

DOI: 10.7652/xjtuxb201701017

流固单向耦合的能量法及机翼颤振预测

仲继泽, 徐自力

(西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 为准确预测机翼颤振边界, 发展了一种基于流固单向耦合的能量方法。首先, 为考虑机翼振动对流场的影响, 采用课题组所发展的快速动网格技术更新流场网格; 然后, 在更新后的网格上采用 SIMPLE 算法求解基于任意欧拉拉格朗日格式的雷诺时均纳维斯托克斯方程, 计算出流场压力。通过机翼表面压力计算机翼的气动力, 进而计算机翼的气动功, 将气动阻尼等效为黏性阻尼, 通过等效黏性阻尼公式计算得到机翼振动的气动阻尼; 最后, 通过气动阻尼来判断机翼的颤振边界。采用所提能量方法对 wing 445.6 的气动阻尼进行了分析, 并计算了其无因次颤振流速, 计算得到的无因次颤振流速与实验值的相对偏差大约为 1.5%。研究发现, 在跨声速条件下 wing 445.6 的气动阻尼随着模态阶数的增加逐渐增加。通过分析机翼表面气动功的分布发现, 在跨声速流动中机翼附近流场的激波是产生正气动功的主要原因, 也就是说机翼跨声速颤振主要是由激波引起的。

关键词: 机翼颤振; 快速动网格技术; 流固耦合; 能量方法; 气动阻尼

中图分类号: V215 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)01-0109-06

Wing Flutter Prediction Using an Energy Method Based on One-Way Fluid Structure Coupling

ZHONG Jize, XU Zili

(State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To predict the flutter boundary of airplane wings, an energy method based on one-way fluid structure coupling is proposed. To consider the effect of wing vibration, the flow mesh is updated using a fast dynamic mesh technology proposed by our research group. Then the pressure is computed by solving the Reynolds averaged Navier Stokes equations in the arbitrary Lagrangian Eulerian coordinates through the SIMPLE algorithm using the updated flow mesh. The aerodynamic force applied on the wing is calculated using the pressure on the wing surface and then the aerodynamic work is obtained. The aerodynamic damping is assumed to be equivalent viscous damping. Thus the aerodynamic damping can be computed using the calculation formula of equivalent viscous damping, and the flutter boundary is predicted using the aerodynamic damping. The aerodynamic damping of the wing 445.6 is computed and the dimensionless flutter velocity of the wing 445.6 can be predicted using the proposed energy method. The relative deviation between the dimensionless flutter velocity and the experimental data is about 1.5%. It is found that the aerodynamic damping increases with the order of mode in transonic flows. The distribution of the aerodynamic work on the wing surface shows that the positive aerodynamic

收稿日期: 2016-04-13。 作者简介: 仲继泽(1988—),男,博士生;徐自力(通信作者),男,教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51275385);国家“973 计划”资助项目(2011CB706505)。

网络出版时间: 2016-10-20

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20161020.1044.010.html>

work is mainly caused by the shock wave in the transonic flows. Thus it can be concluded that the transonic flutter of the wing 445.6 is mainly induced by the shock wave.

Keywords: wing flutter; fast dynamic mesh technology; fluid structure interaction; energy method; aerodynamic damping

机翼颤振是航空工程领域中的一个重要技术问题,容易诱发机翼损坏。2010年,美国洛克希德马丁公司的验证机在飞行实验中,机翼因发生颤振而折断^[1],准确预测机翼的颤振边界是飞行器研发工作中的重要一环。

在传统的 p-k 方法^[2]中,分别采用偶极子格网法和谐波梯度方法预测机翼亚声速及超声速颤振,取得了比较理想的效果。现代的运输机及军用高性能战斗机一般都是跨声速飞行^[3]以提高飞行效率。当流动从亚声速进入跨声速时,机翼颤振临界流速会降低,而在进入超声速后颤振临界流速又会升高^[4-5],这就是机翼颤振的跨声速“凹坑”效应^[6]。对现代运输机及军用高性能战斗机飞行安全威胁最大的是机翼跨声速颤振问题^[7]。为预测跨声速颤振,传统的 p-k 方法通常采用经验公式计算机翼的跨声速气动力,并根据缩比模型的风洞实验数据对气动力进行修正。然而,风洞实验的设计、实施及实验数据分析,通常需要1年时间^[8],在设计过程中采用实验的方法预测机翼颤振边界则会拖慢研发进度,研究人员在航空领域引入了基于 CFD/CSD 的流固耦合方法以预测机翼的颤振边界。Liu 采用全隐式迭代的方法对 wing 445.6 的跨声速颤振边界进行了流固耦合计算^[9];Chen 发展了一种强耦合算法^[10],并采用该算法对 wing 445.6 跨声速颤振进行了分析,计算结果与实验值吻合。采用流固耦合方法进行颤振分析时,首先需要计算出一系列流速条件下的机翼气动弹性响应,然后再根据响应的衰减和发散情况来判定机翼是否达到颤振临界状态,每一时间步均需要对流场和机翼振动进行多次迭代计算,因此流固耦合方法计算量大,很难在工程颤振分析中得到应用^[11]。

能量法是一种传统的颤振分析方法,假定结构以固有频率和振型振动^[12],能量法计算时不需在结构振动和气动力之间进行迭代,因此具有计算效率高的优点。本文将流固耦合方法与传统能量法相结合,提出了一种基于流固单向耦合的能量方法。考虑机翼振动对流场的影响,采用本课题组所发展的快速动网格技术更新流场网格,采用 CFD 方法计算机翼的气动力,进而计算机翼各阶模态的气动阻尼。

采用能量法对 wing 445.6 各阶主振动下的气动阻尼进行了分析,发现第1阶模态气动阻尼最小,导致 wing 445.6 更容易发生第1阶模态的颤振。

1 快速动网格技术

机翼固有振动的有限元控制方程为

$$\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{X}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{X}_w = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{M}_w$ 为机翼的质量矩阵; $\mathbf{K}_w$ 为机翼的刚度矩阵; $\mathbf{X}_w$ 为机翼的位移向量。

机翼网格节点可分为流固耦合面和非流固耦合面节点,据此可将机翼的固有振动控制方程写成分块矩阵的形式,即

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_w^{11} & \mathbf{M}_w^{12} \\ \mathbf{M}_w^{21} & \mathbf{M}_w^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{X}}_{w-n-f} \\ \ddot{\mathbf{X}}_{w-f} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_w^{11} & \mathbf{K}_w^{12} \\ \mathbf{K}_w^{21} & \mathbf{K}_w^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{w-n-f} \\ \mathbf{X}_{w-f} \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{X}_{w-f}$ 为机翼流固耦合面节点位移; $\mathbf{X}_{w-n-f}$ 为机翼非流固耦合面节点位移。

采用有限元位移插值算法^[13]对机翼流固耦合面节点位移 $\mathbf{X}_{w-f}$ 进行插值可得流场网格流固耦合面节点的位移

$$\mathbf{X}_{f-f} = \mathbf{N} \mathbf{X}_{w-f} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{N}$ 为插值系数矩阵。

将流场网格空间区域视为弹性体^[14],虚拟弹性体随机翼振动发生变形,采用有限元方法可得虚拟弹性体变形的静力平衡方程。在已知流场网格流固耦合面节点位移 $\mathbf{X}_{f-f}$ 的条件下,可通过求解该静力平衡方程得到流场网格非流固耦合面节点位移

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_f^{11} & \mathbf{K}_f^{12} \\ \mathbf{K}_f^{21} & \mathbf{K}_f^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{f-f} \\ \mathbf{X}_{f-n-f} \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (4)$$

用 $\mathbf{X}_{w-f}$ 代替 $\mathbf{X}_{f-f}$ 后得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_f^{11} \mathbf{N} & \mathbf{K}_f^{12} \\ \mathbf{K}_f^{21} \mathbf{N} & \mathbf{K}_f^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{w-f} \\ \mathbf{X}_{f-n-f} \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (5)$$

机翼与虚拟弹性体作为一个整体的固有振动方程可通过机翼固有振动方程和虚拟弹性体变形的静力平衡方程叠加得到,即

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_w^{11} & \mathbf{M}_w^{12} \\ \mathbf{M}_w^{21} & \mathbf{M}_w^{22} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{X}}_{w-n-f} \\ \ddot{\mathbf{X}}_{w-f} \\ \ddot{\mathbf{X}}_{f-n-f} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_w^{11} & \mathbf{K}_w^{12} \\ \mathbf{K}_w^{21} & \mathbf{K}_w^{22} + \mathbf{K}_f^{11} \mathbf{N} & \mathbf{K}_f^{12} \\ & \mathbf{K}_f^{21} \mathbf{N} & \mathbf{K}_f^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{w-n-f} \\ \mathbf{X}_{w-f} \\ \mathbf{X}_{f-n-f} \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (6)$$

通过模态分析得到固有频率 ω 和质量归一化正则振型 Ψ ,采用坐标变换得到正则坐标下的动力学方程

$$\ddot{\xi} + \omega \omega \xi = 0 \quad (7)$$

式中: ξ 为模态位移。

式(7)的分量形式为

$$\ddot{\xi}_i + \omega_i^2 \xi_i = 0 \quad (8)$$

式(8)的通解为

$$\xi_i = A_i \sin(\omega_i t) \quad (9)$$

式中: A_i 为第 i 阶模态位移的幅值; ω_i 为第 i 阶模态的角频率。

当机翼以第 i 阶模态振动时,机翼及流场网格节点位移的计算式为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{X}_{w-n-f} \\ \mathbf{X}_{w-f} \\ \mathbf{X}_{f-n-f} \end{bmatrix} = A_i \sin(\omega_i t) \Psi_i \quad (10)$$

2 基于流固单向耦合的能量方法

为了考虑流场网格变形对流场的影响,本文采用基于 ALE 格式的 RANS 方程^[15]作为流动控制方程,即

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \int_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \mathbf{0} \quad (11)$$

$$\mathbf{W} = \{\rho, \mathbf{u}, E\}^T$$

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{u}_r^T \\ \rho \mathbf{u}_r \mathbf{u} + p \mathbf{I} \\ (\rho E \mathbf{u}_r + p \mathbf{u})^T \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \boldsymbol{\tau} \\ (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u} - q)^T \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{u}_r = \mathbf{u} - \mathbf{u}_i \quad (13)$$

式中: Ω 为有限控制体; $\partial\Omega$ 为有限控制体的表面; $\mathbf{n}$ 为控制体表面外法向; $\mathbf{W}$ 为守恒性流体向量; $\mathbf{F}_c$ 为无黏通量; $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量; ρ 为流体密度; $\mathbf{u}$ 为流速; $\mathbf{u}_r$ 为流体相对流场网格的流速; E 为流体总能; p 为流体压力; $\boldsymbol{\tau}$ 为流体剪切应力张量; q 是热流向量; $\mathbf{u}_i$ 为流场网格速度。

RANS 方程不是封闭的,需结合湍流模型来封闭方程组,本文采用 Spalart-Allmaras 模型^[16]作为湍流模型。在更新后流场网格的基础上,采用 SIMPLE 算法求解 RANS 方程,可计算出流场的流速、

压力等变量。

在机翼表面,在流场网格节点 M 处,如图 1 所示,机翼受到的流体作用力为

$$\mathbf{F}_M = \sum_{j=1}^m \frac{1}{d_j} P_j A_j \mathbf{n}_j \quad (14)$$

式中: d_j 为单元面 j 的节点数; m 为节点 M 附近流场网格单元面的个数; P_j 为流场网格单元面 j 的表面压力; A_j 为流场网格单元面 j 的面积; $\mathbf{n}_j$ 为流场网格单元面 j 的单位法向量。

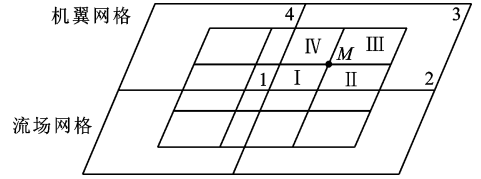


图 1 wing 445.6 表面网格

用 $\mathbf{F}_i^a$ 表示机翼表面所有流场网格节点处流体作用力的总向量, $\mathbf{F}_M$ 是向量 $\mathbf{F}_i^a$ 中的一个元素,两者之间的关系为

$$\mathbf{F}_i^a = \{\dots, \mathbf{F}_M^T, \dots\}^T \quad (15)$$

计算出机翼 $\mathbf{F}_i^a$ 后,计算机翼第 i 阶模态气动力

$$\mathbf{Q}_i^a = \Psi_i^T \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_i^a \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (16)$$

气动力对机翼做正功时,流场对机翼产生负阻尼作用;气动力对机翼做负功时,流场对机翼产生阻尼作用。将机翼的气动阻尼化为等效黏性阻尼 c_i^a ,即

$$\oint c_i^a \dot{\xi}_i d\xi_i = -\oint \mathbf{Q}_i^a d\xi_i \quad (17)$$

$$\oint c_i^a \dot{\xi}_i d\xi_i = \oint c_i^a (\dot{\xi}_i)^2 dt =$$

$$c_i^a A_i^2 \omega_i^2 \oint \cos^2(\omega_i t) dt = \pi c_i^a A_i^2 \omega_i$$

机翼以第 i 阶模态振动时,流场对机翼产生的等效黏性阻尼为

$$c_i^a = \frac{-\oint \mathbf{Q}_i^a d\xi_i}{\pi A_i^2 \omega_i} \quad (18)$$

$c_i^a > 0$ 表示流场对机翼有阻尼作用,机翼不会发生颤振; $c_i^a < 0$ 表示流场对机翼有负阻尼作用,机翼发生颤振; $c_i^a = 0$ 表示机翼处于颤振临界。

3 Wing 445.6 颤振流速计算

在本文能量算法中,计算机翼气动阻尼时只考虑了单个模态,算法主要用于预测单一模态振动占优的机翼颤振问题。Wing 445.6 前 4 阶模态的固

有频率分别为 9.60、38.10、50.70、和 98.50 Hz, wing 445.6 颤振主要为第 1 阶模态的振动。

AGARD Wing 445.6 是由美国国家航天局兰利研究中心(NASA)设计的颤振实验模型^[17],是目前国际上用于机翼颤振预测算法验证的标准算例,采用该算例来验证本文所提出的能量方法。AGARD Wing 445.6 采用 NACA 65A004 对称翼型,展长 0.762 m,根弦长 0.558 7 m,1/4 弦线后掠角为 45°,展弦比为 1.65,根梢比为 0.66,几何尺寸如图 2 所示。该机翼为木质材料,其展向弹性模量为 3.15 GPa,展向垂直方向弹性模量为 0.416 2 GPa,剪切模量为 0.439 2 GPa,泊松比为 0.31,密度为 393.5 kg/m³。

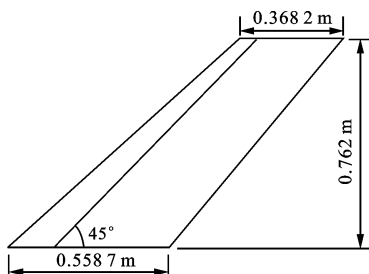


图2 wing 445.6 几何尺寸

机翼网格如图 3 所示,共有 8 节点六面体单元 5 974 个,节点 7 500 个;机翼流场网格如图 4 所示,

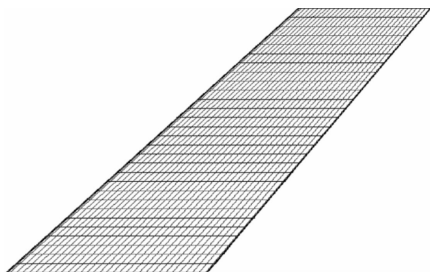


图3 wing 445.6 网格

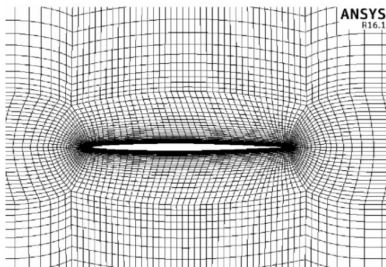


图4 wing 445.6 流场网格

共有 8 节点六面体单元 563 472 个,节点 588 080 个。在机翼颤振分析中,通常采用无量纲流速^[17]表征机翼颤振的临界流速,定义为

$$V = \frac{v_f}{b\omega_a\mu^{1/2}} \quad (19)$$

$$\mu = \frac{m}{\rho v} \quad (20)$$

式中: v_f 为来流流速; b 为翼根半弦长; ω_a 为机翼 1 阶扭转振动角频率; μ 为质量比; m 为机翼质量; ρ 为空气密度; v 为参考体积。

当马赫数为 0.96、流速为 0.307 6 时,对机翼进行稳态流场分析,得到翼尖截面处马赫数的分布情况,如图 5 所示。由图 5 可知,马赫数的等值线关于机翼弦向对称,机翼前缘形成驻点,机翼尾缘产生尾迹,在距离翼尖前缘约 2/5 弦长处出现激波。

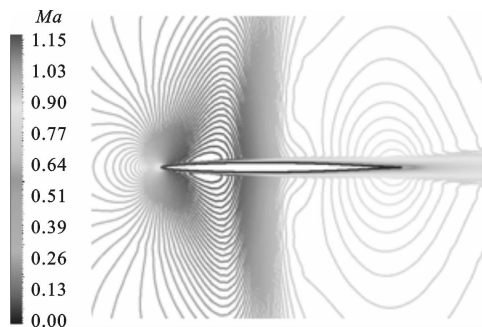


图5 $Ma=0.96$ 时翼尖截面稳态流场马赫数等值线图

让机翼以第 1 阶模态振动,振动频率为 9.6 Hz,振动时最大位移幅值为翼尖弦长的 1%,当流场马赫数为 0.96、流速为 0.307 6 时,设置时间步长为 5×10^{-4} s。为了加快流固耦合计算的收敛速度,本文将稳态流场的计算结果作为耦合计算中瞬态流场的初值。在每一时间步更新流场网格,采用 CFD 方法进行瞬态流场分析,得到翼尖截面处流场马赫数的分布情况,结果如图 6 所示。与稳态流场的马赫数分布相比,在机翼振动影响下流场马赫数等值线关于机翼弦向对称的现象已不存在。

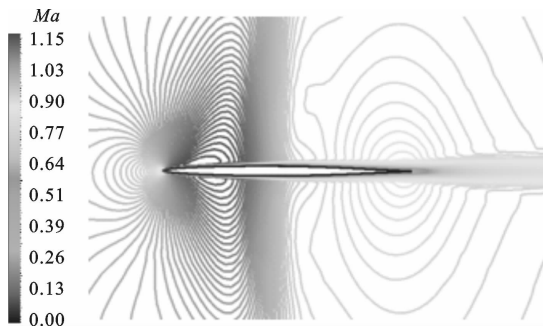


图6 $Ma=0.96$ 时翼尖截面瞬态流场马赫数等值线图

当机翼攻角为正时,机翼下侧流场流速低于机翼上侧流场流速,而机翼上表面的流体压力低于机翼下表面的流体压力,结果如图 7 所示。根据机翼表面压力可计算出机翼以第 1 阶模态振动时的气动

力 F_1^a ,进而采用式(16)计算机翼的无量纲模态气动力 Q_1^a ,模态气动力随时间变化的曲线如图 8 所示,采用式(18)可计算出流场对机翼振动产生的无量纲气动阻尼 c_1^a 。

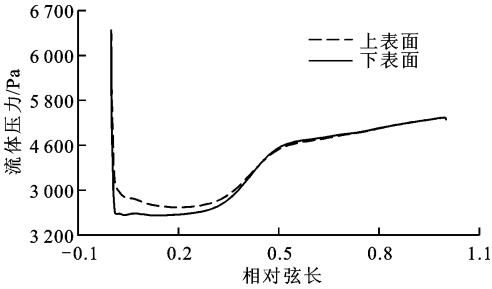


图 7 翼尖截面处流场压力分布

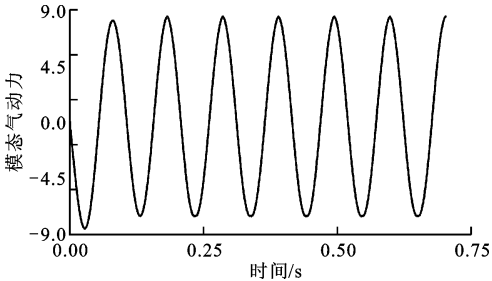


图 8 机翼以第 1 阶模态振动时的模态气动力

流场对机翼振动产生的气动阻尼与机翼振幅的关系曲线如图 9 所示。由图 9 可知,第 1 阶模态的气动阻尼最小,振幅相同的情况下,模态阶数越高气动阻尼越大,当机翼振动位移幅值小于翼尖弦长的 2.5% 时,随着振幅的增大,机翼 1~4 阶模态振动的气动阻尼基本保持不变。机翼第 1 阶模态振动的气动阻尼小于 0,2~4 阶模态的气动阻尼大于 0,表示机翼发生 1 阶模态的颤振,在跨声速流动条件下当 wing 445.6 发生颤振时,第 1 阶模态会率先发生振动发散。因此,对 wing 445.6 颤振边界进行预测时只需计算第 1 阶模态的气动阻尼,然后通过气动阻尼的正负判断机翼是否发生颤振。

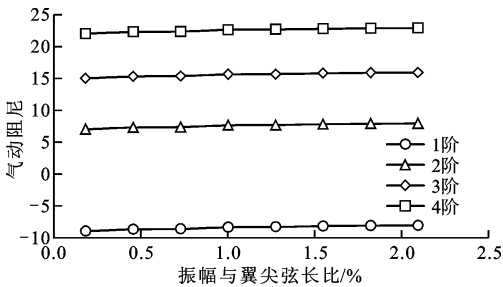


图 9 模态气动阻尼与振幅之间的关系曲线

气动功是机翼表面气流压力对机翼所做的功,在机翼表面的流场网格节点 M 处,气流压力对机翼

做的功表示为

$$W_M = \int F_M dX_M \tag{21}$$

式中: X_M 为节点 M 的位移。

通过计算机翼表面所有流场网格节点处的气动功可给出机翼表面的气动功分布,当机翼在流场马赫数为 0.96、流速为 0.307 6 的跨声速流场中以第 1 阶模态振动时,气动功在机翼表面的分布情况如图 10 所示。由图 10 可知,气动力对机翼做正功多于负功,使得机翼的总的气动功为正。由此可见,跨声速流场中的激波是机翼第 1 阶模态气动阻尼为负的主要原因。

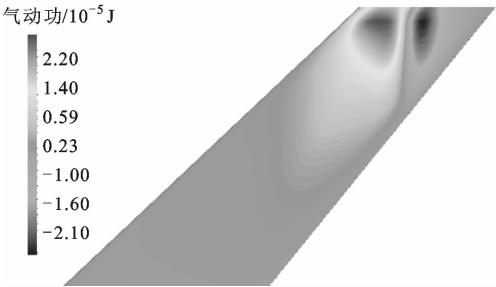


图 10 机翼表面气动功分布云图

当 wing 445.6 以第 1 阶模态振动时,其气动阻尼会受到机翼振幅、流场马赫数和流速等因素的影响,机翼第 1 阶模态气动阻尼可表示为

$$c_1^a = c_1^a(A, V, Ma) \tag{22}$$

式中: A 为机翼振动幅值。

研究表明,当机翼振动位移的幅值小于翼尖弦长的 2.5% 时机翼的气动阻尼与机翼振幅大小无关,故机翼第 1 阶模态气动阻尼可改写为

$$c_1^a = c_1^a(V, Ma) \tag{23}$$

当机翼处于颤振临界时,有

$$c_1^a = c_1^a(V, Ma) = 0 \tag{24}$$

本文设定机翼以第 1 阶模态振动,位移幅值为翼尖弦长的 1%。当马赫数为 0.96 时,计算得到的机翼气动阻尼与无量纲流速之间的关系曲线如图 11 所示。气动阻尼大于 0 表示振动不会发生颤振;

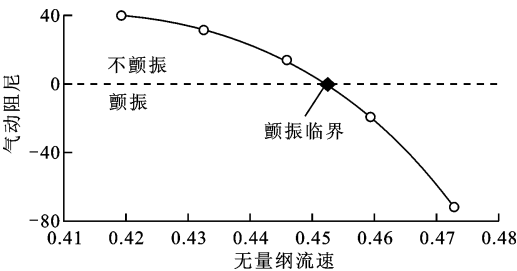


图 11 $Ma=0.96$ 时气动阻尼随流速变化曲线

气动阻尼小于 0 表示机翼发生颤振;气动阻尼等于 0 表示机翼处于颤振临界,流速为 0.303。

计算得到的 wing 445.6 颤振流速如表 1 所示,可知计算结果与实验值的相对偏差大约为 1.5%,说明本文算法的正确性。

表 1 wing 445.6 的颤振流速

马赫数	实验值	计算值	相对偏差/%
0.499	0.446	0.453	1.48
0.678	0.417	0.424	1.46
0.901	0.370	0.371	0.27
0.960	0.308	0.303	1.50
1.072	0.320	0.315	1.59
1.141	0.403	0.395	2.01

4 结 论

本文发展了一种用于机翼跨声速颤振分析的基于流固单向耦合的能量方法,并采用该方法对 wing 445.6 跨声速颤振流速进行了计算。计算结果表明:在跨声速流动条件下,当 wing 445.6 振动位移的幅值小于翼尖弦长的 2.5%时,机翼的气动阻尼基本上保持不变;Wing 445.6 的第 1 阶模态气动阻尼最小,模态阶数越高,气动阻尼越大。因此,在颤振预测中只需计算第 1 阶模态的气动阻尼,然后通过气动阻尼的正负判断机翼是否发生颤振。计算得到的颤振边界与实验值吻合,说明了本文算法的正确性。

参考文献:

[1] BURNETT E, ATKINSON C, BERANEK J, et al. NDOF simulation model for flight control development with flight test correlation [C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2010: 114.

[2] SCHUSTER D M, LIU D D, HUTTSELL L J. Computational aeroelasticity: success, progress, challenge [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 843-856.

[3] BENDIKSEN O O. Review of unsteady transonic aerodynamics; Theory and applications [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(2): 135-167.

[4] EDWARDS J W, THOMAS J L. Computational methods for unsteady transonic flows [J]. Unsteady Transonic Aerodynamics, 1989, 120: 211-261.

[5] 杨青, 梁强, 杨永年. 机翼机身尾翼结构的跨声速颤

振分析研究 [J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(1): 84-88.

YANG Qing, LIANG Qiang, YANG Yongnian. On analyzing transonic flutter of wing-fuselage-tail configuration with parallel computing system [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(1): 84-88.

[6] 陆志良, 郭同庆, 管德. 跨声速颤振计算方法研究 [J]. 航空学报, 2004, 25(3): 214-217.

LU Zhiliang, GUO Tongqing, GUAN De. A Study of calculation method for transonic flutter [J]. Aeronautica & Astronautica Sinica, 2004, 25(3): 214-217.

[7] 陈桂彬, 杨超, 邹丛青. 气动弹性设计基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010: 139-140.

[8] YURKOVICH R N, LIU D D, CHEN P C. The state-of-the-art of unsteady aerodynamics for high performance aircraft [C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2001: 1-15.

[9] LIU F, CAI J, ZHU Y, et al. Calculation of wing flutter by a coupled fluid-structure method [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 334-342.

[10] CHEN X, ZHA G C, YANG M T. Numerical simulation of 3D wing flutter with fully coupled fluid-structural interaction [J]. Computers & fluids, 2007, 36(5): 856-867.

[11] FARHAT C, AMSALLEM D. Recent advances in reduced-order modeling and application to nonlinear computational aeroelasticity [C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2008: 1-15.

[12] BENDIKSEN O O. A new approach to computational aeroelasticity [C]// 32nd Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 1991: 1712-1732.

[13] ZIENKIEWICZ O C, TAYLOR R L. The finite element method for solid and structural mechanics [M]. Berlin, Germany; Elsevier, 2005: 563-588.

[14] HUO S H, WANG F S, YAN W Z, et al. Layered elastic solid method for the generation of unstructured dynamic mesh [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2010, 46(10): 949-955.

[15] MIAN H H, WANG G, YE Z Y. Numerical investigation of structural geometric nonlinearity effect in high-aspect-ratio wing using CFD/CSD coupled approach [J]. Journal of Fluids and Structures, 2014, 49: 186-201.

(下转第 134 页)