

系 六



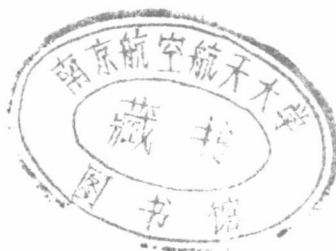
目 录

六〇一教研室(18 篇)

飞机尾旋特性的综合数据分析法	黎先平等 H
带振荡上仰翼型分离流研究	唐登斌等 H
现代战斗机飞行力学问题的研究进展	刘昶 J
近壁湍流相干结构的数值模拟	陆昌根 H
二维不可压 Navier - Stokes 方程的紧致有限差分法	陆昌根 J
近壁湍流相干结构演化机理的研究	陆昌根 H
近壁湍流相干结构传播速度的研究	陆昌根 H
基于 B 样条的气动反设计遗传算法研究	隋洪涛等 H
基因算法在喷管反设计中的应用	隋洪涛等 H
利用通量限制的高分辨 Godunov 型格式的熵条件	张虎、赵宁 H
双曲型守恒律的无振荡中心差分格式	勇珩、赵宁 H
A Estimate of the rate of Entropy Dissipation of high Resolution musci type godunov schemes	汤华中、赵宁 H
Jameson 有限体积法对非结构网格推广的改进	黄明恪 H
后台阶流中自由旋涡的稳定性	黄明恪 J
用隐式多重网格法计算实用外形无粘绕流	唐智礼、黄明恪 H
跨音速机翼操纵面定常、非定常气动力计算	陆志良 H
非结构网络自适应新策略	成娟、黄明恪 H
“飞行力学”教学改革的一点思考	沈宏良等

六〇二教研室(4 篇)

大攻角流动非对称性与雷诺数效应	程克明
-----------------------	-----



Side - Forces and the Reynolds Number Effects

- in High - Alpha Flows 程克明
雷诺数对大攻角旋成体横向气动特性的影响 程克明
WINDOWS 环境下的风洞测量、控制、处理与管理系统 韩珠凤等 J

六〇三教研室(13 篇)

- 大迎角非定常气动力建模与模型比较 史志伟等 H
基于非定常气动力建模的动导数仿真实验 史志伟等 H
三角翼俯仰滚转耦合运动气动特性研究 黄达、吴根兴 H
大振幅非定常实验数学模型与动导数仿真实验 黄达等 H
大振幅非定常实验数据表达与数学模型研究 黄达等 H
A Nonlinear Stability Analysis of an Aircraft
Rolling in Large Amplitude Motion 黄达等
用主动柔顺壁运动控制边界层转捩 张庆利、李京伯 H
飞行器外挂物投放风洞实验的控制系统 张庆利 J
一种建筑物脉动风压测量系统 张庆利 H
动失速型非定常分离流的主动控制 张庆利、李京伯 H
动态试验中支架对三角翼涡破碎影响研究 丁克文等 H
俯仰—滚转耦合两自由度大振幅非定常实验技术 李志强等 H
应变天平信号调理和模拟校正的研究与应用 金宁等 H

文章编号:1000-6893(1999)06-0537-05

飞机尾旋特性的综合数据分析法

黎先平, 唐登斌, 刘 昶

(南京航空航天大学 6 系, 江苏 南京 210016)

INTEGRATIVE DATA ANALYSIS TECHNIQUES OF SPIN CHARACTERISTICS OF THE AIRPLANE

LI Xian-ping, TANG Deng-bin, LIU Chang

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

摘要: 为得到飞机的尾旋特性准确的非线性仿真结果, 提出了新的综合数据分析方法, 在气动力建模时采用综合因子, 合理地将总角速度分解成沿速度矢的分量和沿 3 个体轴的分量, 沿速度矢量的旋转角速度用于旋转天平试验数据; 旋转角速度的其它分量用于振荡天平试验数据, 综合地使用了各类试验数据。给出的不同类型的六自由度仿真结果表明, 综合数据分析法的结果和试飞结果相当吻合。

关键词: 尾旋; 旋转天平; 振荡天平; 综合因子; 六自由度仿真

中图分类号: V212.13 **文献标识码:** A

Abstract: A new integrative data analysis technique is presented and is used in an accurate nonlinear simulation to analysis spin characteristics of an airplane. By integrative factor methodology in aerodynamic coefficient building, it is reasonable to resolve the total rotation vector into a component along the velocity vector and components about three body axes. The component of rotation along the velocity vector is used with the rotary balance test data and other components of the rotation vector are used with the forced oscillation test data. The varied test data is used integrately. The 6 DOF simulation results in the paper show that the results of integrative data analysis technique are consistent with those of the flying tests considerably.

Key words: spin; rotary balance; oscillation balance; integrative factor; 6 DOF simulation

飞机尾旋特性的分析, 要求获得该飞机的动稳定性导数, 这有两种方法: 在设计的初期阶段使用工程估算方法或用类似外形飞机的已知导数来近似; 第 2 种方法是进行旋转天平风洞试验和强迫振荡试验。旋转天平风洞试验可用于辨识出飞机的尾旋模态^[1], 但它不能提供非旋转机动的完整数据。强迫振荡试验提供了沿 3 个飞机体轴的振荡数据。单独使用任何一套试验数据都得不到好的仿真结果, 因而需要采用新的分析方法, 对各类试验数据进行了有效的综合使用。

1 飞机的动态气动力系数

飞机的空气动力特征可由 6 个无量纲系数来表征: 对于准定常运动, 这些系数是飞机构型、飞行条件和运动参数的函数

$$c_i = c_i(\alpha, \beta, M, h, \delta, P, Q, R, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) \quad (1)$$

式中: $i=l, m, n, x, y, z$ 分别代表 3 个体轴力矩、力的系数。不失一般性, 系数可以分成两部分: 静态系数(下标 1)和动态系数(下标 2)

$$c_i = c_{i1}(\alpha, \beta, M, h, \delta) + c_{i2}(\alpha, \beta, M, h, \delta, P, Q, R, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) \quad (2)$$

静态系数是飞机非旋转运动参数的非线性函数, 而动态系数是所有运动参数的非线性函数。本文着重分析动态气动力系数的建模。将系数构造成所有运动变量的单一的非线性函数形式是不现实的, 一般将系数定义成多个分量的形式。做了两个近似: 第 1 个近似是将气动力系数分成几项之和, 而每一项是由单个旋转项引起的

$$c_{i2} = c_{i2}(\alpha, \beta, M, h, \delta, P) + c_{i2}(\alpha, \beta, M, h, \delta, Q) + \dots \quad (3)$$

式中每一项系数是所指示的旋转角速度的非线性函数, 而其它旋转角速度等于零。旋转天平风洞试验导数就是这种形式, 在这种情形下, 旋转角速度使用绕速度轴的旋转速率取代绕体轴的旋轴速率。

第 2 个近似是单个旋转角速度的非线性函数可用该旋转角速度线性化。例如

$$c_{i2}(\alpha, \beta, M, h, \delta, Q) = c_{iq}(\alpha, \beta, M, h, \delta) Q c_A / (2v) \quad (4)$$

式中: $c_{iq} = \alpha_{ci}(\alpha, \beta, M, h, \delta, Q) / \partial [Q c_A / (2v)]$ 。

强迫振荡试验数据(一般用两项导数之和来表达)可以表达成这种形式。本文研究了如何用旋转天平试验数据、振荡天平试验数据、静态大迎角试验数据来构造气动力系数。

2 风洞试验和综合数据分析

在旋转天平风洞试验中,模型绕着平行于风洞自由来流的某轴以一系列恒定的角速度旋转,对于零尾旋半径来说,模型绕着速度轴旋转。在一个旋转周期内,模型相对自由来流姿态不变(保持恒定的 α, β),旋转速率即风轴的滚转速率。因此应在数据测量的相同条件下来使用试验数据,也就是说应使用总角速度沿速度矢量的分量来取相应的试验数据。总角速度定义如下

$$|\Omega| = \sqrt{P^2 + Q^2 + R^2} \quad (5)$$

式中: P, Q, R 分别为绕 x, y, z 3个体轴的角速度分量。一般地,旋转天平试验数据用于分析尾旋模态,因为试验条件最接近于飞机的尾旋运动。

在文献[2]的尾旋特性分析方法中,把 Ω 分成4部分:沿速度矢的分量,这是风轴的滚转速率,称作稳态速率,稳态速率用于旋转天平试验数据;不沿速度矢的其它分量称作振荡分量,用于动导数数据

$$\omega_{ss} = (P \cos \alpha + R \sin \alpha) \cos \beta + Q \sin \beta \quad (6)$$

$$P_{osc} = P - \omega_{ss} \cos \alpha \cos \beta \quad (7)$$

$$Q_{osc} = Q - \omega_{ss} \sin \beta \quad (8)$$

$$R_{osc} = R - \omega_{ss} \sin \alpha \cos \beta \quad (9)$$

式中:下标ss代表稳态速率;osc代表振荡速率。

从气动力观点来看,这种三维矢量分解成4个分量(1个稳态分量和3个振荡分量)的分解将带来一些问题:例如当飞机具有正的滚转速率,而用该方法分解后可能要使用负的振荡滚转速率值来构造气动力数据(参见图1,总 Ω 分解成 ω_{ss} , P_{osc} , Q_{osc} , R_{osc} ,分解后出现负的 R_{osc}),这将得不到好的气动力模拟。

另一种分析方法^[3]是将旋转角速度矢量 Ω 分解成4个分量中的3个分量。分解原则是选取3个最“接近”的矢量。一般而言,总的角速度分解成沿着某几个轴的分量,沿这几个轴的气动力数据可求得。这些轴是3个体轴和速度矢(气流轴的 x 轴)。图1是一个二维分解的例子,总角速度 Ω 分解成 ω 和 P_{mod} 。

对于一般的三维情况,矢量可用单位球表面上的点表示。图2表示一个右球三角,这是一个单位球表面的1/8。三角形的顶点是飞机的轴。速度

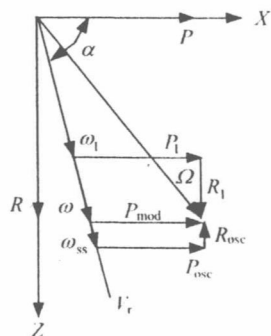


图1 总角速度分解示意图

矢的位置由单位球上的两个角度(α, β)来定义。单位球表面被虚线分成3个区域,每个区域上都标出了总角速度分解成的3个分量(矢量的反方向存在类似的三角),在这个三角形区域外,总角速度矢量将分解成沿3个体轴的分量。这种分解方法将会因缺少沿某一轴的分量而影响气动力模拟的准确性。

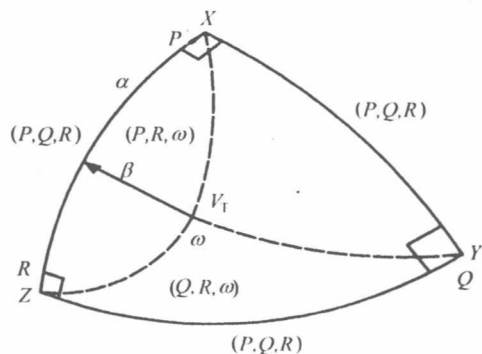


图2 总角速度分解成3个分量的示意图

为了解决上述方法所出现的问题,本文在这2种方法的基础上,引入综合因子 F ,将总角速度分解成4个分量,通过改变 F ,即调整“旋转天平试验”和“强迫振荡试验”的分配比例,达到消除“方向反逆”、准确进行气动力模拟的目的。现以二维分解为例(图1),总角速度 Ω 分解成 ω , P_1 , R_1 ,并且保证了方向不变(不会反号),各分量大小由综合因子 F 来调节。具体方法如下:

第1步:按文献[3]方法,求出4个分量中的3个分量,这3个分量从下面方程计算得到

$$P_{mod} = P - \omega \cos \alpha \cos \beta \quad (10)$$

$$Q_{mod} = Q - \omega \sin \beta \quad (11)$$

$$R_{mod} = R - \omega \sin \alpha \cos \beta \quad (12)$$

式中:下标mod代表用文献[3]方法分解出的绕3个体轴的角速度分量; ω 代表绕速度矢的角速度分量。计算过程是:

①从式(10)令 P_{mod} 等于零求出 ω ,从式(11)、式(12)中求出 Q_{mod} 和 R_{mod} ,如果求出的 Q_{mod} 和

R_{mod} 分别比 Q 和 R 小而且同号, 则所求 3 个分量为 Q_{mod} , R_{mod} 和 ω 。

② 如果上一步条件不满足, 这相同过程应用于式(11), 然后到式(12)。

③ 如果以上试验成功的话, 则按下式求出沿速度矢的综合角速度 ω_1 , 并转入第 3 步

$$\omega_1 = F\omega \quad (13)$$

式中: 下标 1 表示“综合”。

④ 如果①、②、③次试验都失败的话, 则转入第 2 步

第 2 步: 按下式求出沿速度矢的综合角速度 ω_1

$$\omega_1 = (1 - F)\omega_{ss} \quad (14)$$

式中, ω_{ss} 即式(6)求出的稳态速率。

第 3 步: 按下列式子求出绕 3 个体轴的综合角速度

$$P_1 = P - \omega_1 \cos \alpha \cos \beta \quad (15)$$

$$Q_1 = Q - \omega_1 \sin \beta \quad (16)$$

$$R_1 = R - \omega_1 \sin \alpha \cos \beta \quad (17)$$

按以上方法求出的 4 个分量 ω_1 和 P_1 , Q_1 , R_1 分别用于旋转天平试验数据和强迫振荡试验数据。显然新的分解方法, 把文献[2, 3]中的方法看成新方法在 $F=0$ 和 $F=1$ 的特例, 因而既能解决文献[2]方法的反逆问题, 又能避免文献[3]方法中由于缺少四个分量中的某 1 个分量而带来气动力模拟准确性问题。

在强迫振荡试验中, 模型在某个名义迎角下绕飞机轴强迫振荡, 从该试验得到的气动力数据一般可以表达成导数的形式

$$c_i = c_{ip}p + c_{iq}q + c_{ir}r \quad (18)$$

式中: $i=l, m, n, x, y, z$ 。

3 尾旋动态特性的仿真计算

飞机尾旋动态特性的仿真计算, 可以采用沿机体轴系的六自由度方程组(包括动力学和运动学方程)

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= F(x, u) \\ x &= (\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \theta, \gamma, \psi, x, y, z, v)^T \in R^6 \\ u &= (\delta_x, \delta_y, \delta_z)^T \in R^3 \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

方程(19)就构成了研究飞机尾旋特性的系统方程, x 是状态向量, u 是操纵向量。

求解上述方程组的气动力系数, 由旋转天平试验数据、强迫振荡试验数据和大迎角静态试验

数据组成。系数按以下形式构成

$$c_i = c_i(\alpha, \beta, \delta) + c_i \left(\frac{\omega_1 b}{2v} \right) + c_{ip} + \frac{b}{2v} P_1 + c_{iq} \frac{C_A}{2v} Q_1 + c_{ir} \frac{b}{2v} R_1 \quad (20)$$

方程第 1 项由大迎角静态试验数据获得, 第 2 项由旋转天平风洞试验获得, 接下来的 3 项由强迫振荡试验数据获得。一般而言, 系数和导数是 α, β 和飞机构形的函数, 运动变量 ω_1 , P_1 , Q_1 , R_1 从式(13)~式(17)计算得到。

4 算例和分析

用六自由度仿真方法, 使用与试飞相同的操纵规律, 计算了某机在 8km 高度的尾旋特性。图 3~图 6 给出了采用新的综合数据分析法和其他方法计算出的过载时间历程曲线, 由图 3 和图 4 知,

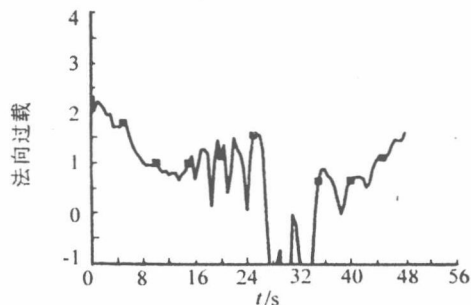


图 3 使用振荡天平数据计算出来的法向过载时间历程

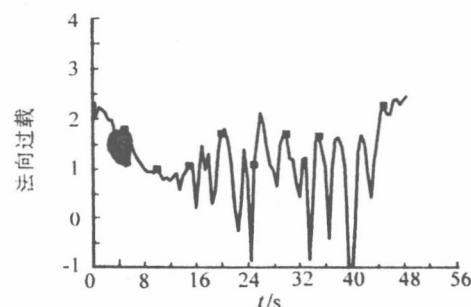


图 4 综合数据计算出来的法向过载的时间历程 ($F=1.0$)

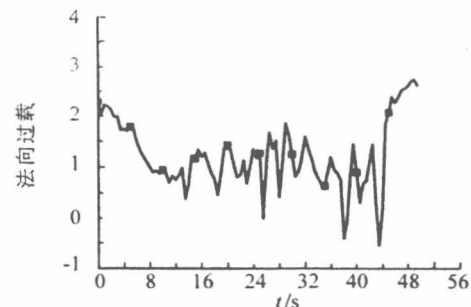


图 5 综合数据计算出来的法向过载的时间历程 ($F=0.95$)

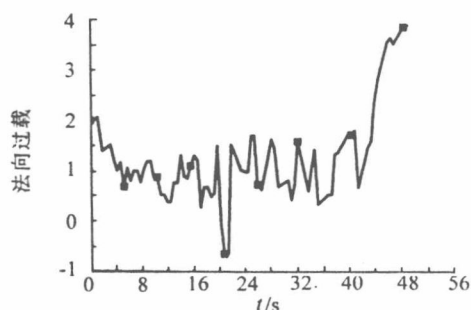


图6 试飞的法向过载时间历程

单纯使用振荡天平试验数据或文献[3](分解成3个角速度分量)计算出的过载多次出现负值,表明计算结果出现倒飞尾旋,与试飞结果不符,这也表明振荡天平试验只能反应振荡特性,而旋转天平试验只能反应稳定尾旋模态^[4]。将总角速度分解成3个角速度的方法^[3]或者简单地分成4个分量的方法^[2],都会造成用于仿真计算的原始气动力数据不准确,甚至方向反逆,从而影响仿真结果。采用综合数据分析法,通过调整综合因子 F ,可以解决这个矛盾,综合因子与飞机类型等情况有一定关系,也可以通过计算结果和自由飞结果分析比较得到。本文经过对某机大量的数值仿真,取综合因子 $F=0.95$,计算出的过载时间历程最接近该机的试飞结果,参见图5。图7~图12给出了综合因子等于0.95时沿3个体轴的角速度分量的计算结果和试飞结果,两者结果吻合甚好。显然,其研究研究结果表明:

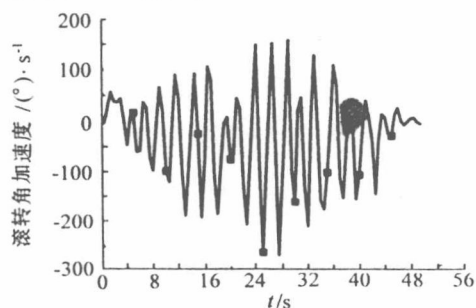
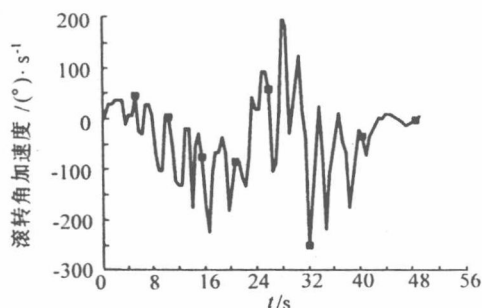
图7 综合数据所得滚转角速度时间历程($F=0.95$)

图8 试飞的滚转角速度时间历程

(1)单独使用振荡天平试验数据或旋转天平试验数据进行六自由度仿真都可能得不到好的仿

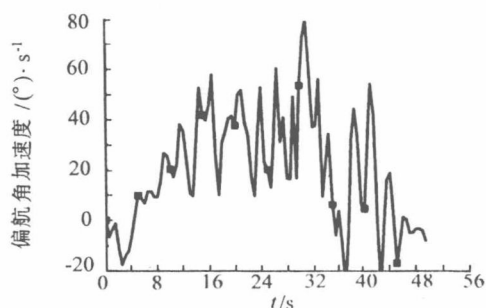
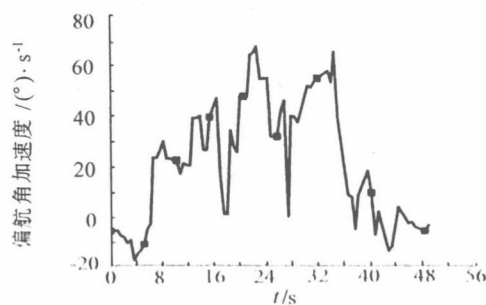
图9 综合数据所得偏航角速度时间历程($F=0.95$)

图10 试飞的偏航角速度时间历程

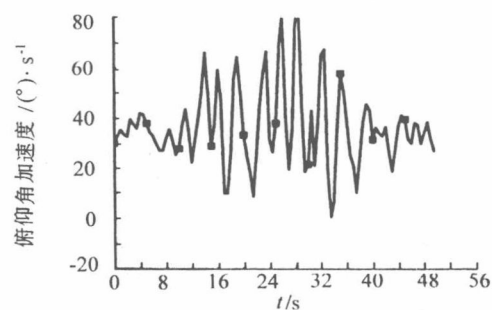
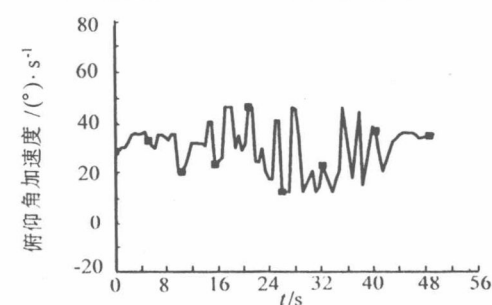
图11 综合数据所得俯仰角速度时间历程($F=0.95$)

图12 试飞的俯仰角速度时间历程

真结果。

(2)本文提出的综合数据分析法考虑了4个角速度分量对总的气动力的贡献,调整了两类试验数据分配比例,综合文献[2,3]中的优点,克服了方向反逆和准确模拟问题,得到了和试飞结果相一致的六自由度仿真结果,而文献[2,3]方法则分别为新方法的综合因子 F 简单地取为0和1的特例。

参考文献

- [1] Valtorta E. Spin prediction and high angle of attack flight

tests[A]. Conference at CFTE. Xi'an, China; 1996.

[2] William Bihrl Jr, Billy Barnhart. Spin prediction techniques[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2):97~101.

[3] Kalviste J. Use of rotary balance and forced oscillation test data in a six degrees of freedom simulation[R]. AIAA-82-1364, 1982.

[4] 黎先平,江积祥. 飞机稳定尾旋的预测研究[J]. 飞行力学, 1998. 16(2):56~60.

作者简介:



黎先平 男,1966年1月出生,南京航空航天大学博士研究生。



刘 昶 男,1936年生,教授,博士生导师。研究方向:飞行器稳定性和操纵性,非线性飞行力学等。



唐登斌 男,1941年生,教授、博士生导师,研究方向:边界层及其稳定性,非定常动失速,飞机减阻技术等。

带振荡上仰翼型分离流研究

唐登斌 王世安 梁红光

(南京航空航天大学空气动力学系 南京, 210016)

摘要 对带振荡的快速上仰翼型的非定常分离流问题进行了计算研究。采用微分形式的动力学方程和积分形式的运动学方程相结合的有效方法, 以及可用于有分离流动的 Baldwin-Lomax 湍流模型, 精确地模拟大雷诺数大攻角下的复杂流场。依据流场的不同特点, 使用分区方法进行计算, 保证了计算精度, 大大节省了计算时间。文中分析研究了非定常前缘强旋涡的演化过程和气动力的变化, 探讨了不同上仰率和振荡频率对分离流动的影响。

关键词: 非定常流动; 振荡; 分离; 快速上仰翼型

中图分类号: V211.3

引 言

飞机在飞行中作快速上仰的非定常运动时, 将会在飞机的上翼面产生非定常前缘强旋涡, 并随攻角的增大, 从翼面前缘不断向后移动, 能够产生很大的非定常升力^[1~2], 使飞机获得超机动的能力, 大大提高了飞机的作战性能, 因而引起了人们的广泛兴趣。然而, 非定常、流动分离、粘性影响及其相互干扰的共同作用使得绕翼型的流动变得十分复杂^[3], 特别是在飞机作快速上仰, 实际上又是带有振荡的复合运动时, 将使得这一类称之为动态失速问题的研究变得更为复杂和困难。本文将根据绕流场中的不同特点, 把绕翼型周围流场的有旋流区和在其外部是无旋的位流区分开处理, 采用精确的数值模拟方法和可用于有分离流动的湍流模型, 从而能节省大量计算时间, 得到精确的计算结果。

1 控制方程

精确描述二维非定常粘性不可压缩流的涡量传输动力学方程可由 Navier-Stokes 方程直接导出, 写成如下形式

$$\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{w} = \nu \nabla^2 \vec{w} \quad (1)$$

* 江苏省自然科学基金(编号: BK97060)资助项目。

收稿日期: 1999-04-20; 修改稿收到日期: 1999-07-11

第一作者 唐登斌 男, 教授, 1941 年 10 月生。

式中: $\vec{w}, \vec{V}$ 分别为涡量矢量和速度矢量; 在层流流动, ν 为运动粘性系数, 在湍流流动, ν 为涡粘系数。

对于运动学方程, 通过

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0, \text{ 以及 } \nabla \times \vec{V} = \vec{w} \quad (2)$$

得到积分表达式

$$\vec{V} = -\frac{1}{2\pi} \int_R \frac{\vec{w}_o \times (\vec{r}_o - \vec{r})}{|\vec{r}_o - \vec{r}|^2} dR_o + \vec{V}_\infty \quad (3)$$

这里 R 表示流体和固体共同占据的区域, $\vec{V}$ 为位置矢量, $\vec{V}_\infty$ 为自由流速度, 下标“o”表示积分变量。

涡量的边界条件:

外边界 与位流区交接处, $w=0$; 通过尾迹时, 在尾迹边界上可用涡量的法向梯度为零的条件;

内边界 在翼型表面, 由速度无滑移和无穿透条件以及在给定瞬间通过动力学方程求出的流场内部的涡量, 确定在翼型表面上的涡量。

初始条件:

在 $t=0$ 瞬间, 原来与周围流体一起保持静止状态的物体开始以 $-\vec{V}_\infty$ 速度运动, 此刻流场是无旋的, 即除物面处(与未扰动流体的速度不连续而产生涡)以外, 流动是无旋有位的。

2 数值方法

对于所研究的大 Re 数、大攻角下的绕翼型的非定常分离流问题, 采用精确的涡量传输动力学方程(1)是非常有效的。这样, 仅需在一个有限的范围内密布网格进行精确计算, 而在这些区域外部的位流区(其涡量和它的梯度处处为零)则能简化计算, 避免了在大 Re 数下全流场都用 N-S 方程计算时对网格总数和计算量的苛求。流场中的涡量和速度的求解过程是: 利用前一时间步已知的涡量和速度, 用动力学方程求出在新时间步流场内部的新涡量; 利用运动学方程计算新的边界涡量以及新的速度值。

对动力学方程采用有限差分方法进行求解, 时间项用一阶精度向前差分, 扩散项和运流项分别用二阶精度的中心差分 and 上游差分格式。对于运动学方程(3)的积分, 可以通过把 w_ζ, V_r 和 V_θ 写成 Fourier 级数形式^[4], 以进行有效的显式计算:

$$w_\zeta = WH^2 = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{N-1} (a_n \cos n\theta + \beta_n \sin n\theta) + \frac{a_N}{2} \cos N\theta \quad (4)$$

$$V_r = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{N-1} (a_n \cos n\theta + b_n \sin n\theta) + \frac{a_N}{2} \cos N\theta \quad (5)$$

$$V_\theta = \frac{c_0}{2} + \sum_{n=1}^{N-1} (c_n \cos n\theta + d_n \sin n\theta) + \frac{c_N}{2} \cos N\theta \quad (6)$$

式中, $H = \left| \frac{dz}{d\zeta} \right|$, z 和 ζ 分别指物理平面和变换后的平面, V_r 和 V_θ 分别为极坐标系下的径向和切向速度分量。利用已知 $2N$ 个点上的 w_ζ 值, 可以写出 α_k, β_k 的表达式

$$\alpha_k = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{2N-1} w_\zeta(\theta_i) \cos k\theta_i, \quad k = 0, 1, 2, \dots, N \quad (7a)$$

$$\beta_k = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{2N-1} \omega_{\xi}(\theta_i) \sin k\theta_i \quad k = 1, 2, \dots, N-1 \quad (7b)$$

把式(7)代入由式(3)改写后的表达式,进而通过积分和比较,确定式(5,6)中的 a_n, b_n, c_n, d_n , 求出 V_r 和 V_θ 。

对于大雷诺数下的湍流流动,采用可用于有分离流动的 Baldwin-Lomax 湍流模型^[5], 其内外层表达式分别为

$$v_{ti} = \{k_y [1 - \exp(-y^+ / A^+)]^2 |w| \quad y \leq y_c \quad (8a)$$

$$v_{te} = KC_{\text{cp}} F_{\text{klec}}(y) M_{\text{in}}(y_{\text{max}} F_{\text{max}}, C_{\text{wk}} Y_{\text{max}} U_{\text{dif}}^2 / F_{\text{max}}) \quad y \geq y_c \quad (8b)$$

式中, y_c 是指内、外层交界位置从内层向外层, 涡粘系数值相等处的最小 y 值, 其它符号见文 [5]。

解出翼型表面点 (x_s, y_s) 的涡量及其法向导数后,可进一步求出压力分布和剪切应力

$$\frac{\partial p}{\partial s} = -\rho v \frac{\partial v}{\partial n} + \dot{\Omega} (y_s \frac{\partial x_s}{\partial s} - x_s \frac{\partial y_s}{\partial s}) + \Omega^2 (x_s \frac{\partial x_s}{\partial s} + y_s \frac{\partial y_s}{\partial s}) \quad (9)$$

$$\tau = -\rho \nu w \quad (10)$$

式中, Ω 和 $\dot{\Omega}$ 分别为运动角速度和角加速度,可由上式进一步求出气动载荷。

3 结果和分析

通过一系列算例,研究带不同振荡频率以及不同上仰率的非定常运动,其瞬时攻角表达式为

$$\alpha = (t - a \sin \omega t) k' \quad (11)$$

式中, k' 为无量纲上仰率 k 乘以 2 倍来流速度并除以弦长, a 为振荡振幅。翼型为 NACA0012。

在雷诺数 $Re = 10^6$, $a = 0.67$ 的情况下,其无量纲上仰率和振荡频率分别为 0.075 和 1.50 时,不同攻角下的流线和涡等值线分布分别见图 1, 2。由图可见,在带振荡快速上仰的非定常流动中,随攻角的增加,将形成非定常前缘分离旋涡,并随攻角的进一步增大而增强,同时向后移动,扫过翼面,所产生的分离倒流区也在不断增强和扩大,并可能出现二次分离区。

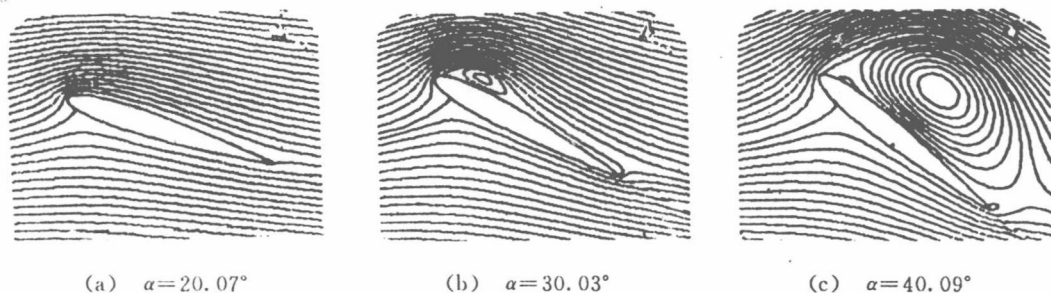


图 1 带振荡快速上仰翼型在不同攻角时的流线

($Re = 10^6, k = 0.075, a = 0.67, \omega = 1.50$)

非定常分离旋涡的形成也将对翼面的压强分布带来很大影响(见图 3)。最大的变化是

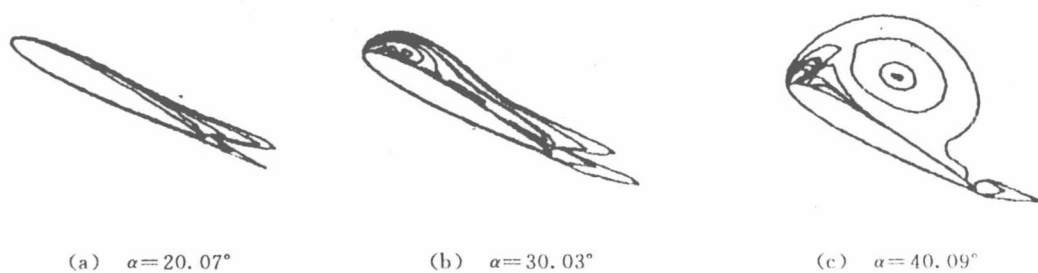
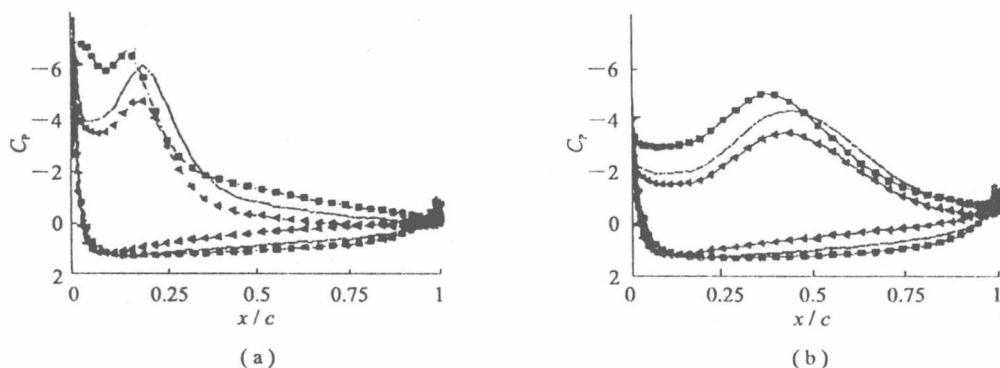


图2 带振荡快速上仰翼型在不同攻角时的涡等值线
($Re=10^6, k=0.075, a=0.67, \omega=1.50$)

出现了在定常大攻角失速状态下不会出现的上翼面如此高的压力峰值,并随着攻角的增加,这个峰值在向后移动(见图3(b)),从而清楚地显示出,在非定常大攻角下能够产生很大的非定常气动力的机理和原因。



— $Re=10^6, k=0.075, a=0.67, \omega=1.50$, (a) $\alpha=30.03^\circ$, (b) $\alpha=40.09^\circ$
 $\blacktriangle$ $Re=10^6, k=0.075, a=0, \omega=0$, (a) $\alpha=30.08^\circ$, (b) $\alpha=40.06^\circ$
 $\blacksquare$ $Re=10^6, k=0.079, a=0.67, \omega=1.50$, (a) $\alpha=30.38^\circ$, (b) $\alpha=40.09^\circ$

图3 带振荡快速上仰翼型在不同攻角时的压强系数分布

为了给出带振荡的快速上仰非定常运动中的振荡频率的影响,图3中也给出了上仰率相同、振荡频率为零情况下的计算结果,尽管是在攻角几乎相同情况下的比较,但结果仍有显著的差别。带振荡时上翼面的压强分布(吸力值)几乎在整个翼面上都高于不带振荡的情况,而下翼面的压强分布(压力值)也明显不同于带振荡的。因而,以同样上仰率作快速上仰非定常运动且在同样的攻角下,带振荡的将比不带振荡的所产生的升力要大。另一方面,在相同振荡频率下,上仰率愈大的非定常运动,其上翼面的压强分布的吸力值和下翼面的压强分布的压力值都变大了(见图3),从而会产生更大的非定常升力值,并进而影响其它气动特性。

图4是在 $Re=8 \times 10^4$, 上仰率为 $k=0.079$ 情况下的计算结果,图4(a,b)分别为升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 随攻角的变化图。图中也给出了对应的试验数据^[6],除了攻角很大时有一定误差尚需进一步探讨外,理论计算和实验结果相比较,结果是满意的。

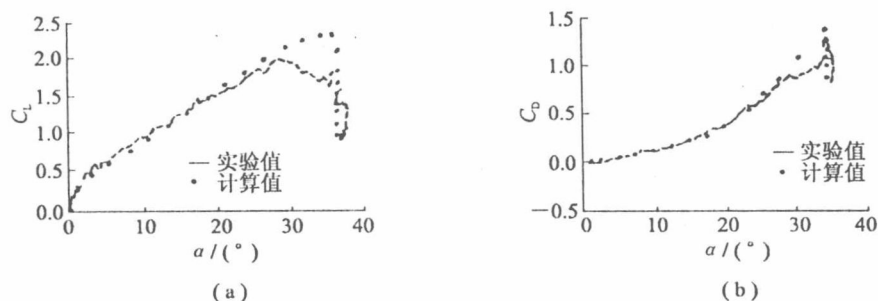


图 4 升力系数和阻力系数随攻角的变化示意图 ($Re=8 \times 10^4, k=0.079$)

参 考 文 献

- 1 Strickland J H, Peter F L, Franklin O C. Airfoil dynamic stall at constant pitch rate and high Reynolds number. J of Aircraft, 1988, 25(6): 548~556
- 2 Visbal M R. Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil. AIAA J, 1989, 27(8): 1044~1051
- 3 Knight D, Choudhuri P. 2-D unsteady leading edge boundary layer reversal on a pitching airfoil. AIAA Paper 93-2977, 1993
- 4 Wang C M, Wu J C. Numerical solution of Navier-Stokes problem using integral representations with series expansions. AIAA 85-0034, 1985
- 5 Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated flows. AIAA Paper, 78-0257, 1978
- 6 Francis M C, Keese J E, Ratelle T P. An investigation of airfoil dynamic stall with large amplitude motions. FJSRL-TR-83-0013, 1983

Investigation of Separated Flow for Pitching Airfoil with Oscillating Motion

Tang Dengbin Wang Shian Liang Hongguang

(Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics Nanjing, 210016)

Abstract The problem of unsteady separated flow of rapidly pitching airfoil with oscillating motion is computationally studied. The copulation of kinetic equation in terms of differential form and kinematic equation in terms of integral forms, and Baldwin-Lomax turbulent model for separated flows, can be used efficiently in simulating exactly complex flow fields for large Reynolds number and large attack cases. According to different characteristics of the flow field, the zonal numerical method used in the computation can achieve high solution accuracy and save significantly computational time. We'll analyse evolutionary process of unsteady leading edge strong vortex and changes of aerodynamic characteristics, and exploit the effect of different oscillating frequencies and pitching rates on separated flows.

Key words: non-steady flow; oscillations; separation; rapidly pitching airfoil

现代战斗机飞行力学问题的研究进展

刘 昶

(南京航空航天大学, 南京, 210016)

摘 要 阐述了现代战斗机研制中若干飞行力学问题研究现状, 内容涉及敏捷性设计指南和空战敏感性管理系统、过失速飞行包线扩展和机动飞行、大迎角飞行控制律设计、推力矢量控制和准无尾飞行、大迎角特性分析方法——开环和闭环特性分支分析方法和大迎角飞行品质要求六个方面。研究结果显示这些大迎角飞行力学研究领域最新发展趋势及其在现代战斗机研制中的作用和地位。

关键词 敏捷性 过失速机动 控制律 推力矢量 飞行品质

引言

敏捷性、过失速机动能力、满意的飞行品质、超音速巡航和隐身以及推力矢量控制, 是当代和下一代战斗机设计中极力追求的重要特性, 大迎角飞行动态特性研究已成为近年来国内外最为热门的研究课题。

NASA 德赖顿飞行研究中心举行的第四次大迎角会议, 就大迎角技术和飞行验证进行了深层次的交流和讨论, 其范围包含大迎角空气动力, 发动机和进气道系统, 推力矢量, 控制律和操纵品质, 以及战术应用和前机体控制。本文主要依据“第四次大迎角会议”讨论的有关内容, 以及国外最新发表的一些研究资料, 从敏捷性设计、过失速飞行包线扩展、大迎角控制律设计、推力矢量控制、大迎角特性分析方法和大迎角飞行品质要求六个方面阐述其最新研究进展状况, 以便显示出这些大迎角飞行力学研究领域最新发展趋势及其在现代战斗机研制中的作用和地位。

1 敏捷性设计

1.1 敏捷性设计指南

敏捷性研究追求的目标是如何将敏捷性要求结合到整个飞机设计过程, 提出战斗机

敏捷性设计指南,使飞机设计师在飞机设计初始阶段就考虑敏捷性要求,有可能识别早期设计因素(翼载、推重比、展弦比等)的影响,有助于操纵装置的选择,飞机布局设计和飞行控制系统优化设计^[1,2]。

近年来NASA广泛开展了敏捷性设计研究工作,其主要目的是评估特定的敏捷性要求对飞机设计决定的影响。NASA认为,在飞机初步设计阶段,提出敏捷性要求时应考虑如下因素:

- a. 所设计飞机的主要用途,是空中截击还是对地攻击,不同用途的飞机对敏捷性的要求是有差异的;
- b. 所提出的敏捷性尺度应是对飞机作战效能影响较大者;
- c. 应考虑失速前飞机的敏捷性,还应考虑飞机在过失速区的敏捷性,即飞机在过失速区的作战能力。

NASA和波音公司从十几种敏捷性尺度中选出了5项具有代表意义的敏捷性尺度作为战术技术要求的一部分,在飞机设计中应予以满足。这5项敏捷性要求是:最大负的单位剩余功率,滚转到 90° 并且停止的时间,最小机头下俯加速度,最大可能达到的配平迎角和最大侧向加速度。此外,NASA还编制成敏捷性Fortran程序,设计成敏捷性模块,提供飞机敏捷性的量化评估,研究翼载荷、推重比、推力矢量等对敏捷性的影响,并与飞机综合设计软件模块ACSYXT一起进行构形优化设计^[3]。

1.2 空战敏捷性管理系统(CAMS)

敏捷性是能量机动性和瞬时操纵或“指向并射击”能力的组合。如果一架战斗机空战中全神贯注地进行大迎角机动,它很容易失去速度或在速率上“流失能量”(bleed energy),很快使自己置于高风险的处境^[4]。

增大转弯速率将与付出的代价成正比——流失速率($\dot{v} < 0$)增大。CAMS可自动限制最大流失速率,帮助驾驶员来“优化”流失速率,以获得机动过程中可能的最大转弯速率,防止驾驶员驾驶飞机进入远离最优的状态,并从易受攻击的状态离开。CAMS是一个附加的稳定的控制系统,作为一个限制器对飞机的正常控制起作用,它不能呈现出对飞机飞行特性有害的影响,不能干扰基本飞机飞行控制系统的使用,并具有超控和断开的能力。

许多驾驶员对F-16和F/A-18飞机在模拟器上进行的试验表明,CAMS显著地增强了空战效能,CAMS可能应用于F-22、F-18E/F以及JAST飞机,也能通过适当改变现行飞行控制系统,应用于现役战斗机。

2 过失速飞行包线扩展

2.1 飞行包线扩展

为实现过失速机动飞行,带有多轴推力矢量(CMATV)系统的F-16战斗机利用MATV系统将飞行包线边界从 $\alpha=25^\circ$ 扩展至 $\alpha=80^\circ$ ^[5],X-31战斗机将飞行包线边界从 α

$=30^\circ$ 扩展至 $\alpha=70^\circ$ ^[6]。试验表明,应用推力矢量系统和控制律设计的改进,扩大迎角包线是很成功的。在大迎角范围内,飞机头部微小的变化将显著改变飞机的稳定性和操纵性。因此,某些操纵性和稳定性问题只有在模拟试验和飞行试验时才得以发现。X-31 飞机超过 $\alpha=50^\circ$ 飞行时,出现“突然倾斜”(lurch),Split-S 机动 $\alpha=58^\circ$ 时出现“偏离”(departure)。为使包线扩展能顺利实现,采取以下措施:

- a. 气动措施——机头变钝,在头部贴砂砾条、加边条,以消除“突然倾斜”和减小偏离;
- b. 调整推力矢量控制叶片位置,产生足够的操纵效能,以消除偏航不对称;
- c. 调整飞行控制律。

2.2 过失速机动飞行动作

现行常规飞行机动动作已不能完全揭示出过失速区飞行中固有的飞行特性。为扩展过失速飞行包线,X-31 飞机选择了一组“强制性”的机动飞行动作,或称为所谓的“机动里程碑”^[7]。这些机动能集中反映出飞机在过失速机动飞行中所有关键性的敏捷性和性能特性。这些特定的机动动作组合——机动里程碑包含:

- a. 最大迎角达 70° 的配平稳态飞行——评估 $1g$, 大迎角时基本操纵权限和稳定性;
- b. 以 $1g$, 70° 迎角绕速度矢滚转——评估大迎角时敏捷性尺度,并进一步了解有效的操纵权限;
- c. 以角点速度水平转弯动态进入过失速,具有最大迎角 70° ——评估常规飞行到过失速机动飞行之间的过渡特性;
- d. “Herbst”机动——评估过失速飞机的标准检查程序,将过失速飞行所有关键特性综合为单一的全面的强制性的机动飞行。

实际上,所有与过失速机动飞行相关的危险的空气动力和飞行力学问题以及非常规现象,在完成机动里程碑时均可得到检验。

3 大迎角控制律设计

国内外已有不少文献讨论大迎角控制律设计方法,如采用非线性动态逆方法,用变结构方法进行鲁棒性控制,用神经网络控制,模糊控制等,这些方法的应用尚需进一步深入研究和有待于实际设计的考验。

大迎角飞行控制律设计目标为:获得过失速机动时满意的飞行品质,避免偏离,实现无顾虑地过失速机动飞行。

X-31 飞机在过失速包线扩展飞行中,出现大滚转和偏航力矩引起的后缘襟翼和推力矢量控制叶片操纵饱和,以及绕速度矢滚转速率超调。为了获得无顾虑地过失速机动,必须避免出现操纵饱和。这可以从调整气动力和飞行控制律等方面加以解决。如前所述,气动力变化可通过机头变钝、加边条,以获得所希望的后缘襟翼俯仰配平位置和减小大迎角非对称力矩;调节控制系统增益以改善大迎角的气动特性;采用过失速范围内滚转速率和侧滑积分器,以便出现气动力不对称时能获得精确的侧滑和绕速度矢滚转速率控制;