动模型进行更新,使其与结构变形保持一致。虽然气动力的计算是线性的,但是几何精确的边界条件将非线性引入了气动弹性问题。

2.3 曲面大变形插值方法

传统线性气动弹性分析所用的二维插值方法无限平板样条(IPS)及其三维推广的薄板样条(TPS)方法运用广泛,是商用软件如 NAS-TRAN^[19] 与 ZAERO^[20] 的标准插值方法。鱼骨柔性机翼曲面气动网格和节点需随机翼变形空间曲面,传统气动弹性分析所用的二维插值不再适

用,需要三维曲面的样条插值方法确定其曲面变形位置信息。谢长川和杨超将传统二维插值 IPS 方法推广到多维空间^[21]。

设在 N 维空间的 n 个给定向量 $\mathbf{X}_i = \{x_i^1, x_i^2, \dots, x_i^N\}$ ($i=1, 2, \dots, n$), 及其对应的多元函数 $\mathbf{W}_i = \{w_i^1, w_i^2, \dots, w_i^M\}$ ($i=1, 2, \dots, n$)。对 \mathbf{W} 的每个分量按照 IPS 方法建立如下插值函数:

$$w^k(\mathbf{X}) = c_1^k + \sum_{p=1}^N c_{p+1}^k x_p + \sum_{i=1}^n c_{N+1+i}^k r_i^2 \ln(r_i^2 + \varepsilon) \quad (6)$$

式中: $r_i^2 = \sum_{p=1}^N (x_p - x_{pi})^2$, x_{pi} 为第 i 个节点的第 p 维坐标; $c_1^k, c_2^k, \dots, c_{N+1+n}^k$ 为待定系数; ε 为给定的常数,称为参量,对于一般的平坦曲面 $\varepsilon = 10^{-2} \sim 1$, 对于有奇性的曲面可取 $\varepsilon = 10^{-5} \sim 10^{-6}$ 。

将上述插值理论应用于气动弹性特性分析的结构/气动界面耦合,就能够将结构界面的运动传递到气动界面上。

令 n 个结构节点坐标为 \mathbf{X}_s , 其变形矢量为 \mathbf{U}_s , 需得到对应 m 个气动网格节点 \mathbf{X}_A 处的变形矢量 \mathbf{U}_A 。根据结构节点坐标写出插值函数系数方程为

$$\mathbf{A}_s \mathbf{C} = \mathbf{W}_s \quad (7)$$

式中: \mathbf{A}_s 为结构节点坐标构成的系数矩阵; \mathbf{W}_s 为结构位移坐标构成的系数矩阵; \mathbf{C} 为中间变形量系数矩阵。

根据式(7)求得 \mathbf{C} 为

$$\mathbf{C} = \mathbf{A}_s^{-1} \mathbf{W}_s \quad (8)$$

则气动网格节点处的位移矢量可表示为

$$\mathbf{U}_A = \mathbf{A}_A \mathbf{A}_s^{-1} \mathbf{W}_s \quad (9)$$

式中: \mathbf{A}_A 为 \mathbf{A}_s 去掉前 4 列元素得到。因为 \mathbf{W}_s 前 4 行元素均为 0, 式(9)可化为

$$\mathbf{U}_A = \mathbf{G} \mathbf{U}_s \quad (10)$$

式中: \mathbf{G} 为结构节点与气动节点之间的位移插值矩阵,由矩阵 $\mathbf{A}_A \mathbf{A}_s^{-1}$ 去掉前 4 列元素得到。

气动弹性分析中另一个重要问题是要将气动界面的载荷信息转化到结构界面之上,这一过程称为力插值。气动弹性分析中的力插值不采用一般结构分析中的静力学等效或变形等效原理,而是要满足所谓结构等效性,也就是在结构任意可能的虚位移情况下 2 套等效的载荷系统虚功相等。根据虚位移的任意性,可以推出气动模型与结构模型之间的力插值关系式为

$$\mathbf{F}_s = \mathbf{G}^T \mathbf{F}_A \quad (11)$$

式中: \mathbf{F}_s 为节点力; \mathbf{F}_A 为气动力。

2.4 静气动弹性计算流程

鱼骨柔性机翼作为典型的柔性结构,相比传统机翼气动弹性问题更为显著。鱼骨柔性机翼受气流作用的影响发生变形,而气动力又与机翼的形状有关,两者是相互影响、相互制约的非线性关系。本文采用定常曲面涡格法与非线性结构有限元,利用分析迭代计算的方法得到鱼骨柔性机翼的静气动弹性非线性平衡状态,具体流程如图 5 所示。传统线性静气动弹性分析方法与本文提供的非线性静气动弹性分析方法流固耦合的迭代流程是相同的,同样是先求解气动载荷下的结构静力分析,再通过插值方法更新气动载荷,最终判断收敛条件得出计算结果。不同之处在于:传统线性静气动弹性分析方法的气动力求解是基于平面涡格法,结构求解时基于线性有限元分析,对应的插值方法为薄板样条插值。

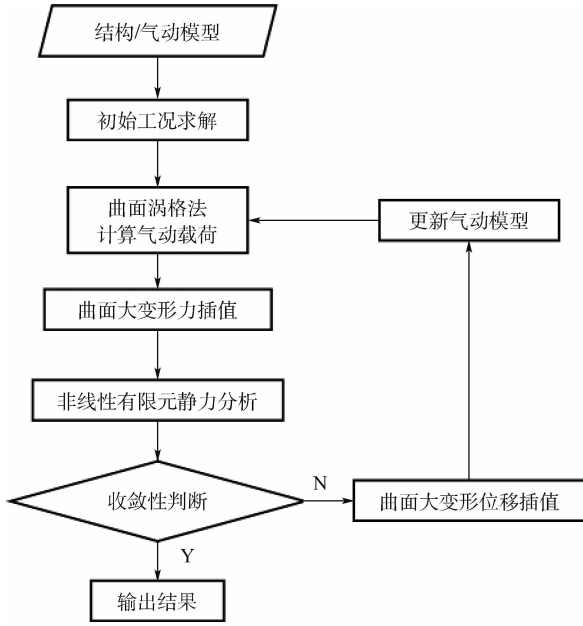


图 5 鱼骨结构非线性静气动弹性计算流程

Fig.5 Calculation process of nonlinear static aeroelasticity analysis of fishbone structure

3 算例计算

3.1 模型验证

根据文献[7]提供的模型数据,建立鱼骨柔性翼段的有限元模型,具体参数如表 1 所示。

采用商用软件 Pratran2018 对鱼骨柔性翼段进行有限元建模。前缘翼盒和后缘翼尖采用 HEX8 单元,材料选择为铝合金,弹性模量为 207 GPa。鱼骨部分和蒙皮采用板单元 QUAT4 建模。钢索布置于翼段中间位置。边界条件为前缘翼盒固支,有限元建模如图 6 所示。

表 1 鱼骨结构模型参数

Table 1 Structural parameters of fishbone structure model

参数	数值
基础翼型	NACA0012
弦长 c /mm	305
展长 b /mm	150
变形起始位置/mm	107
变形结束位置/mm	260
纵墙数量	14
纵墙厚度/mm	0.8
蒙皮厚度/mm	1.5
脊柱主梁厚度/mm	2
纵梁弹性模量/GPa	2.14
脊柱主梁弹性模量/GPa	2.14
蒙皮弹性模量/MPa	4.56
钢索弹性模量/GPa	131

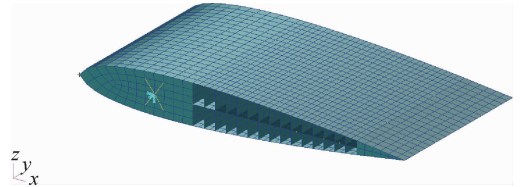


图 6 鱼骨结构机翼有限元模型

Fig.6 Finite element model of wing with fishbone structure

有限元建模完成后,对其进行模态分析,得到前 6 阶模态,如图 7 所示。

模态结果如表 2 所示,结果显示,鱼骨柔性翼段模态变形符合预期。

为了进一步验证鱼骨柔性翼段有限元建模,在不同加载条件下对模型进行线性有限元分析和非线性有限元分析,并将分析结果与文献[7]中的实验结果进行对比。

第 1 种加载方式为:鱼骨柔性翼段前端固定,在后缘中点处,垂直向下施加外力,如图 8 所示。加载后鱼骨柔性翼段变形仿真结果如图 9 和图 10 所示。

图 9 中将后缘加载有限元计算结果和文献实验值^[7]进行了比较。计算结果表明,对于后缘 z 方向位移,线性有限元结果和非线性有限元结果变化趋势是一致的,随着加载力的增大而增大。非线性有限元仿真结果和线性有限元结果差距小于 0.5%,并且与文献实验值^[7]符合得很好。此时后缘 z 方向最大位移为翼型弦长的 7.51%,鱼骨主梁偏转角为 12.52°。可以看出,鱼骨变形比较小的情况,看出后缘 z 方向位移和加载外力之间的关系基本呈线性的,有限元非线性结果和线性结果差距不大。随着加载力的进一步增加,鱼骨柔性翼段进一步发生弯曲,鱼骨柔性翼段有限

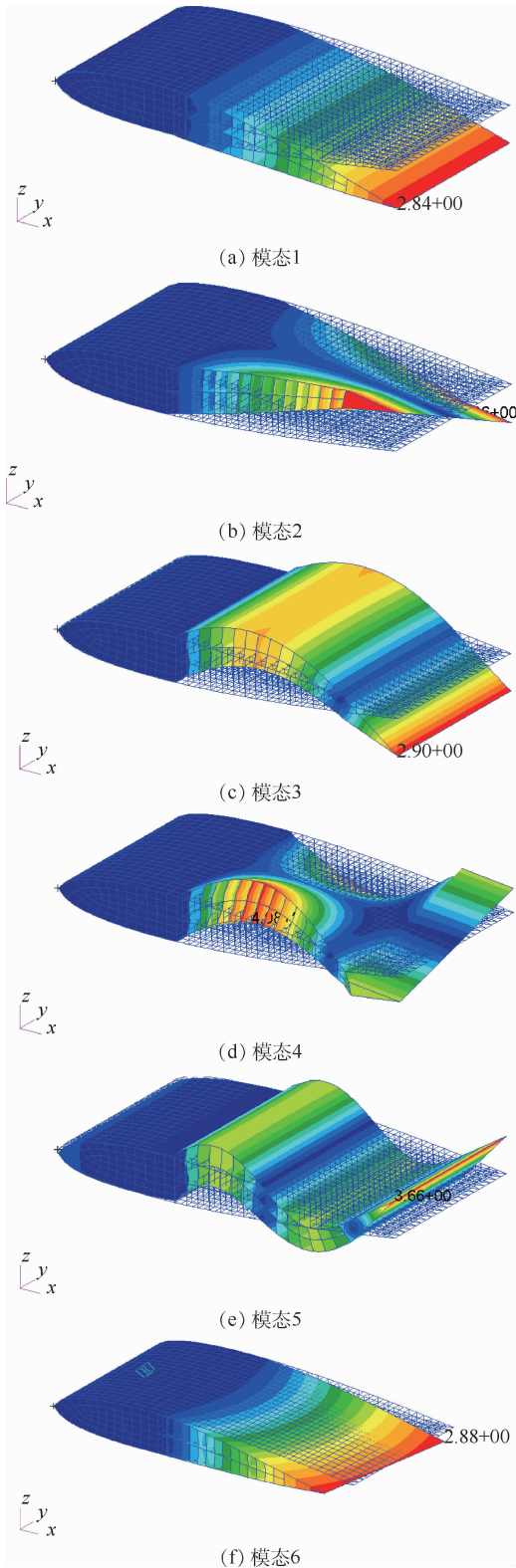


图7 鱼骨柔性翼段模态

Fig.7 Modes of fishbone flexible wing

元变形分析的非线性结果如图10所示。2种分析方法得到的结果差别主要体现在鱼骨柔性机翼的 x 方向。线性分析结果在 x 方向的位移为0,随着加载力增加,鱼骨结构只向 z 方向发生变形,实际上拉长了鱼骨柔性翼段中弦线的长度,而非线性分析则保持了中弦线的长度不变。随着加载力

表2 鱼骨柔性翼段模态频率

Table 2 Modal frequency of fishbone flexible wing

阶数	模态名称	频率/Hz
1	一阶弯曲	8.314 1
2	一阶扭转	15.359
3	二阶弯曲	22.495
4	二阶扭转	44.228
5	三阶弯曲	45.852
6	面内模态	61.048

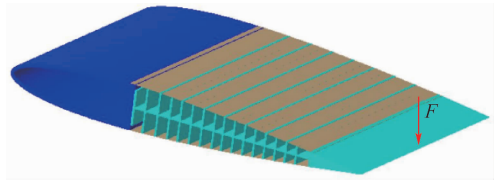


图8 鱼骨柔性翼段后缘外力加载示意图

Fig.8 Schematic diagram of external force on the trailing edge of fishbone flexible wing

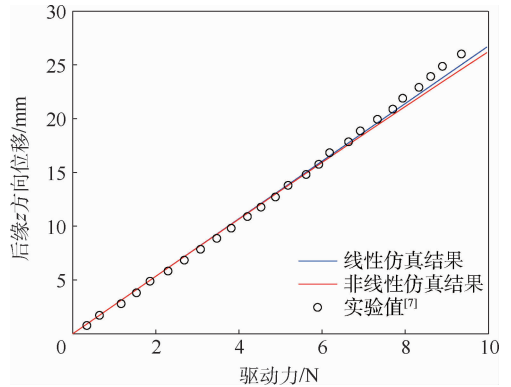


图9 鱼骨柔性翼段后缘 z 方向位移与外力的关系

Fig.9 Relationship between z -direction displacement of the trailing edge of fishbone flexible wing and external force

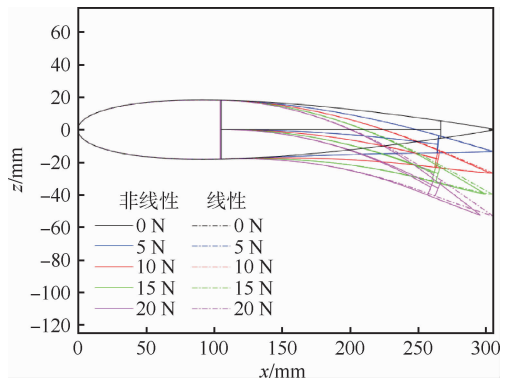


图10 鱼骨柔性翼段外力加载变形结果

Fig.10 Deformation of fishbone flexible wing under external force

的增加,这2种分析结果差距会越来越大。外载荷为10 N时,2种分析方法得到的后缘点位移差为2.455 mm,是弦长的0.805%,两者几乎重合。外载荷为20 N时,2种分析方法得到的后缘点位

移差为 9.38 mm,是弦长的 3.07%,此时鱼骨柔性翼段后缘 z 方向位移为 -53.18 mm。可以看出,当结构变形比较大时,非线性有限元结果才能准确反映鱼骨柔性翼段真实变形结果。

第 2 种加载方式为:模拟鱼骨柔性翼段真实作动情况。通过给转轴施加扭矩,拉动钢索,使得鱼骨结构发生变形,并且同样通过线性与非线性 2 种有限元方法研究鱼骨的翼尖变形情况。加载示意图如图 11 所示,鱼骨结构变形仿真结果如图 12 和图 13 所示。

如图 12 所示,考虑真实作动情况下鱼骨柔性翼段的线性有限元和非线性有限元结果最大相差 0.45%,并且都与文献实验值^[7]符合得很好,最大变形为翼型弦长的 5.77%。这与在后缘加载

力的情况得到的结果趋势一致,进一步验证了有限元的准确性。从图 13 进一步看出,不管是后缘加载还是真实作动情况,线性分析依然不考虑 x 方向的变形。当驱动力矩为 $2.0 \text{ N} \cdot \text{m}$ 时,后缘 z 方向位移为 -45.33 mm,是弦长的 14.86%,此时鱼骨主梁偏转角为 21.04° ,仍然在鱼骨柔性翼段合理的变形范围中。此时,非线性分析结果与线性分析结果得到后缘位移差为 6.83 mm,是弦长的 2.24%,不能忽略。

通过 2 种不同加载形式的计算验证,本文所建立的模型与文献[7]模型具有很好的一致性。在后缘挠度比较大的情况下,非线性分析更符合翼段实际的变形情况。真实作动情况下,当后缘 z 方向位移到达弦长 14.86%时,弦向 x 方向变形为弦长 2.24%,其结果值得关注。

3.2 气动力分析

本节运用曲面涡格法分别计算 3.1 节中真实作动力矩加载下的鱼骨柔性翼段线性变形和非线性变形对应的气动载荷,并将计算结果与 XFOIL 软件进行对比。对鱼骨柔性翼段气动面进行网格划分,如图 14 所示。气动网格数量为 10×20 ,其中弦向 20 个网格,展向 10 个网格。气动网格前 7×10 个网格为前缘固定端,后 13×10 个网格为鱼骨柔性结构气动面。

假设无穷远处来流速度为 10 m/s ,鱼骨柔性翼段迎角为 5° 。本节计算仅考虑作动变形情况下鱼骨柔性翼段外形对应的气动力结果,不考虑气动载荷对结构的影响,相关计算结果如图 15 所示。

图 15(a)为最大驱动力矩 $2.0 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的加载情况下鱼骨柔性翼段的压力系数分布。由于考虑到三维效应,翼段上不同翼剖面上压力系数分布并不完全相同,取翼段中剖面压力分布,如图 15(b)所示,实线对应鱼骨翼段非线性变形气动力分布,虚线对应线性变形气动力分布。可以看出,随着

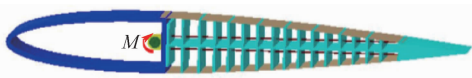


图 11 鱼骨柔性翼段外力矩加载示意图

Fig. 11 Schematic diagram of external moment of force on fishbone flexible wing

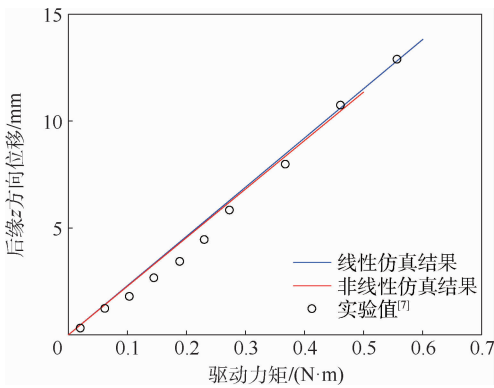


图 12 鱼骨柔性翼段后缘 z 方向位移与外力矩的关系

Fig. 12 Relationship between z -direction displacement of the trailing edge of fishbone flexible wing and external moment of force

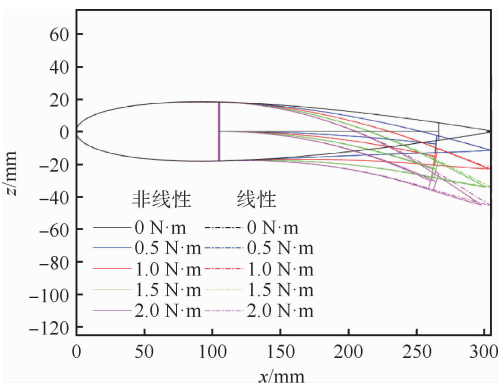


图 13 鱼骨柔性翼段外力矩加载变形结果

Fig. 13 Deformation of fishbone flexible wing under external moment of force

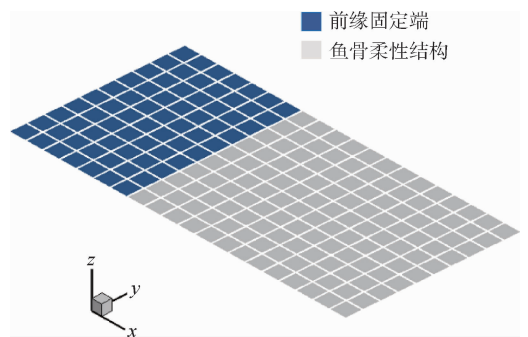


图 14 鱼骨柔性翼段气动网格

Fig. 14 Aerodynamic mesh of fishbone flexible wing

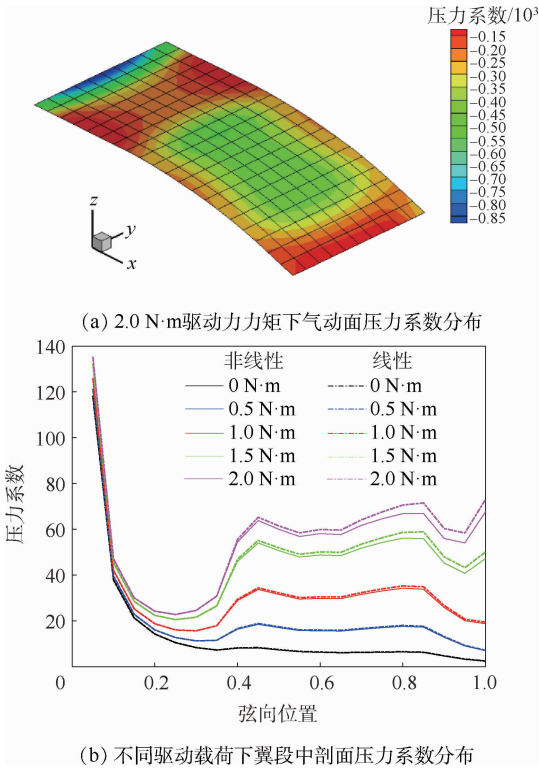


图 15 鱼骨柔性翼段气动面压力系数分布

Fig. 15 Pressure coefficient distribution of aerodynamic surface of fishbone flexible wing

驱动力矩的增加,前缘固定端压力系数分布变化较小,而鱼骨柔性翼段压力系数显著增加。相同驱动载荷下,线性变形柔性段压力系数要大于非线性变形的结果,并且2个结果之间的差距随着驱动力矩的增加而增大。这表明鱼骨柔性翼段如果用线性有限元分析计算变形,那么在后续气动计算中得到的气动载荷将大于真实变形对应的气动载荷,并且误差会随着变形的增加而增大。

为了验证气动力计算的准确性,将曲面涡格法得到的三维气动力结果换算成二维气动力系数,并与XFOIL软件计算结果进行对比。XFOIL代码是基于势流理论的二维气动力计算软件,已被证明在计算二维翼型时与高精度的CFD计算结果具有可信度,结果如图16所示。

从图16(a)可以看出,不管是非线性变形结果还是线性变形结果,曲面涡格法和XFOIL计算结果符合得很好。随着驱动力矩增加,气动力系数增加。2种方法得到升力系数最大误差为-1.81%。随着驱动力矩增加,2种方法得到升力系数误差增加,当驱动力矩为2.0 N·m时误差最大。这是因为曲面涡格法计算的是薄板中弦线的升力系数,而XFOIL计算的是二维翼型的升力系数,随着驱动力矩的增加,上下翼面弯度变化和弦线弯度变化差距增加,从而引起升力系数

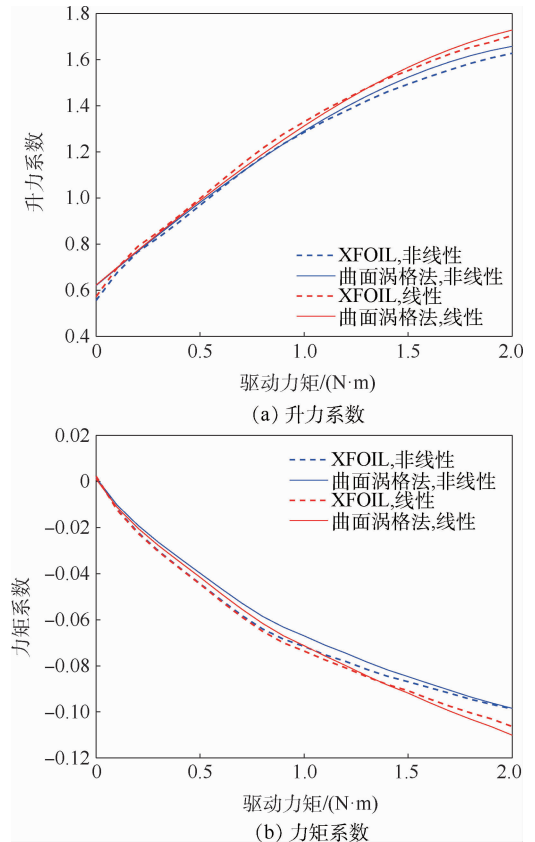


图 16 曲面涡格法与XFOIL计算结果对比

Fig. 16 Comparison of calculation results between non-planar vortex lattice method and XFOIL

的差别,但其误差仍满足工程分析的精度要求。另外,则看到对于不同气动力程序,同样驱动力矩下线性变形结果计算得到的升力系数要大于非线性结果,在驱动力矩为2.0 N·m时,曲面涡格法得到的非线性结果升力系数相对于线性结果减少4.71%。这是因为线性有限元结果在大变形时不考虑x方向变形,相当于增加鱼骨柔性变形部分的相对弦长,而本算例中柔性变形部分比前缘固定端对升力系数影响要大,这一点也可以从图15(b)翼段压力系数分布中可以看出,引起线性变形后鱼骨翼段升力系数要大于非线性变形。

图16(b)为不同驱动力矩下,曲面涡格法与XFOIL气动力矩系数计算结果对比。气动力矩取矩点为1/4弦线处,负值代表低头。可以看出,对于同一气动外形,2种气动力计算方法得到的气动力矩系数符合得很好,相对误差小于1.6%。与图16(a)结果相似,驱动力矩下线性变形结果计算得到的低头力矩系数要大于非线性结果,在驱动力矩为2.0 N·m时,曲面涡格法得到的非线性结果力矩系数相对于线性结果差异为-7.81%。原因与升力系数差别类似,线性结果不考虑x方向变形,增大了柔性段气动力分布(见图15(b)),同

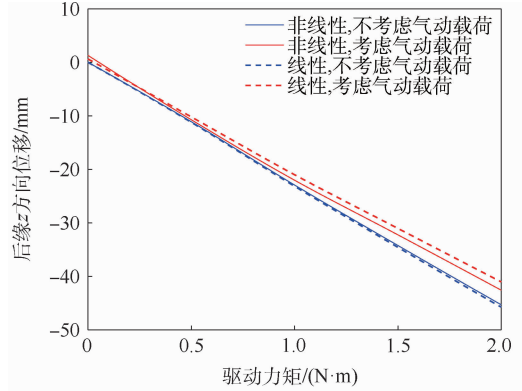
时也增加了气动力臂,最终引起线性变形的鱼骨柔性翼段力矩系数要大于非线性变形。

结合以上分析,对于鱼骨柔性翼段不同的气动外形曲面网格法和 XFOIL 结果误差小于 1.81%,变形趋势保持一致。因此,用曲面网格计算鱼骨柔性翼段气动载荷是可靠的。当驱动力矩较小时,曲面网格法计算得到鱼骨柔性翼段非线性变形对应的气动力系数和线性变形气动力系数误差并不大,但是驱动力矩较大时,两者误差显著增加。其中,反映真实变形情况的非线性结果计算得到的升力系数要小于线性结果,差异最大为 -4.71%。非线性结果的力矩系数同样小于线性结果,差异最大为 -7.81%。

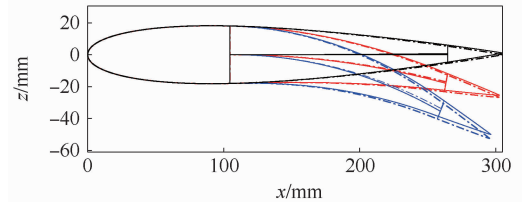
3.3 气动弹性分析

3.1 节和 3.2 节分别从结构和气动的角度对鱼骨柔性翼段进行了分析。本节将运用基于曲面网格法和非线性有限元分析的非线性静气动弹性分析方法对鱼骨结构进行静气动弹性分析,并将结果与基于线性有限元分析的传统线性静气动弹性结果进行对比。气动力条件与 3.2 节一样,假设无穷远处来流速度为 10 m/s,鱼骨柔性翼段迎角为 5°。加载方式为真实作动模式,参考点为后缘中点,不同驱动力矩下鱼骨柔性翼段收敛过程如图 17 所示。可以看出,整个气动结构耦合过程只需要 4 步到 5 步迭代就能收敛,计算效率比较高。

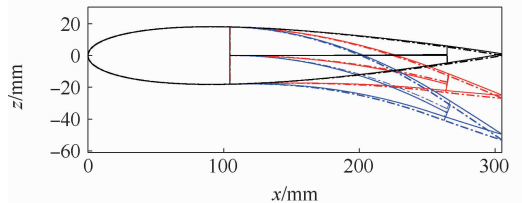
图 18(a)为驱动力矩与鱼骨柔性翼段后缘 z 方向最大位移的关系,可以看出,线性气动弹性分析结果和非线性气动弹性分析结果在后缘 z 方向



(a) 后缘z方向最大位移与驱动力矩的关系



(b) 非线性变形



(c) 线性变形

图 18 不同驱动力矩作用下鱼骨柔性翼段变形
Fig. 18 Deformation of fishbone flexible wing under different driving torque

上变形差距不大,两者相差小于 1.33%,而两者主要区别在于翼段 x 方向的位移变形,如图 18(b)、(c)所示。可以看出,不管是线性气动弹性分析方法还是非线性分析方法,鱼骨柔性翼段考虑气动载荷作用后翼段都向上偏转。表明在此气动条件下,气动弹性变形对于鱼骨柔性翼段的主动向下弯曲起到了抑制作用。此外,气动载荷引起的鱼骨柔性机翼额外变形随着驱动载荷的增加而增大。这是因为驱动力矩增加,鱼骨柔性翼段柔性段压力系数增加,气动载荷增加,造成载荷作用下附加的位移也增加了。在驱动力矩为 2.0 N·m 时,气动载荷引起的后缘 z 方向附加位移最大,线性分析结果为 -3.20 mm,是后缘变形的 7.11%,非线性分析结果为 -2.60 mm,是后缘变形的 5.764%,变形抑制程度相当。

图 19(a)为考虑气动载荷作用下驱动力矩与鱼骨柔性翼段升力系数的关系。不管是线性分析

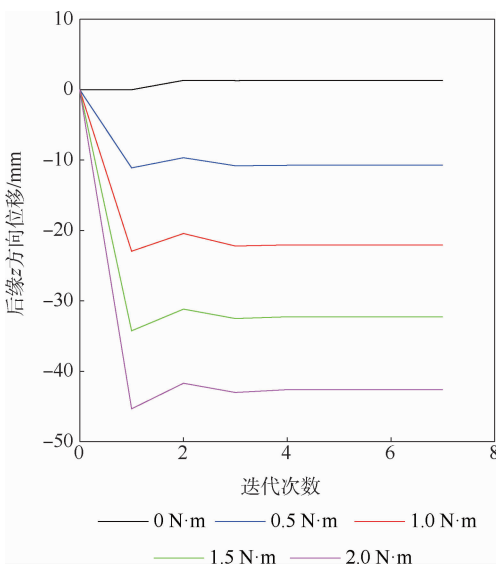


图 17 鱼骨柔性翼段静气动弹性计算收敛过程
Fig. 17 Convergence process of static aeroelasticity calculation of fishbone flexible wing

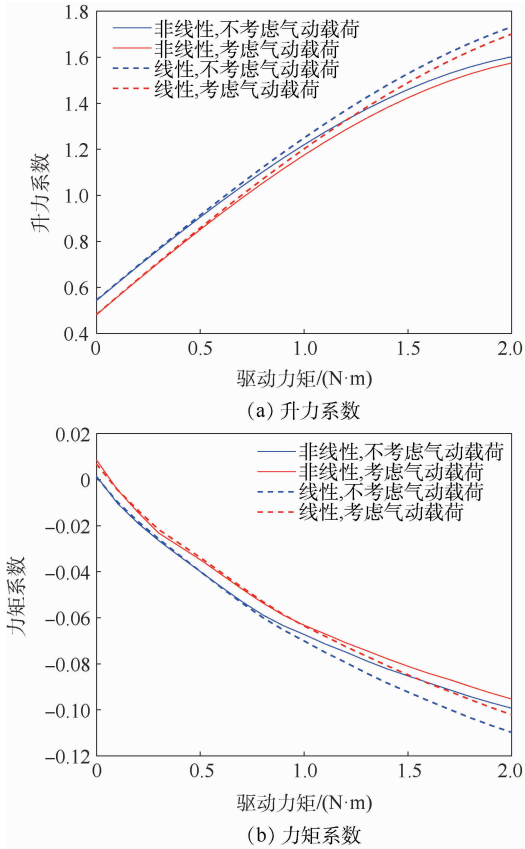


图 19 驱动力矩与气动系数关系

Fig. 19 Relationship between aerodynamic coefficients and driving torque

还是非线性分析,同样驱动力矩作用下,考虑气动载荷作用下鱼骨柔性翼段的升力系数要小于不考虑气动载荷作用时。这是因为此时气动载荷作用下鱼骨柔性翼段向下变形量减少,引起了升力系数的下降。2种气动弹性分析方法在小变形时结果差距不大,随着翼段主动变形差距显著增加。线性气动弹性分析得到平衡状态升力系数要大于非线性气动弹性分析结果,2种结果最大偏差为8.28%。此外,当驱动力矩为0时,非线性分析得到升力系数损失最多,为-11.78%。随着驱动力矩增加,升力系数下降比例减少,当驱动力矩为2.0 N·m时,升力系数下降-3.71%。这反映出鱼骨柔性翼段升力系数在小变形时更为敏感。

图 19(b)反映了气动载荷对于平衡状态下鱼骨柔性翼段力矩系数的影响。同样因为鱼骨柔性翼段向下变形量减少,同样驱动力矩作用下,考虑气动载荷作用的鱼骨柔性翼段力矩系数要小于不考虑气动载荷作用的情况。非线性气动弹性分析得到,当驱动力矩为2.0 N·m时,力矩系数下降最大,为-8.77%。随着驱动力矩增加,力矩系数下降量增加。线性气动弹性分析得到平衡状态力矩系数也要大于非线性气动弹性分析结果,2种

结果最大偏差为6.86%。值得注意的是,传统气动弹性分析中更看重由气动力矩产生的机翼附加迎角的影响。本文计算中鱼骨柔性翼段前缘固定,迎角不随气动力矩变化,也就忽略了气动力矩对于翼段的气动弹性影响,实际的气动弹性效应会更加显著。

通过以上算例可以看出,基于非线性有限元分析和曲面涡格法的大变形静气动弹性分析方法能快速地对比鱼骨柔性翼段进行静气动弹性分析,相比传统线性静气动弹性分析方法,气动弹性平衡状态升力系数最多减少8.28%,力矩系数最多减少6.86%。由于非线性有限元分析能反映鱼骨柔性翼段真实变形情况,本文提供的非线性静气动弹性分析方法对于鱼骨柔性翼段分析结果更为准确。鱼骨柔性翼段气动弹性效应较为明显,考虑气动载荷作用下,后缘 z 方向最大位移减少5.764%,翼剖面升力系数最大下降11.78%,力矩系数最大下降8.77%。

4 结论

本文针对鱼骨柔性翼段在大变形状态下的气动弹性问题,首先运用非线性有限元分析和曲面涡格法分别从结构和气动角度揭示了鱼骨柔性翼段大变形对于气动和结构的影响及线性分析方法的不足,然后运用非线性静气动弹性分析方法从气弹角度对鱼骨柔性翼段进行静气动弹性分析,并与传统线性静气动弹性分析结果进行对比,得到如下结论:

1) 线性有限元分析结果和非线性有限元分析结果在小变形的情况下误差小于0.5%,并且都与文献[7]中的实验果符合很好。但是线性有限元分析方法不考虑鱼骨柔性翼段在 x 方向位移,在大变形时与非线性分析得到的真实变形结果会产生较大误差。当驱动力矩达到2.0 N·m时,误差达到弦长的2.24%,进而影响气动力计算和气动弹性分析结果。

2) 基于曲面涡格法和几何非线性的大变形静气动弹性分析方法对鱼骨柔性翼段进行静态分析时只需要4步到5步迭代就能收敛,计算效率高。相比线性静气动弹性分析方法,气动弹性平衡状态升力系数最多减少8.28%,力矩系数最多减少6.86%。由于非线性静气动弹性分析方法能反映鱼骨柔性翼段真实变形情况,分析结果更为准确。该方法是三维的静气动弹性分析方法,可以为鱼骨柔性机翼的后续优化设计研究提供理论工具。

3) 鱼骨柔性翼段大变形下气动弹性效应显著,在气动载荷作用下,后缘 z 方向最大位移减少5.764%,翼剖面升力系数最大下降11.78%,力矩系数最大下降8.77%,对精确的气动外形控制带来不利影响。需要搭建反馈控制系统,对驱动力矩进行补偿,以抵消或者利用气动弹性效应对鱼骨柔性机翼的影响。

参考文献 (References)

- [1] RAYMER D. Aircraft design: A conceptual approach[M]. Reston: AIAA, 2018.
- [2] WOODS B K, FRISWELL M I. Preliminary investigation of a fishbone active camber concept[C]//Proceedings of the ASME 2012 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. New York: ASME, 2012: 1-8.
- [3] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [4] WOODS B K, FINCHAM J H, FRISWELL M I. Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept[C]//Proceedings of the RAeS Applied Aerodynamics Conference, 2014: 737-748.
- [5] WOODS B K, FRISWELL M I. Structural characterization of the fish bone active camber morphing airfoil: AIAA 2014-1122[R]. Reston: AIAA, 2014.
- [6] RIVERO A E, WEAVER P M, COOPER J E, et al. Progress on the design, analysis and experimental testing of a composite fish bone active camber morphing wing[C]//ICAST 2017: 28th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, 2017: 1-11.
- [7] WOODS B K, FRISWELL M I. Fluid-structure interaction analysis of the fish bone active camber mechanism: AIAA 2013-1908[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [8] WOODS B K, FRISWELL M I. Multi-objective geometry optimization of the fish bone active camber morphing airfoil[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2016, 27(6): 808-819.
- [9] DRELA M. Integrated simulation model for preliminary aerodynamic, structural, and control-law design of aircraft: AIAA 99-1394[R]. Reston: AIAA, 1999.
- [10] MURUA J, PALACIOS R, GRAHAM J M R. Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 55: 46-72.
- [11] DANG H X, YANG Z, LI Y. Accelerated loosely-coupled CFD/CSD method for nonlinear static aeroelasticity analysis[J]. Aerospace Science and Technology, 2010, 14(4): 250-258.
- [12] WERTER N P M, DE BREUKER R, ABDALLA M M. Continuous-time state-space unsteady aerodynamic modeling for efficient loads analysis[J]. AIAA Journal, 2017, 56(3): 905-916.
- [13] XIE C C, WANG L B, YANG C, et al. Static aeroelastic analysis of very flexible wings based on non-planar vortex lattice method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 514-521.
- [14] 谢长川, 胡锐, 王斐, 等. 大展弦比柔性机翼气动弹性风洞模型设计与试验验证[J]. 工程力学, 2016, 33(11): 249-256.
- XIE C C, HU R, WANG F, et al. Aeroelastic wind tunnel test model design and experiment on very flexible high-aspect-ratio wings[J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(11): 249-256 (in Chinese).
- [15] 刘焱, 杨澜, 谢长川. 基于曲面涡格法的柔性飞机静气动弹性分析[J]. 工程力学, 2018, 35(2): 249-256.
- LIU Y, YANG L, XIE C C. Study on the static aeroelasticity for flexible aircraft based on non-planar vortex lattice method[J]. Engineering Mechanics, 2018, 35(2): 249-256 (in Chinese).
- [16] 王勖成. 有限单元法基本原理和数值方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
- WANG X C. Basic principle and numerical method of finite element method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1997 (in Chinese).
- [17] 宋天霞, 郭建生, 杨元明. 非线性固体计算力学[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002.
- SONG T X, GUO J S, YANG Y M. Nonlinear solid computational mechanics[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2002 (in Chinese).
- [18] KATZ J, PLOTKIN A. Low-speed aerodynamics-from wing theory to panel methods[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2001: 400-404.
- [19] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/NASTRAN aeroelastic analysis user's guide[Z]. Los Angeles: MSC, 1994.
- [20] CHEN P C, LIU D D, KARPEL M. ZAERO user's manual (Version 6.2)[Z]. Scottsdale: ZONA Technology, 2006.
- [21] XIE C C, YANG C. Surface splines generalization and large deflection interpolation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1024-1026.

Comparative analysis of linear/nonlinear static aeroelasticity of fishbone flexible wing

MAO Sen, YANG Chao, XIE Changchuan^{*}, CHEN Zhiying

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Fishbone flexible wing is an excellent design of active morphing camber wing. It has low chordwise bending stiffness and high stiffness along the thickness direction of airfoil, and it has strong geometric nonlinearity and significant aeroelastic effect when undergoing active deformation with large deformation. The traditional linear static aeroelastic analysis method is not fit for this problem. Therefore, this paper takes the public fishbone flexible wing model of Bristol University as the research object, adopts the nonlinear aeroelastic analysis method which is based on non-planar Vortex Lattice Method (VLM) and nonlinear finite element analysis and the traditional linear aeroelastic analysis method which is based on linear finite element analysis and planar VLM to analyze the static aeroelasticity of the fishbone wing under large deformation and compare the results. Similarly, the aerodynamic calculation results of the non-planar VLM and XFOIL software used in this paper are verified. The results show that the aeroelastic effect of the fishbone flexible wing under large deformation is significant. Compared to the results of traditional linear static aeroelasticity analysis method, the lift coefficient of fishbone wing under large deformation by nonlinear static aeroelasticity analysis method is 8.28% smaller at most, and the moment coefficient is 6.86% smaller at most. The real deformation under the aerodynamic load can be obtained accurately and quickly by the nonlinear aeroelasticity analysis method proposed in this paper, which is more valuable for practical engineering application.

Keywords: fishbone flexible wing; geometric nonlinearity; non-planar Vortex Lattice method (VLM); large structural deformation; static aeroelasticity analysis

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》 第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第47卷第6期 2021年6月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.6 June 2021

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: $\frac{\text{ISSN } 1001-5965}{\text{CN } 11-2625/\text{V}}$

国内定价: 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596212