基于试验气动力的纵向机动飞行载荷分析

严 德 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：提出了一种基于非线性风洞试验数据(简称试验气动力)同步进行纵向机动飞行过程和飞行载荷的计算分析方法.通过曲面样条插值将试验气动力的升力系数和俯仰力矩系数引入纵向机动飞行过程的计算,同时基于试验气动力的压力分布进行全机飞行载荷的静气动弹性修正.弹性载荷的计算采用线性气动力影响系数矩阵处理.采用偶极子格网法提供气动力(简称理论气动力).将基于这两种气动力的计算结果进行了对比.结果表明:基于试验气动力的机动飞行过程更为合理;基于理论气动力的载荷随机动飞行过程的变化趋势有可能与基于试验气动力的载荷变化趋势不一致.

关 键 词：飞行载荷；试验气动力；静气动弹性；曲面样条；非线性

中图分类号：V 211.47

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)03-0253-04

Flight loads analysis of longitudinal maneuver using experimental aerodynamic forces

Yan De Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A method synchronously computing longitudinal maneuvering flight and flight loads based on nonlinear wind-tunnel test aerodynamic forces (experimental aerodynamic forces for short) was proposed. The coefficients of lift and pitch moment of experimental aerodynamic forces were introduced into the longitudinal maneuvering flight computation by use of surface spline, and flight loads on overall aircraft were elastically corrected based on pressure distribution of experimental aerodynamic forces simultaneously. Elastic loads were obtained utilizing linear aerodynamic influence coefficient matrix. The aerodynamic forces were also presented using double-lattice method (theoretical aerodynamic forces for short). The computed results using experimental and theoretical aerodynamic forces were compared. The results show that the maneuvering flight based on experimental aerodynamic forces is more reasonable and the change of flight loads using theoretical aerodynamic forces may be incongruous with that using experimental aerodynamic forces during maneuvering flight.

Key words: flight loads; experimental aerodynamic forces; static aeroelasticity; surface spline; nonlinear

在飞行器设计中,载荷是进行结构设计和分析的基础.在各种载荷中,飞行载荷是其中的重要部分.现代飞机由于在高速度、低重量和高机动性等方面的要求,结构的柔性越来越大,气动弹性效应越来越明显[1].因此飞行载荷的计算必须考虑气动弹性变形的影响.

飞行载荷分析必须基于某些特定的飞行状态,即首先要进行机动模拟,根据不同状态下的各个运动参数进行全机、部件的飞行载荷计算,进而从众多的状态中选择出严重的载荷状态,用于结构分析和结构设计.因此机动模拟的准确与否对飞行载荷分析有着重要的作用.

收稿日期：2006-05-08

基金项目：国家自然科学基金资助项目(10432040,10502003)；新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-04-0170)

作者简介：严 德 (1979—),男,四川南江人,博士生,horseyd@sohu.com.

国外飞行载荷分析领域发展了一种基于非线性气动力的飞行载荷分析方法[2],可以对指定的飞行状态进行飞行载荷分析,但不能模拟飞机的机动飞行过程.国内一些单位进行机动飞行载荷分析时,采用修正后的气动导数计算机动飞行过程,并且不考虑飞行载荷在机动飞行过程中的变化过程,只针对某些状态进行机动飞行载荷的计算和分析[3-4].

本文基于非线性风洞试验数据(简称试验气动力)同步进行纵向机动飞行过程和机动飞行载荷的计算与分析.采用曲面样条函数插值将刚性气动力拟合成关于迎角、全动平尾偏度的二元函数,并应用于求解飞机机动飞行过程中.同时,在机动飞行的各个时刻,引入结构弹性变形的影响,采用准静平衡假设,基于试验气动力的压力分布进行全机飞行载荷的静气动弹性修正.另外,也采用偶极子格网法计算气动力[5](简称理论气动力),并与基于试验气动力的机动飞行载荷计算结果进行了比较.

1 俯仰机动的飞行动力学理论

1.1 机体坐标系定义

坐标原点 o 位于飞机质心处,纵轴 x_b 平行于机身轴线,指向前方,竖轴 z_b 在飞机对称面内并指向机体下方,右手系确定横轴 y_b.

1.2 纵向飞行动力学方程

假定推力与阻力相等,不考虑操纵系统特性.在机动飞行过程中,马赫数不变,高度变化不大,动压仅为速度的函数,则纵向机动飞行动力学方程表示为

$$\left.\begin{aligned} m\left(\frac{\mathrm{d}v_{x_b}}{\mathrm{d}t}+v_{z_b}\omega_y\right)&=L\sin\alpha-mg\sin\theta\\ m\left(\frac{\mathrm{d}v_{z_b}}{\mathrm{d}t}-v_{x_b}\omega_y\right)&=-L\cos\alpha+mg\cos\theta\\ I_y\frac{\mathrm{d}\omega_y}{\mathrm{d}t}&=M_y \end{aligned}\right\} \quad (1)$$

式中,v_{x_b} 为飞机质心速度沿 x_b 轴的分量;v_{z_b} 为飞机质心速度沿 z_b 轴的分量;ω_y 为绕 y_b 轴的俯仰角速度;m 为飞机质量;I_y 为绕 y_b 轴的转动惯量;M_y 为绕 y_b 轴的合力矩;L 为升力;α 为迎角;θ 为俯仰姿态角.其中

$$L=c_l qs \qquad M_y=c_{my}qsc$$

$$c_l=c_{lt}(\alpha,\delta_e)+c_l^{\omega_y}\frac{\omega_y c}{2V}$$

$$c_{my}=c_{myt}(\alpha,\delta_e)+c_{my}^{\omega_y}\frac{\omega_y c}{2V}$$

c_{lt},c_{myt} 分别为插值得出的试验测得的升力系数和俯仰力矩系数;$c_l^{\omega_y}$,$c_{my}^{\omega_y}$ 为理论计算的升力系数、俯仰力矩系数对俯仰角速度的导数;q 为动压;s 为参考面积;c 为飞机的平均气动弦长;δ_e 为全动平尾偏度.

2 曲面样条插值

曲面样条函数插值法是为解决机翼气动弹性问题中的变形位移插值而提出的一种方法,其主要思路为:已知某一坐标平面上 n 个任意分布的独立节点及其对应的位移,以此确定曲面样条函数的待定系数,从而计算任何插值点处的位移以及插值点处的导数.本文用于刚体模型风洞试验数据插值.该方法的详细描述请参见文献[6].

3 基于试验气动力的配平

在进入机动飞行之前,首先要进行定直平飞的配平计算,由于试验气动力的非线性特性,必须进行非线性方程组的求解.在定直平飞状态下,俯仰角速度为0,因此升力和俯仰力矩仅与 α 和 δ_e 有关,即

$$\left.\begin{aligned} c_{lt}qs&=mg\\ c_{myt}qsc&=0 \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

c_{lt},c_{myt} 是经过曲面样条拟合后的 α 和 δ_e 的二元函数,即 $c_{lt}(\alpha,\delta_e)$,$c_{myt}(\alpha,\delta_e)$.结合曲面样条函数,采用牛顿法[7]对方程(2)进行求解,即可得出定直平飞状态下的配平的 α 和 δ_e.

4 算 例

以某型飞机为例,建立飞行载荷的分析模型.结构模型为三维有限元模型.基于偶极子格网法的理论气动力模型为平面气动力有限元模型.初始飞行条件:马赫数为0.85,高度为3 km.本文定义全动平尾后缘下偏为正.本文中的"理论气动力"指采用偶极子格网法计算的气动力,"试验气动力"指采用刚体模型非线性风洞试验数据.计算的流程如图1所示.

4.1 未考虑弹性的机动过程计算

基于试验气动力数据进行初始飞行条件的配平计算、有舵面输入后的机动飞行过程计算.

4.1.1 试验气动力配平结果

基于试验气动力的初始飞行条件配平结果为 $\alpha=0.060°$,$\delta_e=1.603°$.配平的 α 在0°附近,这是由于试验气动力的零升力系数不为0,且具有一定的数值.

4.1.2 俯仰机动飞行过程

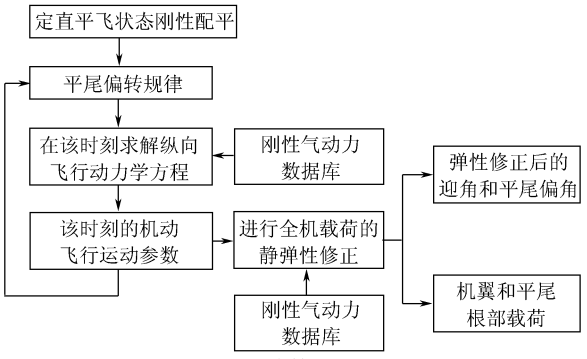

图 1　计算流程图

在上述的定直平飞状态,假定舵面的偏转没有滞后,在 0.2s 内舵面偏转 3°,并在 0.2s 内回复到初始值.限于篇幅,仅给出了机动飞行过程中不同时刻过载的变化,如图 2 所示.可见,基于试验气动力得出的最大过载系数接近于对称机动飞行包线的最大值($8g$).

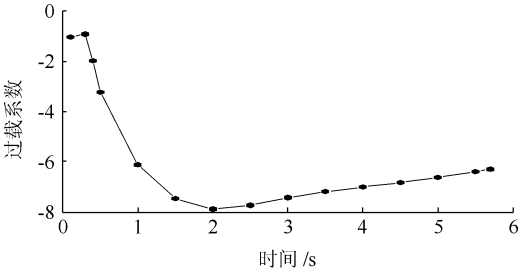

图 2　基于试验气动力的过载变化

4.2　考虑弹性的飞行载荷修正

依据 4.1 节每时刻的过载系数,基于试验气动力的压力分布进行飞行载荷的静气动弹性修正.弹性载荷的计算采用线性气动力影响系数矩阵处理[5].

4.2.1　弹性修正后的迎角

图 3 为考虑结构弹性变形前后迎角变化规律的对比.图中所注"刚性"为未考虑弹性修正的结果,"弹性"为考虑弹性修正的结果.可见,基于试验气动力的弹性迎角大于刚性迎角,这是由于全机结构弹性变形引起的总升力增量向下,需要更大的迎角来平衡全机的惯性力.

4.2.2　弹性修正后的机动飞行载荷

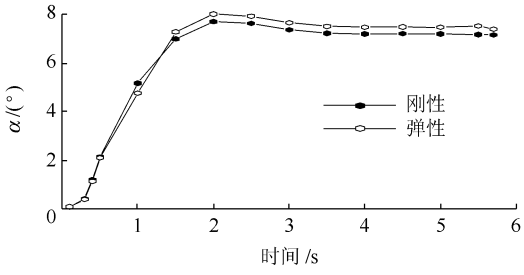

图 3　基于试验气动力的刚性和弹性迎角变化

从图 4、图 5 可看出,基于试验气动力的弹性载荷小于刚性载荷,且相差较大.载荷的变化趋势与图 2 中的过载变化相对应,即在过载最大时,载荷也最大,但载荷的弹性修正量(弹性载荷与刚性载荷之差)不仅与过载有关,还与动压有关,因此各个时刻的弹性修正并不相同.这也说明载荷的变化与机动飞行过程密切相关,通过明确地反映出机动飞行过程与载荷变化的对应关系,有利于进行结构设计或结构分析时载荷状态的选取.

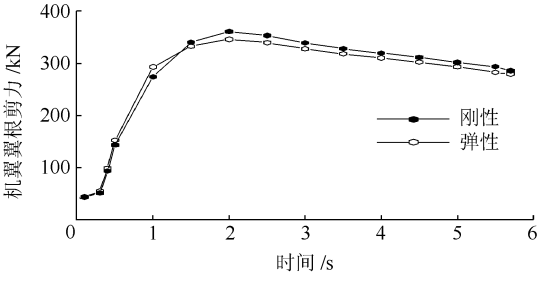

图 4　基于试验气动力的机翼翼根处剪力

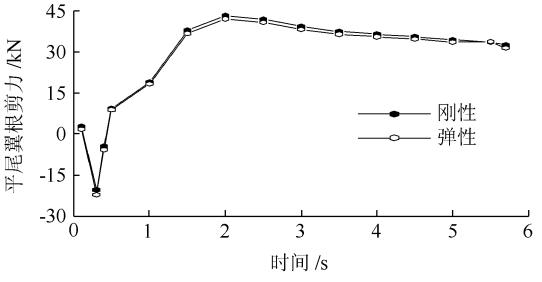

图 5　基于试验气动力的平尾翼根处剪力

4.3　试验气动力与理论气动力的比较

图 6、图 7 为试验气动力与理论气动力升力系数 c_l 和俯仰力矩系数 $c_{my}(\delta_e=0)$ 的比较.从对比可以看出,理论气动力与试验气动力的差异较大,不仅在数值上不同,而且在变化趋势上也不一致.原因在于本文算例的马赫数为 0.85,已属跨音速范围,偶极子格网法无法计及激波的行为;另外,也无法考虑机翼翼型的厚度、弯度效应,因此会引起压力分布、压心位置等的重大差别.图 8 为两种气动力在不同时刻下过载的比较,图 9、图 10 则给出了基于理论气动力的机翼翼根剪力和弯矩的变化过程.

从图 8 可以看出,在同样的舵面输入下,基于

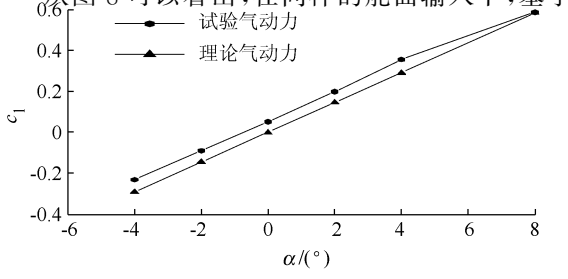

图 6　试验气动力与理论气动力的 c_l 比较($\delta_e=0$)

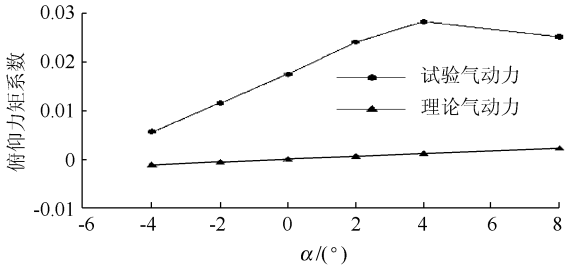

图7 试验气动力与理论气动力的 c_{my} 比较($\delta_e=0$)

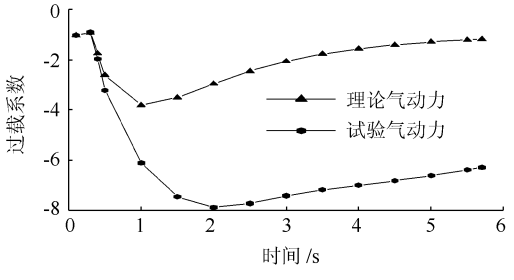

图8 不同时刻过载的比较

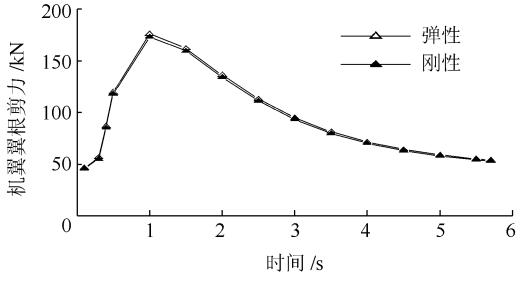

图9 基于理论气动力的机翼翼根处剪力

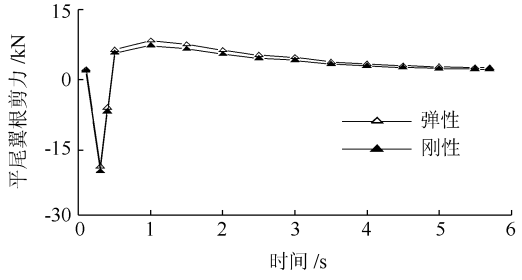

图10 基于理论气动力的平尾翼根处剪力

理论气动力得出的最大过载系数较小,这也说明,在同样的马赫数、高度条件下,从过载系数的限定来讲,理论气动力不能准确地反映出由过载系数决定的舵面最大操纵限制,因此,基于试验气动力计算机动飞行过程更为合理.

图9、图10表明:由于气动力的差异,基于理论气动力的载荷计算结果较小,弹性载荷与刚性载荷之间的差异也较小.另外,弹性载荷大于刚性载荷,与基于试验气动力的情况相反.这是由于理论气动力与试验气动力的压力分布以及压力大小不同所导致.

5 结束语

通过使用曲面样条将试验气动力引入到机动飞行载荷计算与分析,以及与基于偶极子格网法的线性气动力理论结果的比较,可得出以下结论:①无论是试验气动力,还是理论气动力,载荷的变化与机动飞行过程对应.应用试验气动力进行机动飞行过程计算更为合理;②在同样的舵面输入条件下,由于全机刚性气动力系数的差异,基于两种气动力的机动飞行模拟过程差别较大,这会直接影响到机动飞行载荷的计算和分析;③由于气动力分布的差异,与试验气动力相比,基于理论气动力的部件机动飞行载荷的变化趋势可能不一致,甚至相反;④由于气动力引起的结构弹性变形不同,对全机进行静气动弹性的修正也可能不一致.因此,要获得合理的机动飞行过程和准确的机动飞行载荷,必须使用风洞试验数据.

参考文献(References)

[1] 万志强,唐长红,邹丛青.柔性复合材料前掠翼飞机静气动弹性分析[J].复合材料学报,2002,19(5):118-124
Wan Zhiqiang, Tang Changhong, Zou Congqing. Static aeroelastic characteristics analysis of a flexible forward-swept composite aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002,19(5):118-124(in Chinese)

[2] MSC. Nastran version 2001 release guide[M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 2001:127-165

[3] 邓立冬,李天.柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J].飞行力学, 2004,22(4):85-88
Deng Lidong, Li Tian. Research of nonlinear flight loads calculation on a flexible aircraft[J]. Flight Dynamics, 2004, 22(4):85-88(in Chinese)

[4] 万志强,邓立东,杨超,等.基于非线性试验气动力的飞机静气动弹性响应分析[J].航空学报,2005,26(4):439-445
Wan Zhiqiang, Deng Lidong, Yang Chao, et al. Aircraft static aeroelastic response analysis based on nonlinear experimental aerodynamic data[J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4):439-445(in Chinese)

[5] Rodden W P, Johnson E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide V68[M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 1994:44-65

[6] Harder R L, Desmarais R N. Interpolation using surface spline[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(2):189-191

[7] 林成森.数值计算方法(下册)[M].北京:科学出版社,2000:160-166
Lin Chengsen. Numerical computation method[M]. Beijing: Science Press, 2000:160-166(in Chinese)

(责任编辑:赵海容)