

文章编号: 1000-6893(2001) 03-0198-04

飞机平尾偏转对大迎角动态气动特性的影响

黄 达, 李志强, 吴根兴

(南京航空航天大学 空气动力学系, 江苏 南京 210016)

EFFECTS OF TAILPLANE TURN ON THE UNSTEADY AERODYNAMIC OF THE AIRCRAFT PITCHING IN VERY LARGE AMPLITUDE

HUANG Da, LI Zhi-qiang, WU Gen-xing

(Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 给出了 BJ-1 背景机有不同平尾偏角时静态和大振幅俯仰振荡情况下的气动特性。根据风洞实验结果, 采用基于三角剖分数据库建模的方法, 计算了任意平尾偏角和任意振动频率时的背景机动态气动特性, 与实验结果比较表明, 提出的有平尾偏角的建模方法能提供任意舵偏时的全机气动特性。在非定常建模的基础上, 采用动导数仿真, 分析了不同平尾偏角时的动导数, 结果表明, 水平尾翼偏角主要对零动态阻尼所对应迎角有较大影响, 随着舵偏角的增大, 该迎角减小。

关键词: 水平尾翼; 大振幅; 数学模型; 动导数; 非定常风洞试验

中图分类号: V211.74 文献标识码: A

Abstract: The steady and unsteady wind tunnel test was carried out about BJ-1 aircraft and the aerodynamic characteristic was analyzed. According to the results of the tests, the unsteady aerodynamic was calculated at arbitrary angles of the tailplane and pitching frequency using the method of a data base model. On the basis of the mathematical model, the dynamic derivative of the aircraft at the different angles of the tailplane was analyzed using the technique of dynamic derivative simulation. It showed that the angle of the tailplane affected the angles of attack corresponding to the zero damping severely.

Key words: tailplane; large amplitude; mathematical model; dynamic derivative; unsteady wind tunnel test

近十年来, 飞行器的发展向空气动力学提出了新的挑战, 快速俯仰产生的巨大非定常增升效果, 吸引了许多研究者参与该项目的研究。但是绝大部分的研究只是停留在对机翼的原理研究上^[1~4], 很少用全机模型作大振幅动态试验, 文献[5]给出了 F18 模型的大振幅动态试验结果。从目前国内外的研究进展看, 还未发现研究飞机舵面偏转对全机大振幅动态气动特性影响的完整的报告, 而实际上, 在飞机作大机动飞行时, 如苏-27 的眼镜蛇机动, 平尾要偏转 25° 之多。本文采用 BJ-1 背景机全机模型, 改变平尾偏角, 在低速风洞中测量模型作大振幅快速俯仰运动时的气动特性, 来分析平尾偏角对全机大振幅非定常气动特性的影响。然后根据风洞试验结果, 采用数据库建模的方法, 计算全机在任意平尾偏角、任意俯仰振动频率时的气动特性, 结果表明, 采用这种方法计算的非定常气动力与实验结果符合很好。本文还在准确的非定常气动力建模的基础上, 采用动导

数仿真技术, 计算了全机在不同平尾偏角时的纵向阻尼导数, 结果表明, 平尾偏角对全机纵向阻尼导数影响不大, 只影响全机零阻尼所对应攻角位置。

1 大振幅动态俯仰振荡实验

1.1 模型及实验设备

实验采用的模型为 BJ-1 背景机模型, 该飞机模型为带边条翼, 全动平尾, 双立尾构形, 展长 0.5164m。机翼面积为 0.0888m², 平均气动弦长为 0.2036m。

模型采用尾撑方法支撑在非定常动态实验机构上^[6]。该机构安装在南京航空航天大学 NH-2 低速风洞中, 采用液压传动方式驱使模型支撑系统产生有规律的振动, 从而带动模型绕模型重心作俯仰振动。该机构可使模型产生俯仰振动的角度范围为 0~120°, 使模型产生俯仰振荡的最大角速度为 280°/s。由于支撑机构运动的规律由计算机通过液压传动机构来控制, 因此, 其运动可按

所需的任意规律变化。数据采集通过一杆式六分量内式应变天平来实现,由于大迎角时气流分离,模型运动时振动等因素,动态大振幅实验的数据离散性较大。除了数据采集时采用低通滤波器外,另又设计了数字滤波软件,以去除数据背景噪声,消除数据的摆动现象^[7]。

1.2 实验结果与分析

本次实验模型的平尾偏转角分别为 -20° 、 -5° 、 0° 、 5° 、 10° 、 20° 、 23° ;在各自的平尾偏角时,模型在 $0 \sim 90^\circ$ 范围内作俯仰运动,其运动规律为 $\alpha = 45^\circ - 45^\circ \cos(2\pi f t)$,其中 f 分别取 $0, 0.1, 0.2, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4, 0.5, 0.6\text{Hz}$ 。

(1) 平尾偏角对全机静态气动特性的影响

图1、图2分别给出了全机攻角在 $0 \sim 90^\circ$ 范围内变化时的不同舵偏角时纵向静态气动特性,图中的气动系数按模型机体轴给出。从图1的 $C_n-\alpha$ 曲线可见,平尾偏角由小增大时,由于平尾升力增加,使全机法向力增大。图2的 $m_z-\alpha$ 曲线明确地显示了平尾效率,从图中可见,当 $\alpha < 25^\circ$ 时,有偏转角的平尾效率十分明显,表现为正平尾偏角时出现低头力矩,负平尾偏角时出现抬头力矩,随

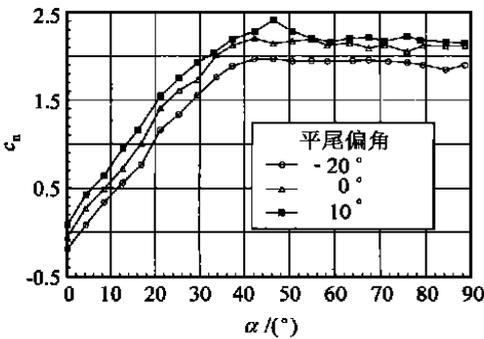


图1 静态法向力系数随攻角变化

Fig. 1 The effects of tailplane angle changing on static normal force coefficient

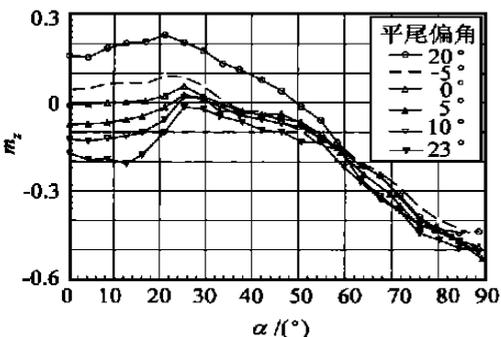


图2 静态俯仰力矩系数随攻角变化

Fig. 2 The effects of tailplane angle changing on static pitching moment coefficient

着攻角的增加,平尾逐渐失速,平尾效率也随之降低。另外,从 $m_z-\alpha$ 曲线还可看到,在小迎角范围内,舵偏角对纵向静稳定导数影响较大,而当 $\alpha > 25^\circ$ 以后,这种影响减小。

(2) 平尾偏角对全机动态气动特性的影响

图3、图4分别给出了模型作俯仰振动时的动态

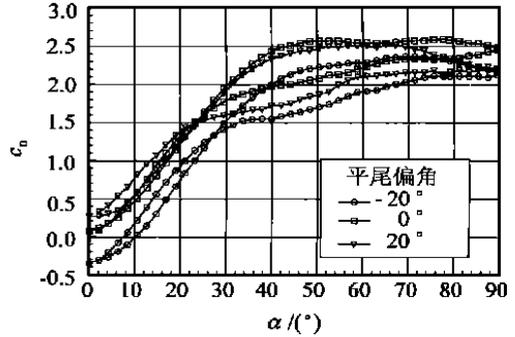


图3 动态法向力系数随攻角变化

Fig. 3 The effects of tailplane angle changing on dynamic normal force coefficient

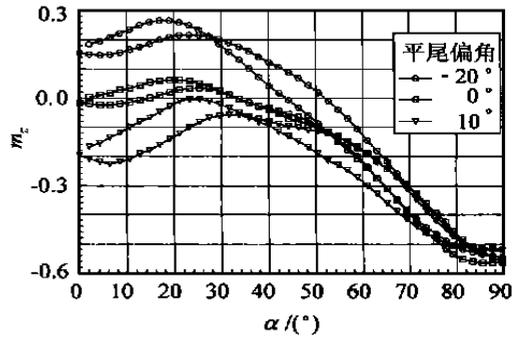


图4 动态俯仰力矩系数随攻角变化

Fig. 4 The effects of tailplane angle changing on dynamic pitching moment coefficient

气动特性,其模型振动频率为 0.2Hz ,对应的缩减频率为 0.0084 ,风速为 30m/s 。从总体看,动态气动特性的平均值与静态特性是一致的,只是动态气动特性曲线在模型上仰与下俯过程中形成了“8”字环。对于 $C_n-\alpha$ 曲线,从图中可见,随着平尾偏角的增加,“8”字环交点对应的攻角也由大变小,小攻角范围内,环的运动方向为逆时针,大攻角范围内,环的运动方向为顺时针,说明平尾偏角的增大,飞机的俯仰振荡运动对全机法向力增大起阻尼作用的攻角范围变小。而从图4的力矩曲线可以看到,在平尾偏角为 0° 时,飞机上仰与下俯阶段的 m_z 在 $\alpha = 30^\circ \sim 52^\circ$ 基本重合,在 $\alpha < 28^\circ$ 时,力矩曲线环呈逆时针走向,当 $\alpha > 52^\circ$ 时,力矩曲线环呈顺时针走向。说明在小攻角范围内,飞机的纵向力矩呈现阻尼特性,而到大攻角时,其纵向力矩特性呈现发散特性,在 $\alpha = 30^\circ \sim 52^\circ$ 时,则处

于近似的临界状态,表明其气动阻尼很小。当平尾上偏或下偏时,力矩特性曲线的‘8’字环交点均向小攻角方向移动,其交点对应攻角位置为 30 左右,在小攻角范围内,力矩环走向呈现逆时针方向;在大攻角范围内,力矩环走向呈顺时针方向,而且 2 个环在交点前后分界明确,说明在这种模型状态下,力矩特性起阻尼和发散的攻角区域分明,并无较大的临界区。

2 带平尾偏角的气动力建模

在通常的建模方法,如阶跃响应函数法^[8]、傅立叶变换法^[9]、状态空间法^[10]等,都基于一个模型状态不变的基础上,而飞机模型风洞试验时,通常伴有大量的舵面偏转,其动态气动特性不仅是模型角度、振动角速度及其衍生高次项的函数,而且是舵面偏转角的函数,如升降舵偏角、襟、副翼偏角等,因此其关系式应为

$$F = f(\delta, \alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}) \quad (1)$$

式中: δ 代表某一舵面偏角。

本文采用基于三角剖分为基础的数据库建模的方法,以有限次的风洞结果作为样本数据,来计算任意平尾偏角、任意俯仰运动规律时的气动特性值,结果如图 5、图 6 所示,本文讨论建模方法以 m_z 为例。

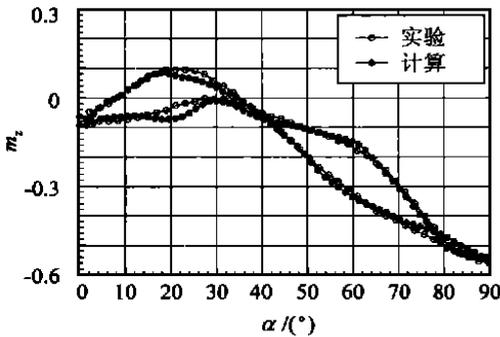


图 5 平尾偏角为 5 时计算结果与实验值比较

Fig. 5 Comparison of the dynamic pitching moment for mathematical model with that of the test result ($\delta=5^\circ$)

具体方法为,将同一平尾偏角的几组实验数据组成一个连续的不规则球面,在该球面上计算符合所求运动规律的在同一平尾偏角下的 m_z ,然后将各自平尾偏角的 m_z 组成一个多层次的球体,再在这个球体内计算所求平尾偏角下的 m_z 。从计算结果看,这种方法无论在小平尾偏角和大平尾偏角时,与实验结果符合较好。

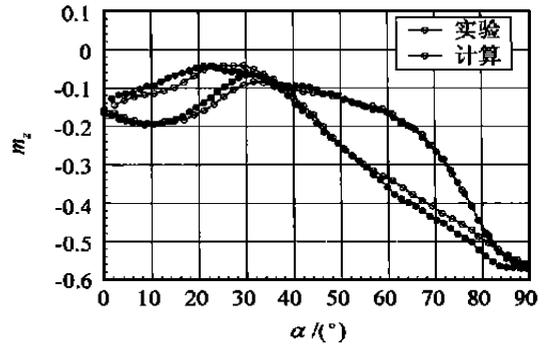


图 6 平尾偏角为 20 时计算结果与实验值比较

Fig. 6 Comparison of the dynamic pitching moment for mathematical model with that of the test result ($\delta=20^\circ$)

3 动导数据仿真

采用已发展的动导数仿真技术^[11],对带有平尾偏角后的全机阻尼导数作了研究,结果如图 7 所示。

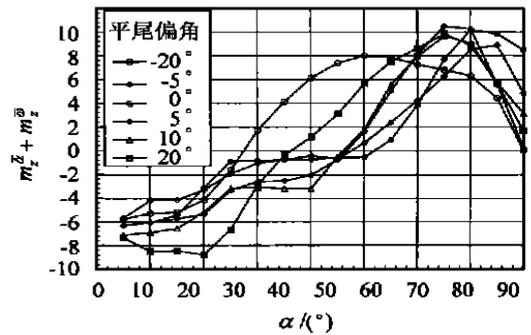


图 7 不同平尾偏角时动态阻尼导数随攻角变化

Fig. 7 The effects of tailplane angle changing on damp dynamic derivative

从图中可见,无论平尾偏角的大小如何,其阻尼导数在整个模型攻角范围内量级基本一致,其值从 -10 ~ 12。但是随着平尾偏角的变化,阻尼导数为 0 的攻角位置发生了较大变化。当平尾偏角较小时,临界点对应的攻角较大,而平尾偏角较大时,临界点对应攻角较小。这一点与非定常力矩特性测定结果是一致的。

另外,对于平尾偏角为 0 和 -5 时,阻尼导数在较大攻角范围内 ($30^\circ \leq \alpha < 48^\circ$) 基本不变,其值接近于 0,说明有一个较长的临界区,这一点与 0 度时的力矩特性完全一致。

4 结束语

通过风洞试验,测量了 BJ-1 背景机在不同平尾偏角时的大振幅动态气动特性,从气动特性看,随着平尾偏角的改变,气动曲线的‘8’字环交点所

对应攻角有较大变化,特别是对于 $m_z-\alpha$ 曲线,在平尾偏角较小时,零阻尼对应迎角较大,当平尾偏角增大以后,该零阻尼对应迎角反而减小。根据实验结果,本文采用数据库建模的方法,求出了任意平尾偏角、任意运动规律的全机气动特性,计算结果与实验结果吻合较好,说明该方法简明实用。从后面的动导数仿真结果看,其反映本质与实验结果反映的气动特性是一致的,这种动导数仿真对于带平尾偏角的模型状态也是适用的。

参 考 文 献

- [1] Soltani M R. Experimental measurements on an oscillating 70-degree delta wing in subsonic flow[R]. AIAA-88-2576, 1988.
- [2] Jarrah M A. Low speed wind tunnel investigation of flow about delta wings, oscillating in pitch to very high angle of attack[R]. AIAA-89-0295, 1989.
- [3] Denboer R G. Low speed unsteady aerodynamics of a pitching straked wing at high incidence[J]. J Aircraft, 1990, 27(1): 31~37.
- [4] 吴根兴,丁克勤. 三角翼过失速非定常空气动力特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4): 435~441.
- [5] Hu C C, Lan C E. Unsteady aerodynamic models for maneuvering aircraft[R]. AIAA-93-3626-CP, 1993.
- [6] 李志强,黄 达. 俯仰-滚转耦合两自由度大振幅非定常实验技术[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(2): 121~126.
- [7] 李志强,吴根兴. 数字滤波器在非定常气动实验数据处理中的应用[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(2): 84~87.

- [8] Reisethe P H. Development of a nonlinear indicial model for maneuvering fighter aircraft [R]. AIAA-96-0896, 1996.
- [9] Chin S, Lan C E. Fourier functional analysis unsteady aerodynamic modeling[R]. AIAA-91-2867 CP, 1991.
- [10] Goman M, Khrabrov A. State-space representation dynamic aerodynamic coefficient model for flight dynamics applications[R]. AIAA-97-3693, 1997.
- [11] 黄 达,李志强,吴根兴. 大振幅非定常实验数学模型与动导数仿真实验[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(2): 219~223.

作者简介:



黄 达(1966~),男,江苏人,南京航空航天大学空气动力学系高级工程师,硕士。长期从事实验空气动力学研究,担任南航低速风洞实验室副主任,主持完成多项我国飞机重点型号的气动研究及民品气动研究,1991年以来着重关注大攻角非定常空气动力学。



李志强(1959~),男,江苏南京人。南京航空航天大学空气动力学系工程师,研究方向:实验空气动力学。



吴根兴(1938~),男,上海人,南京航空航天大学空气动力学系研究员。长期从事非定常空气动力学研究,着重研究非定常涡运动及控制。从1990年以来致力于飞行器大攻角非定常空气动力学研究。

关于授予张广军等八位同志 “中国航空学会青年科技奖”的决定

根据科协发组字[2000]160号“关于开展第七届中国青年科技奖评选工作的通知”要求和“中国航空学会青年科技奖”评选办法,经专家评审小组于2000年9月27日评审,决定授予张广军、徐国华、杨伟、周军、刘峰、孙福生、孙树栋、梅文华等8位同志为“中国航空学会青年科技奖”,其中张广军、徐国华、杨伟三位同志按科协要求上报作为“第七届中国青年科技奖”候选人。

中国航空学会青年科技奖获奖人员名单

姓名	出生年月	专业	工作单位及职务职称
张广军	1965年3月	精密仪器与机械	北航自动化学院院长、教授(博导)
徐国华	1963年1月	飞机设计	南航直升机所副所长、教授
杨 伟	1963年5月	飞行控制	成飞设计研究所副所长、研究员
周 军	1966年12月	导航制导与控制	西工大航天工程学院副院长、教授
刘 峰	1963年1月	航空救生与航空机械	空军第一研究所飞机研究室副主任、高工
孙福生	1963年1月	材料科学与工程	北京航材研究院钛合金研究室主任、研究员
孙树栋	1963年5月	机械制造与其自动化	西工大飞机系飞机设计教研室支部书记、教授
梅文华	1965年1月	通讯与电子	空军第一研究所高工