

文章编号:1000-6893(2008)04-0840-05

跨声速机翼抖振初始迎角 N-S 方程 定常计算分析

郭同庆¹, 董璐², 陆志良¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

(2. 中国人民解放军理工大学 理学院, 江苏 南京 211101)

Numerical Analysis of Buffet Onset Angle for Transonic Wing with N-S Equations

Guo Tongqing¹, Dong Lu², Lu Zhiliang¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

(2. College of Science, PLA University of Science and Technology, Nanjing 211101, China)

摘 要: 应用代数法和椭圆型方程优化相结合的方法生成翼身组合体块结构网格。采用有限体积空间离散法和五步 Runge-Kutta 显式时间推进法求解 N-S 方程。基于雷诺平均 N-S(RANS)方程,选用 Spalart-Allmaras(SA)一方程模型模拟紊流。根据 N-S 方程定常计算结果,采用升力曲线、俯仰力矩曲线、后缘压力发散、跨声速激波位置以及机翼表面极限流线等几种判据,对跨声速机翼的抖振初始迎角进行了合理的预测分析。

关键词: 块结构网格; 有限体积法; N-S 方程; 紊流模型; 抖振

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: Algebraic method combined with optimal elliptic partial differential equations is used to generate multiblock grids for a wing/body junction. Finite-volume scheme and five-stage Runge-Kutta explicit scheme are applied to solve the three-dimensional N-S equations. Based on Reynolds-Averaged N-S(RANS) equations, Spalart-Allmaras(SA) One-Equation turbulence model is employed to simulate the turbulent flows. A steady N-S solver is applied to the wing/body junction in transonic flight, then the buffet onset angle of shock induced buffet is reasonably estimated with various steady aerodynamic parameters of lift curve, pitching moment curve, tailing edge pressure deviation, reversal in shock movement and wing surface streamlines.

Key words: multiblock grids; finite-volume method; N-S equations; turbulence model; buffet

抖振是飞机结构对气流分离引起的非定常气流脉动压力随机激振的响应^[1]。抖振主要分为两类:机翼抖振和垂尾抖振。飞机低速大迎角下飞行时翼面气流会发生分离,跨声速区激波-附面层相互干扰往往也会导致翼面气流分离,两种情况都有可能诱导机翼抖振。民机的飞行要求限制在抖振边界以内,因此有必要对给定马赫数下飞机的抖振初始迎角进行预测。机翼抖振的预测是一个困难而又有争议的问题,通常把机翼抖振开始发生定义为翼面明显出现分离区的时刻,这是一个定性的概念,需要较强的工程经验。

抖振问题与气流分离密切相关,数值计算分析时需要求解控制真实流体的 N-S 方程。在开展抖振激励、抖振响应以及垂尾抖振研究时,通常

求解非定常 N-S 方程。在国内,现阶段抖振特性研究的主要目的是为了确定抖振边界^[2]。利用数值方法研究抖振边界等问题时,通常直接在刚性飞机上加以研究,并且采用 N-S 方程定常计算就可以得到合理的结果^[3]。

抖振风洞试验中,经常采用对定常气动力数据的解释来预测抖振初始迎角^[4]。本文在借鉴试验方法的基础上,基于 N-S 方程定常计算,综合运用了升力曲线、俯仰力矩曲线、后缘压力发散、跨声速激波位置变化以及机翼表面极限流线几种判据,合理预测分析了翼身组合体在跨声速区的机翼抖振初始迎角。本文的研究方法为跨声速机翼抖振边界的数值分析提供了有效手段,为深入研究更准确的机翼抖振判据奠定了基础。

1 块结构网格生成

以民机翼身组合体为具体研究对象,数值计算采用块结构网格。以机翼和机身水平中剖面所组成的曲面为分界面分成上下两个块,然后采用代数法与椭圆型方程优化相结合的方法在每块区域内生成 H-H 型网格^[5]。图 1 和图 2 分别给出了翼身组合体的表面网格和块结构空间网格。

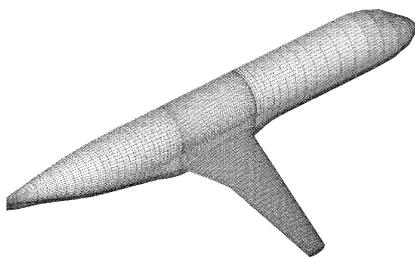


图 1 翼身组合体表面网格

Fig. 1 Surface grids for the wing/body junction

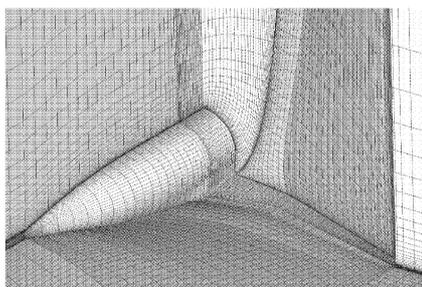


图 2 翼身组合体块结构空间网格

Fig. 2 Multiblock volume grids for the wing/body junction

2 定常流动 N-S 方程计算

直角坐标系下守恒型三维 N-S 方程为

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial z} \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为未知守恒变量矢量; \mathbf{f} , \mathbf{g} 和 \mathbf{q} 为对流通量矢量; \mathbf{R} , \mathbf{S} 和 \mathbf{T} 为黏性通量矢量。

采用有限体积法^[6]空间离散 N-S 方程,对流通量项的计算采用 Roe 格式^[7],黏性通量项采用中心格式计算。时间推进采用五步 Runge-Kutta 显式时间推进法。应用了当地时间步长、隐式残值光滑、熔阻尼等加速收敛措施^[8]。

基于雷诺平均 N-S (RANS) 方程模拟紊流,紊流模型选用 Spalart-Allmaras (SA) 一方程模型^[9]。SA 模型的控制方程是一个和紊流黏性相关变量 $\bar{\nu}$ 的偏微分方程,为

$$\begin{aligned} \frac{D\bar{\nu}}{Dt} = & C_{b1}(1 - f_{t2})\tilde{\Omega}\bar{\nu} + \\ & \frac{1}{\sigma}\{\nabla \cdot [(\nu_L + \bar{\nu})\nabla\bar{\nu}] + C_{b2}(\nabla\bar{\nu})^2\} - \\ & \left(C_{w1}f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2}f_{t2}\right)\left(\frac{\bar{\nu}}{d}\right)^2 + f_{t1}\|\Delta v\|^{1/2} \quad (2) \end{aligned}$$

式(2)中各项的物理意义以及 SA 模型紊流黏性的计算公式见文献[9]。采用有限体积法求解式(2),对流通量采用逆风格式计算,黏性通量采用中心格式计算^[10]。初始值 $\bar{\nu} = 0.1\nu_L$,物面边界 $\bar{\nu}_w = 0$,L 代表层流,w 代表型面;远场边界入流取初始值,出流采用内场外向插值。

3 抖振初始迎角 N-S 方程计算分析

采用 N-S 方程对图 1 所示翼身组合体的定常气动力进行数值计算,计算状态为:马赫数 $Ma = 0.8$,雷诺数 $Re = 2.5 \times 10^6$,迎角 $\alpha = 0^\circ \sim 5^\circ$ 。参考面积取为机翼外露翼面积,参考长度取为平均气动弦长。俯仰力矩参考点取在机头顶点,规定使飞机抬头方向为正。

在借鉴试验方法的基础上,采用分析定常气动特性的方法来预测翼身组合体在跨声速区的机翼抖振初始迎角,分别运用升力曲线、俯仰力矩曲线、后缘压力发散、跨声速激波位置变化以及机翼表面极限流线等几种判据。阻力发散是抖振发生的一个重要特征,但阻力的数值计算精度较低,而抖振判据对气动参数的计算精度要求较高,因此本文没有采用阻力发散作为判据。

3.1 升力系数曲线

给定马赫数,在小迎角范围内,升力系数 C_L 和迎角 α 成线性关系,当 α 增大到一定值时,翼面出现一定面积气流分离区,升力线斜率明显减小,机翼将出现轻微的抖动,此刻的迎角称为抖振初始迎角 α_B 。

图 3 给出了翼身组合体的升力系数曲线,可以看出当迎角为 3.5° 时,升力线斜率明显偏离线性关系,可以预测 $\alpha_B = 3.5^\circ$ 。

3.2 俯仰力矩系数曲线

在给定马赫数下,随着迎角的增大,俯仰力矩曲线呈现出一个典型的弯折,这是纵向稳定性损失的特征,此时翼面上出现一定面积的气流分离区,机翼出现轻微的抖动。可以将俯仰力矩曲线斜率变为失稳的弯折点所对应的迎角定义为抖振初始迎角 α_B 。

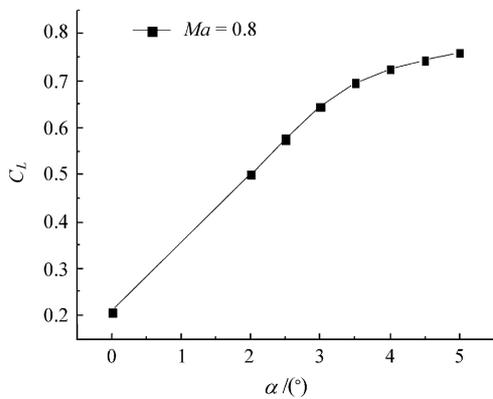


图 3 翼身组合体升力系数曲线

Fig. 3 Lift curve for the wing/body junction

图 4 是翼身组合体的俯仰力矩系数曲线,当迎角为 3.5° 时,俯仰力矩曲线出现弯折而变为失稳,因此 $\alpha_B = 3.5^\circ$ 。

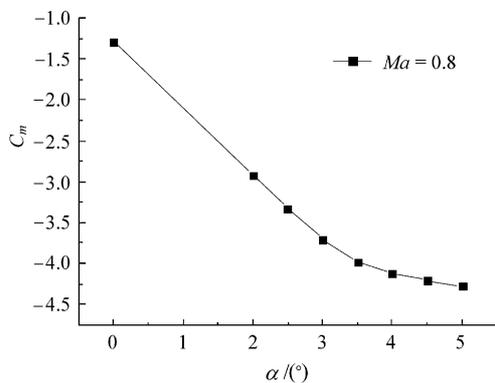


图 4 翼身组合体俯仰力矩系数曲线

Fig. 4 Pitching moment curve for the wing/body junction

3.3 后缘压力发散

在给定马赫数下,随着迎角的增大,对于分离首先出现在后缘的机翼,或者在激波处或在前缘形成一个分离气泡并能迅速扩展至后缘的机翼,只要对计算压力系数的展向位置做适当的选择,后缘压力发散同抖振开始发生就完全能够合理地联系起来。可以用翼面后缘压力系数开始急剧减小的点来确定抖振初始迎角。对不同展向位置,得到的压力发散边界有很大变化。经验表明,预测高亚声速和跨声速抖振开始发生的最佳位置大约在翼面 80% 半翼展、当地弦长 95% 处^[4]。

图 5 给出了翼身组合体机翼后缘压力系数随迎角的变化情况,其中机翼后缘压力系数的计算位置取在 80% 半翼展、当地弦长 95% 处。从图中可以看出,当迎角为 3.5° 时,机翼后缘压力系数开

始急剧减小,可以预测 $\alpha_B = 3.5^\circ$ 。

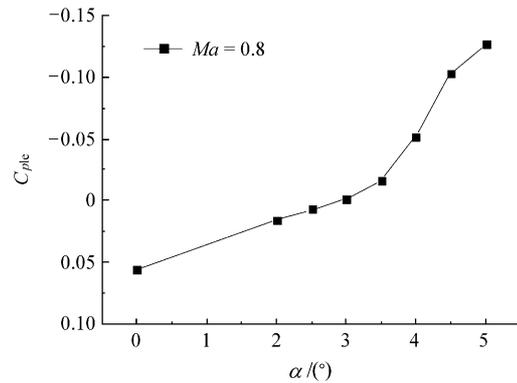


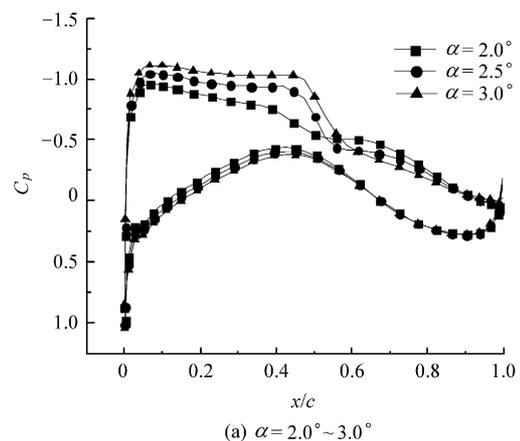
图 5 机翼后缘压力系数随迎角的变化曲线

Fig. 5 Wing trailing edge pressure deviation for the wing/body junction

3.4 激波位置变化

在跨声速区给定马赫数下,随着迎角的增大,激波首先向下游移动,激波强度随之增强,由于较强激波的影响,产生了尺寸增大的分离气泡、较厚的附面层和后缘后面的尾流,并最终引起附面层分离。在许多流动中,在一定迎角范围内,分离流可以在激波下游某处再附,但对于许多厚翼型,当迎角增大到某个值时,分离会迅速地扩展到后缘,翼面后缘压力发散,与此同时,为了维持激波压力上升与分离流的相容性,激波会向上游移动一小段距离。因此,跨声速区可以用激波位置的转折点来确定抖振初始迎角。

图 6(a) 给出了翼身组合体在迎角分别为 2.0° , 2.5° , 3.0° 时 60% 半翼展处的压力分布图(图中横坐标 x/c 表示以当地弦长为参考量、翼型前缘点为坐标原点时的无量纲坐标),从图中可以看出,随着迎角的增大,激波位置后移。图 6(b) 给出了迎角为 3.5° , 4.0° , 4.5° , 5.0° 时的压力分布图,可以看

(a) $\alpha = 2.0^\circ \sim 3.0^\circ$

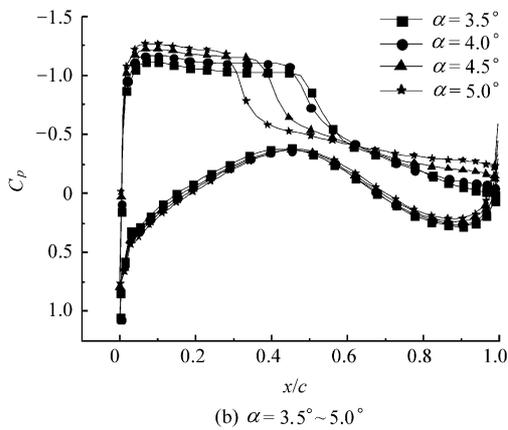


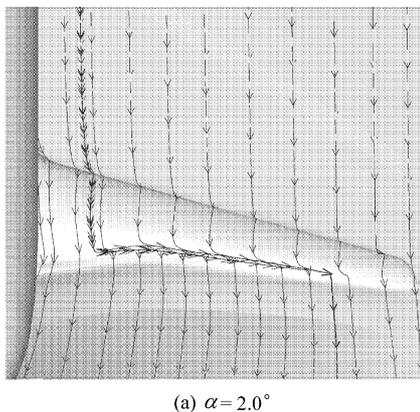
图 6 翼身组合体机翼 60%半翼展处剖面压力分布图
Fig. 6 Pressure distributions for the wing/body junction at 60% half span

出,随着迎角的继续增大,激波位置开始向前移动。由此,根据激波位置的转折点可以预测 $\alpha_B = 3.5^\circ$ 。

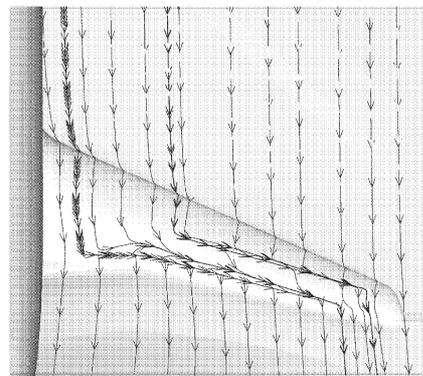
3.5 机翼表面极限流线图

抖振的激振力是气流分离引起的,机翼抖振边界对应于机翼表面出现“一定面积”的分离区。预测机翼抖振初始迎角最为直观的方法是在给定马赫数下,根据数值计算结果绘制出不同迎角下机翼表面的极限流线图,直接观察分离区域的范围,从而确定抖振初始迎角。

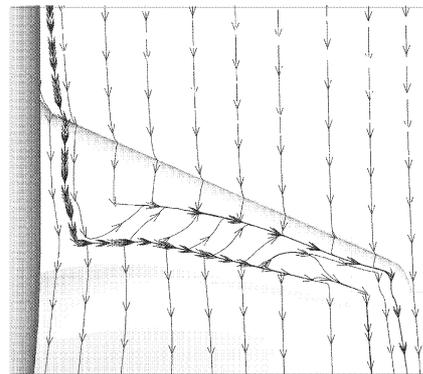
图 7 给出了翼身组合体在迎角 $\alpha = 2.0^\circ, 3.0^\circ, 3.5^\circ$ 时的机翼表面极限流线图。从图 7(a) 中可以看出,在迎角 α 为 2.0° 时,机翼后缘先出现亚声速分离区。从图 7(b) 中可以看到,当迎角 α 增大到 3.0° 时,随着激波强度的增加,附面层变厚并最终引起附面层分离,在最强的激波下游处,形成了分离气泡;同时机翼后缘的分离区域扩大。图 7(c) 表明当迎角 α 增大到 3.5° 时,分离区从激波处迅速扩展到机翼后缘,开始发生抖振,因而可以预测 $\alpha_B = 3.5^\circ$ 。



(a) $\alpha = 2.0^\circ$



(b) $\alpha = 3.0^\circ$



(c) $\alpha = 3.5^\circ$

图 7 翼身组合体机翼表面极限流线图

Fig. 7 Wing surface streamlines for the wing/body junction

3.6 几种判据的比较分析

机翼抖振的发生与上翼面存在一定面积的分离区相对应,在跨声速区判据曲线随着迎角的增大会迅速地显著偏离线性关系。在低亚声速区由于分离区扩展速度慢,判据曲线变化不明显,抖振发生的判断较为困难。图 8 给出了翼身组合体在 $Ma = 0.5$ 时的升力系数曲线,计算分析表明迎角

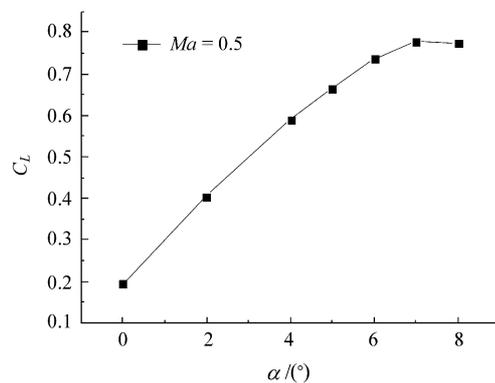


图 8 翼身组合体升力系数曲线

Fig. 8 Lift curve for the wing/body junction

4°时机翼后缘开始分离,升力系数曲线出现轻微的转折,但直到迎角6°时才发生抖振。

在几种判据曲线中,升力线斜率的变化相对较为不明显,主要是因为机翼上某一部分开始发生分离时的升力损失被其他部分升力增加所弥补。因此,在实际应用中应该首选机翼表面极限流线,结合其他判据对飞机的抖振初始迎角进行分析预测,而跨声速区激波位置的变化也是激波诱导机翼抖振的一个可靠判据。

4 结 论

基于N-S方程数值计算,发展出综合运用多种定常气动特性来分析预测跨声速机翼抖振初始迎角的研究方法,为跨声速机翼抖振边界的数值分析提供了有效手段。

参 考 文 献

- [1] Caruana D, Corrège M, Reberga O, et al. Buffet and buffeting active control[R]. AIAA-2000-2609, 2002.
- [2] 牟让科,杨永年.飞机抖振问题研究进展[J].应用力学学报,2001,18(增刊):142-150.
Mou Rangke, Yang Yongnian. Advances of studies for the buffet problem of aircraft[J]. 2001, 18(SI):142-150. (in Chinese)
- [3] Chung I J, Lee D J, Reu T K. Prediction of transonic buffet onset for an airfoil with shock induced separation bubble using steady Navier-Stokes solver[R]. AIAA-2002-2934, 2002.
- [4] Anon. 抖振和其他跨音速现象对机动作战飞机的影响[M].李明,胡秉科,陈瑞喜,译.北京:国际航空编辑部,1980:204-206.
Anon. The effects of buffeting and other transonic phenomena on maneuvering combat aircraft[M]. Li Ming, Hu Bingke, Chen Ruixi, translated. Beijing: International Aviation Newsroom, 1980: 204-206. (in Chinese)
- [5] 郭同庆.复杂组合体跨音速非定常气动力和颤振计算[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2006.
Guo Tongqing. Transonic unsteady aerodynamics and flutter computations for complex assemblies[D]. Nanjing: 学院, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [6] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical simulations of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA-81-1259, 1981.
- [7] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. J Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [8] Mavriplis D J. On convergence acceleration techniques for unstructured meshes[R]. AIAA-98-2966, 1998.
- [9] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [10] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Amsterdam: Elsevier, 2001:238-241.

作者简介:

郭同庆(1976—)男,博士,讲师。主要研究方向:计算空气动力学、气动弹性力学。

Tel: 13915942440

E-mail: guotq@nuaa.edu.cn

董璐(1983—)女,硕士,助教。主要研究方向:流体力学。

Tel: 13813863012

陆志良(1963—)男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算空气动力学、气动弹性力学。

Tel: 025-84892680

E-mail: luzl@nuaa.edu.cn

(责任编辑:刘振国)