S 形进气道/JT15D-4 涡扇发动机地面实验与数值模拟

李大伟 马东立 陈小龙

(北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191) (北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为进一步研究所设计的 S 形进气道与涡扇发动机共同工作时对发动机性能和稳定性的影响,制作了 S 形进气道 1∶1 玻璃钢模型,安装在小型涡扇发动机 JT15D-4 上,观察发动机在地面台架条件下的工作状态,并进行了相关数据的测量. 利用 CFD(Computational Fluid Dynamics)方法进行同样条件下的进气道数值仿真计算. 将计算结果与实验结果相比较,结果表明:两种方法得到的数据相吻合,一方面说明所设计的 S 形进气道与发动机匹配良好,能够保证发动机的正常运转;另一方面说明,CFD 方法可用于进气道的设计验证.

关 键 词: S 形进气道; 涡扇发动机; 地面实验; 数值模拟

中图分类号: V 228.7

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0449-04

Comparison of experimental ground testing and computational fluid dynamics for S-shaped inlet and JT15D-4 engine

Li Dawei Ma Dongli

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Chen Xiaolong

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The S-shaped inlet working with the turbofan engine was discussed by using ground test and computational fluid dynamics (CFD) codes. A full scale S-shaped inlet model had been made of glass fiber reinforced plastic. The model was installed in front of the JT15D-4 turbofan engine, with the results obtained from the full scale matching ground test at Beijing. Static pressure, total pressure recovery and total pressure contours were presented. Under the same working condition, the performance of the S-shaped inlet was developed by using CFD codes. Based on comparison of CFD code to full scale measured test data, they match well. It means that on one hand the S-shaped inlet was designed properly according to the engine and they can match work together, on the other hand the CFD codes are shown to predict total pressure contours at the duct exit accurately, the CFD codes could be used for the inlet design.

Key words: S-shaped inlet; turbofan engine; ground test; computational fluid dynamics(CFD)

在无人机设计中,为了提高无人机的隐身性能,通常要求发动机布置在机身后部,且埋入机身,这就要求把发动机进气道设计成 S 形[1-2]. S 形进气道不但能减小推进系统的雷达散射截面,而且由于整个推进系统置于机身内,使得全机阻力大幅下降,有利于提高全机飞行性能. 但鉴于 S 形进气道本身形状的限制和进气特点,气流很容易在其内部分离,造成进气道出口总压恢复系数下降,畸变指数变大,这将影响发动机的正常工作,容易造成发动机的喘振. 为此,需要进行实验

收稿日期: 2011-07-28; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:18

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0918.016.html

作者简介: 李大伟(1979 -),男,黑龙江齐齐哈尔人,工程师,david@buaa.edu.cn.

研究,用以验证 S 形进气道设计的好坏,是否能与发动机良好地匹配工作. 关于进气道和发动机的匹配研究国内外开展广泛[3-7],文献[4]通过风洞实验模拟了三种进气道出口畸变对发动机的影响. 文献[6]对某双转子涡喷发动机是否安装飞机进气道进行了台架对比实验. 近年来,国外还进行了大量的进发匹配声学降噪实验[8-10],降噪的方法之一也是通过测量进口及出口畸变指数来寻找噪声来源. 文献[8]进行了 TFE731-60 发动机全尺寸地面台架吸气实验,获得进口及出口处噪声数据.

进发匹配实验虽然能获得进气道出口截面流场特性数据,但并不能全面描述整个进气道内流场,为此需要新的实验手段.

本文拟采用"十五"预研课题中成功设计的 S 形进气道[11],制作 1∶1 实体玻璃钢模型,安装于 JT15D-4 涡扇发动机风扇入口前,进行地面匹配实验. 实验在北京航空航天大学能源与动力工程学院发动机实验室进行. 该实验室装备一台普拉特·惠特尼加拿大公司研制的 JT15D-4 中等涵道比、小推力涡扇发动机,可进行多种地面台架实验. 此外采用 CFD(Computational Fluid Dynamics)方法进行了相同条件下的 S 形进气道内流场仿真计算. 最后给出了地面匹配实验和 CFD 仿真实验的对比分析结果.

1 实验装置和测试系统

1.1 实验装置

实验装置包括 S 形进气道 1∶1 玻璃钢模型、测量段和 JT15D-4 涡扇发动机,实验安装简图如图 1 所示.

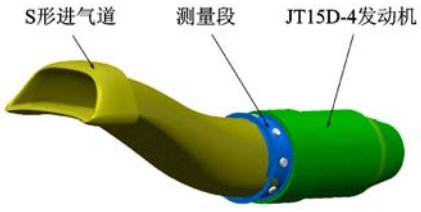


图 1 S 形进气道与涡扇发动机安装示意图

JT15D-4 涡扇发动机的实验控制台在另外一个控制室里,实验人员可通过橱窗观测整个实验过程中的发动机状态. 此外,测量段通过导管与控制室内的设备相连接,便于实验人员实时读取实验数据.

实验采用同一台发动机,分别装 S 形进气道和试车用工艺进气道进行地面台架试车. 所谓试车用工艺进气道就是一段平直圆筒,其所获得的实验值做为 S 形进气道的对比基准值.

由于 S 形进气道进口与出口偏距大,因此需要设计支架用以固定进气口,此外 JT15D-4 涡扇发动机也需地面台架进行固定. 安装好的 S 形进气道、测量段及发动机如图 2 所示.



图 2 地面台架实验现场

1.2 测试系统

由于需要测量进气道出口的流场特性,测量段位于 S 形进气道出口平直段,分别与 S 形进气道和 JT15D-4 涡扇发动机相连接. 测试系统采用米字形测试标靶,如图 3 所示. 在测量段圆周方向有 8 个总压测量位置,在每根测量杆上按等环面面积率设置了 5 个测压头,每根测量杆都通过软管与控制室内的 U 形水排设备相连通,实验过程中,测试人员通过观察每个 U 形水排两侧的水位差来读取数据.

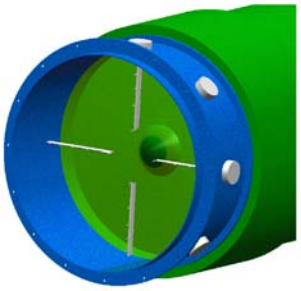


图 3 测量段米字形靶位示意图

从图 3 米字形靶位示意图可以看出,如果同时安装 8 个杆头,则堵塞比为 6%,这样大的堵塞比会对发动机性能和工作参数造成一定的影响. 为了尽量减少这种影响,记录测量参数的实验分两次进行:第一次在相间的 2、4、6、8 位置上安装测量感头,其他 4 个位置安装壁面静压感头;第二次在另外 1、3、5、7 位置上安装测量感头. 这样每次实验时测量段堵塞比为 3%.

1.3 总、静压测量与数据处理

由于实验分两次进行,每次实验时大气压力和大气温度都不同,发动机转速也不同. 为了把数据综合在一起进行分析,采取如下数据处理办法:

先根据水排测得的各点的真空度求出各测点的绝对压力,然后根据大气压力将各测量点压力换算为标准大气条件下的压力,同时根据大气温度将两次实验时的测量转速换算为标准大气条件下的转速,再根据两次换算转速的不同用插入法对压力进行修正,这样将数据综合在一起,即可对其进行分析.

此外,由于测量段是平直段,为了简化,将这一段的流动视为一元管流,用算术平均法求测量段的静压平均值.

2　S 形进气道三维流场数值计算

S 形进气道的内流属于可压粘性流动,采用三维可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程,使用有限体积法离散控制方程,内表面的物理量通过二阶迎风差分格式获得,并运用压力修正法进行迭代计算,在这里借助高效的商业计算流体软件 Fluent™进行计算.

2.1　三维造型

S 形进气道几何外形参数[11]确定后,利用 CAD 软件 CatiaTM V4 造型,三维造型见图 4.

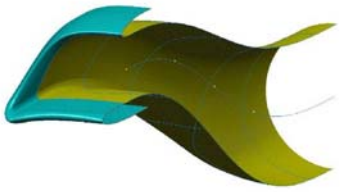


图 4　S 形进气道三维造型图(流动方向:自左向右)

2.2　湍流模型

考虑到 S 形进气道的流动特点,选用 RNG 的 k-ε 二方程湍流模型. 该模型是个半经验公式,主要是基于湍流动能和扩散率. k 方程是个精确方程,ε 方程是个由经验公式导出的方程. k-ε 模型假定流场完全是湍流,分子之间的粘性可以忽略.

2.3　边界条件

唇口前方为远前方自由流,给定压力远场条件,也即静止大气条件. S 形进气道出口给定静压条件,这里的静压条件取地面台架实验测得的静压实验值,如表 1 所示.

表 1　边界条件

参数	高度 H/m	马赫数 Ma	大气静压 P_{s1}/Pa	大气总温 T_1/K	进气道出口处静压 P_{s2}/Pa
数值	0	0	101 325	300	92 600

2.4　网格生成与流场计算

将 S 形进气道外形进行格式转换,导入网格生成软件 Gridgen™. 生成整体网格,网格单元总数达到 40 万. 图 5 是进气道唇口周围的空间网格.

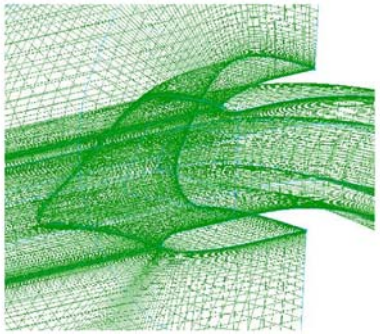


图 5　进气道唇口周围的空间网格

将生成的网格文件导入 Fluent™中,进行内流场仿真计算,经过约 2 000 步迭代,得到收敛的计算结果.

3　实验结果和 CFD 计算结果分析

3.1　地面匹配实验结果分析

S 形进气道与小型涡扇发动机 JT15D-4 每次实验均一次起动成功,过程中发动机工作正常,起动温度和其他数据符合发动机技术条件规定. 在加速工作中和在各状态运转时,发动机工作稳定可靠,S 形进气道能够与发动机良好地匹配工作. 由于发动机工作状态的限制,出于安全起见,在实验任务书中规定,发动机的最大相对转速为 85%,该条件下实验数据也并未测量.

由发动机 JT15D-4 的流量数据进行曲线拟合,得到发动机的需用流量,与实验的实测流量结果进行比较. 从表 2 可看出,进气道提供的流量与发动机需用流量相当,也即流量是匹配的.

表 2　不同状态下的流量对比　　kg·s^{-1}

项目	相对转速		
	60%	70%	80%
发动机需用流量	11.80	15.71	21.13
S 形进气道提供流量	11.1	16.1	21.1

从表 3 可看出,随发动机相对转速提高,S 形进气道出口总压恢复系数下降,分析原因是发动机相对转速提高,流量增大,S 形进气道第二弯曲段底部出现回流区,使得出口漩涡强度增大,出口低压区扩大,从而影响了发动机的工况.

表 3　不同状态下的流量对比

发动机相对转速 n	总压恢复系数 σ(S 形进气道)
60%	0.981
70%	0.975
80%	0.972

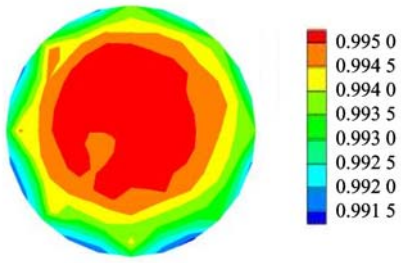
3.2 S 形进气道与工艺进气道台架实验对比

对比工艺进气道和 S 形进气道出口总压恢复系数图谱,如图 6 所示,S 形进气道出口呈现上部高压,底部低压的压力分布. 值得注意的是,出口压力分布高压部分向左侧偏转. 分析原因是压气机转子旋转带动气流周向运动向上游传播的结果. 而工艺进气道由于出口压力分布相对于压气机中心对称,故气流旋转并未对其压力分布产生影响.

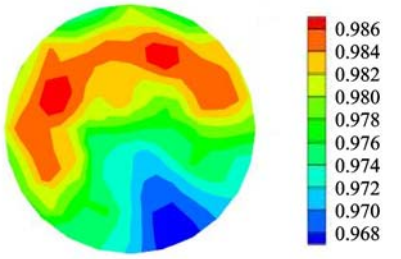
加装 S 形进气道后,总压恢复系数较工艺进气道明显降低,分析原因有以下两点:

1) S 形进气道比工艺进气道长,两者之比约为 2.5,所以摩擦损失增大,使得总压沿程损失增大;

2) 从 S 形进气道出口总压分布分析,在扩压器第二弯底部必然存在一个回流区,在地面台架实验条件下,气流从唇口四周进入,相当于唇口处于大迎角情况,唇口处有分离,这种分离沿扩压器发展,并在第二弯底部形成回流区,直到出口,形成一个低压区.



a 工艺进气道



b S 形进气道

图 6 工艺进气道及 S 形进气道出口总压恢复系数图谱

3.3 数值仿真和实验结果对比

图 7 是在地面实验条件下,S 形进气道内流场分布速度流线图,可看出,由于唇口处存在分离,形成气流扰动,在第二弯曲段底部形成一分离区,且分离区一直发展至出口,这一点与前面对实验结果的分析相吻合.

图 8 是地面实验状态下,S 形进气道出口总压恢复系数图谱实验和 CFD 模拟结果的对比.

由图 8 中 CFD 计算和实验对比可看出,总压恢复系数图谱近似,底部都存在一个低压区,但存在局部差异,其原因有两点:

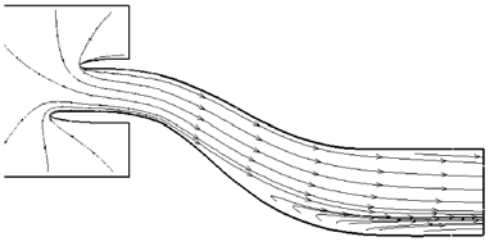
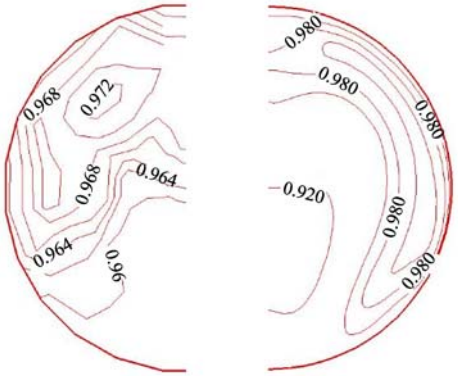


图 7 S 形进气道内流场速度流线图



实验结果 CFD 模拟计算结果

图 8 地面吸气状态 S 形进气道出口总压恢复系数图谱

1) 实验中测量的是米字形靶的孤立点数据,而其他区域值只能通过插值得到,这使得实验数据与 CFD 模拟所取边界条件不符,从而造成计算与实验的差异.

2) S 形进气道造型采用非均匀有理样条曲线(NURBS)建模方法,这给加工 S 形进气道实体模型造成一定难度,使得实体模型与 CAD 模型存在偏差,从而影响实验结果.

4 结 束 语

S 形进气道和 JT15D-4 小型涡扇发动机地面匹配实验结果表明,在系统加速工作和各状态运转时,发动机工作稳定可靠,S 形进气道能够与发动机进行良好的匹配. 在安装 S 形进气道后,出口总压恢复系数比一般的常规进气道要低一些,这是采用 S 形进气道得到其他好处后所付出的合理代价. 利用 CFD 方法可以很好地预测 S 形进气道内流特性,且与实验结果相吻合,不失为一种设计进气道的有效方法.

参考文献 (References)

[1] Tormalm M. Design and analysis of compact UAV ducts[R]. AIAA 2006-2828,2006

(下转第 458 页)

波方法的弱点提出 OWRR-PF 方法. 该方法在采样过程中调整了粒子权重的顺序,避免了重采样过程中丢弃大权值粒子,减轻了粒子退化程度. 仿真实验验证了所提方法的优越性,与标准粒子滤波相比跟踪精度有明显的提高,与残差重采样相比也有较大的提高.

参考文献(References)

[1] Li Zhengzhou, Qi Lei, Li Wenyan, et al. Track initiation for dim small moving infrared target based on spatial-temporal hypothesis testing[J]. J Infrared Milli Terahz Waves, 2009, 30(5): 513 – 525

[2] 田源,王俊波,任章. 拦截大气层外机动目标的模糊导引规律[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(7):816 – 820
Tian Yuan, Wang Junbo, Ren Zhang. Fuzzy guidance law for interception of extraatmospheric maneuvering targets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 816 – 820

[3] 程建,周越,蔡念. 基于粒子滤波的红外目标跟踪[J]. 红外与毫米波学报,2006,25(2):113 – 117
Cheng Jian, Zhou Yue, Cai Nian. Infrared object tracking based on particle filters [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2006, 25(2): 113 – 117

[4] 张磊,李行善,于劲松. 一种基于二元估计与粒子滤波的故障预测算法[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(7):798 – 802
Zhang Lei, Li Xingshan, Yu Jinsong. Fault prognostic algorithm based on dual estimation and particle filter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7): 798 – 802

[5] Capp'e O, Godsill S J, Moulines E. An overview of existing methods and recent advances in sequential Monte Carlo [J]. IEEE Proceedings, 2007, 95(2): 899 924

[6] Tudoroiu N, Khorasani K. State estimation of the vinyl acetate reactor using unscented kalman filters (UKF) [J]. IEEE Trans on Industrial Electronics and Control Applications, 2005, 29(2): 494 – 498

[7] Julier S J, Uhlmann J K. Unscented filtering and nonlinear estimation [J]. Proc IEEE, 2004, 92 (3): 401 – 422

[8] Gordon N J, Salmond D J, Smith A F M. Novel approach to nonlinear/non-gaussian bayesian state estimation [J]. IEE Proceedings F, 1993, 140(2): 107 – 113

[9] Liu J S, Chen R. Sequential monte carlo methods for dynamic systems [J]. Journal of the American Statistical Association, 1998, 443 (93): 1032 – 1044

[10] Doucet A, Godsill S J, Andrieu C. On sequential monte carlo sampling methods for bayesian filtering [J]. Statistics and Computing, 2000, 10(3): 197 – 208

(编 辑:刘登敏)

(上接第 452 页)

[2] Kirk A M, Gargoloff J I, Rediniotis OK, et. al. Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct [R]. AIAA 2007-842, 2007

[3] Beale D K, Zelenakt M. Development and validation of a freejet technique for inlet-engine compatibility testing[R]. AIAA-92-3921, 1992

[4] Lee K, Lee B, Kang S, et al. Inlet distortion test with gas turbine engine in the altitude engine test facility[R]. AIAA-2010-4337, 2010

[5] 王如根,江勇,飞机进气道/发动机匹配工作流场测试和分析[J],航空计测技术,1998,18(5):11 – 13
Wang Rugen, Jiang Yong. Test and analysis of the flow field on air inlet/engine matching operation[J]. Aviation for Test Technology, 1998, 18(5): 11 – 13(in chinese)

[6] 张发启,江勇,桑增产,等,某型飞机进气道对发动机性能和台架点的影响[J]. 推进技术,2001,22(2):137 – 139
Zhang Faqi, Jiang Yong, Sang Zengchan, et al. Effect of inlet on the engine performance and platform point for aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 137 – 139(in Chinese)

[7] 江勇,陶增元,张发启,等. 某型飞机进气道与发动机地面匹配实验研究[J]. 航空动力学报,2003,18(4):554 – 557
Jiang Yong, Tao Zengyuan, Zhang Faqi, et al. Matching test of an aircraft inlet and engine on the ground[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 554 – 557(in Chinese)

[8] Sutlif D L, Konno K E, HeiDelberg L J. Duct mode measurements on the TFE731-60 full scale engine[R]. AIAA-2002-2564

[9] Weir D, Bouldin B, Mendoza J. Static and flight aeroacoustic evaluations of a scarf inlet[R]. AIAA-2006-2462, 2006

[10] Danielle K L, Validation of the predicted circumferential and radial mode sound power levels in the inlet and exhaust ducts of a fan ingesting distorted inflow[R]. AIAA-2011-2808, 2011

[11] 李大伟,张云飞,马东立. 背负式 S 形进气道设计及数值分析[J]. 推进技术,2006,27(1):61 – 65
Li Dawei, Zhang Yunfei, Ma Dongli. Design and numerical investigation of dorsal S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 61 – 65 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)