

文章编号: 1000-6893(2004)03-0214-04

跨音速颤振计算方法研究

陆志良, 郭同庆, 管 德

(南京航空航天大学 空气动力学系, 江苏 南京 210016)

A Study of Calculation Method for Transonic Flutter

LU Zhi-liang, GUO Tong-qing, GUAN De

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

摘 要: 采用快捷的动态弹性变形技术生成三维块结构动态贴体网格。结构运动方程采用二级精度的龙格—库塔时间推进。气动力求解则用非定常欧拉方程的双时间有限体积推进, 外时间为物理时间, 与结构运动方程同步; 对每个真实物理时间步采用五步 Runge-Kutta 时间推进进行虚拟定常迭代。针对可压流颤振计算中存在的质量不相似问题, 采用变质量、变刚度的方法计算出质量匹配点处的颤振速压值, 并根据颤振速压随质量或刚度倍数的变化趋势, 得出可用的飞机跨音速颤振速压。对一飞机简化外形的跨音速颤振特性计算得到了合理的计算结果。

关键词: 跨音速流; 非定常流; 欧拉方程; 颤振

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: A rapid deforming technique is developed to generate three-dimensional multi-block dynamic attached meshes. A second-order accuracy Runge-Kutta time stepping is used to solve structural equations of motion and a dual-time method is applied to the finite-volume element method for unsteady Euler equations to calculate the aerodynamic forces, in which the physical time step is synchronous with the structural equations of motion. In a real-time step, a five-stage Runge-Kutta time stepping is applied to the fictitious steady iterations. Because of mass dissimilarity existing in flutter calculations for a compressible flow, a method of variable mass and variable stiffness is developed to calculate the fluttering dynamic pressure at the point of mass similarity, and the flutter characteristics are then obtained in accordance with similarity rule. For completeness, the transonic flutter characteristic results, calculated using the method, are presented for a simplified fighter model.

Key words: transonic flow; unsteady flow; Euler equation; flutter

目前工程上进行飞机颤振计算一般都采用频域法^[1], 而其中的非定常气动力计算均基于线性理论的偶极子格网法。跨音速区的颤振计算常采用极为粗糙的凹坑余量扣除。但各种飞机的跨音速颤振形态很不相同, 这样的余量扣除很难准确估计出飞机的跨音速颤振特性。发展基于非线性气动方程的跨音速颤振计算方法是一个迫切的研究任务。

跨音速非定常气动力计算方法分为小扰动方程、全位势方程^[2]、欧拉方程及 N-S 方程解法。由它们计算得到的非定常气动力也可用于频域法的颤振计算。同时还可以和结构运动方程耦合求解, 在时域内计算广义坐标的响应以判断飞机是否发生颤振。

本文采用二级精度的龙格-库塔时间推进求

解结构运动方程。每个时间步的时域气动力求解采用非定常欧拉方程的双时间有限体积推进^[3], 外时间为物理时间, 与结构运动方程同步。对每个真实物理时间步采用五步 Runge-Kutta 时间推进进行虚拟定常迭代, 此时具体解法以 Jameson^[4,5]的有限体积解法为基础。

和跨音速颤振试验类似, 可压流中, 给定来流马赫数下计算得到的颤振速压有时存在质量不相似问题。即: 此时的颤振速压反算得到的气流密度和飞行条件下的大气密度可能要大很多。为给出工程实用的颤振速压余度, 必须进行密度匹配。本文分别采用变质量、变刚度的方法计算出质量匹配点处的颤振速压值, 并根据颤振速压随质量或刚度倍数的变化趋势, 得出可用的飞机跨音速颤振速压。发展出了能用于工程实践的飞机跨音速颤振计算方法。最后对一飞机简化外形的跨音速颤振特性进行计算, 得到了合理的计算结果。

收稿日期: 2003-07-04; 修订日期: 2003-09-27

1 网格生成

采用代数和椭圆型方程求解相结合的方法生成简化飞机外型的分区对接静态网格。非定常计算时采用远场固定、物面随动的动态网格。由于每一时间步重新生成计算网格过于费时,采用近似简化处理方法,生成三维块结构的动态网格。遵循物面网格随动、远场固定的原则,先生成每个区边界的瞬态表面网格,再用快速弹性变形技术生成各区内网格点的动态坐标^[2]。动态网格点坐标(以下标 u 表示)可用下式确定

$$x_u = x_r - (x_r - x_s) \cdot g \quad (1)$$

其中:下标 s 表示作为初值的静态网格点坐标;下标 r 表示流场静态网格点随边界作刚性运动的瞬间坐标值。而 g 值设为网格点序号的函数

$$g = \max \left[\left(\frac{i - i_b}{i_f - i_b} \right)^2, \left(\frac{j - j_b}{j_f - j_b} \right)^2, \left(\frac{k - k_b}{k_f - k_b} \right)^2 \right] \quad (2)$$

其中:下标 b 表示对应的近边界点;下标 f 代表远边界点。

2 结构弹性运动方程

经简化的飞机表面点的纵向振动变形可近似表示为

$$Z(x, y, t) = \sum_{i=1}^n h_i(x, y) q_i(t) \quad (3)$$

而飞机结构弹性运动方程为

$$Mq_{tt} + Gq_t + Kq = A \quad (4)$$

其中: n 为所取振型数; h 为各阶振型的模态值; q 为广义坐标; M, G, K 为广义质量、阻尼和刚度。取 $G = \mathbf{0}, K_{ii} = \omega_i^2 M_{ii}, i = 2 \dots f_i$ 。而广义气动力 A 为

$$A_i = \frac{1}{2} \rho V^2 \int C_p(x, y, t) h_i(x, y) ds$$

在瞬间广义气动力 A 已知下,结构运动方程(4)采用二级精度的龙格-库塔时间推进求解。

3 非定常欧拉方程

3.1 控制方程

无量纲三维非定常欧拉方程如下

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} + \frac{\partial q}{\partial z} = 0 \quad (5)$$

其中:

$$w = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ e \end{bmatrix} \quad f = \begin{bmatrix} U \\ Uu + p \\ Uv \\ Uw \\ (e + p)U + x_t p \end{bmatrix}$$

$$g = \begin{bmatrix} V \\ Vu \\ Vv + p \\ Vw \\ (e + p)V + y_t p \end{bmatrix} \quad q = \begin{bmatrix} W \\ Wu \\ Wv \\ Ww + p \\ (e + p)W + z_t p \end{bmatrix}$$

式中: p 为压强; ρ 为密度; u, v, w 为速度的分量; $U = u - x_t; V = v - y_t; W = w - z_t; x_t, y_t$ 和 z_t 是网格点在 x, y 和 z 方向上的运动速度; e 为比热比; e 为内能与动能之和

$$e = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2)$$

无量纲的自由流值为

$$p = 1; \rho = 1; e = \frac{1}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} M^2;$$

$u = \sqrt{M} \cos \alpha; v = \sqrt{M} \sin \alpha; w = 0$ 。其中: α 为迎角; γ 通常取值为 1.4。在某个时间步上解完欧拉方程后得到物面瞬间压强系数为

$$C_p = \frac{2}{M^2} (p - 1)$$

在和结构运动方程的耦合求解过程中,除了在把无量纲的气动力系数转化为有量纲的气动力时注意长度(或面积)的量纲匹配外,必须注意时间 t 的转化。

3.2 双时间推进

对方程进行适当变形和隐式离散得

$$\frac{d}{dt} (H_{ij, n+1} W_{ij, n+1}) + R(W_{ij, n+1}) = 0 \quad (6)$$

式中:下标 $n + 1$ 代表 $n + 1$ 时间层的面积、通量。采用二阶时间精度,方程(6)变为

$$R^*(W_{ij, n+1}) = 0 \quad (7)$$

而

$$R^*(W_{ij, n+1}) = \frac{3 H_{ij, n+1} W_{ij, n+1} - 4 H_{ij, n} W_{ij, n} + H_{ij, n-1} W_{ij, n-1}}{2 \Delta t} + R(W_{ij, n+1})$$

在方程(7)中引入虚拟时间

$$H_{ij, n+1} \frac{d W_{ij, n+1}}{d \tau} + R^*(W_{ij, n+1}) = 0 \quad (8)$$

方程(8)在每步真实时间 t 固定后相当于虚拟时间 τ 上的定常欧拉方程。当满足

$$\frac{dW_{ij,n+1}}{d} = 0 \quad (9)$$

即满足 $R^*(W_{ij,n+1}) = 0$ 。每一次虚拟时间的推进是为了当地真实时间步的稳定,相当于求解定常欧拉方程。从而与定常解法的各项加速收敛措施有了继承性。

4 变质量和变刚度的颤振计算

给定飞机飞行高度和飞行马赫数,对求解方程(4)后得到的各阶振型广义坐标的时间响应进行分析可以确定飞机是否发生了颤振。颤振高度随马赫数的变化组成了飞行颤振边界。在给定马赫数下,如飞机在海平面上不发生颤振,工程上还必须得到具体的颤振速压以确定颤振余度。在本文所述的可压流时域颤振计算时,给定来流马赫数下可以直接加大来流速压达到颤振临界点。由于存在质量不相似问题,该速压值不能直接认为是颤振速压。即:由于来流马赫数给定,速度是定值,此时的颤振速压反算得到的气流密度和飞行条件下的大气密度可能要大很多,不满足质量相似。本文分别采用变质量、变刚度的方法计算出质量匹配点处的颤振速压值。如果给飞机质量增加一个倍数 C 时,求得的颤振密度与飞行条件下的大气密度的比值 D 等于这个倍数,则该时刻的速压可以认为是满足质量相似的飞机颤振速压,但飞机质量超重。在保持飞机质量和来流速压不变的情况下,不断减小飞机的刚度也会发生颤振,该刚度与原飞机的刚度差可以认为是该飞机的刚度余量。很容易知道该刚度倍数的倒数就是上述变质量下的速压倍数。显然这样做比较省时,尽管此时的飞机刚度也不再是原飞机刚度。综合考虑颤振速压随质量及刚度倍数的变化趋势,可以确定可用的飞机跨音速颤振速压。

5 算例及结果

采用本文方法对一飞机的简化模型进行颤振特性计算。由结构分析给出了机翼一弯、机身一弯、平尾一弯、机翼一扭、机身二弯、机翼二弯、机翼二扭 7 阶自振模态和频率,同时给出了对应的质量矩阵。对该带厚度的简化模型生成 $H-H$ 型网格,见图 1。

由双线性插值得到各网格点处的各阶模态值。在时域内采用非定常欧拉方程求出某时刻的广义气动力,由结构运动方程式(4)解出广义坐标值,再由方程式(3)得到下一时刻网格点的坐标值。

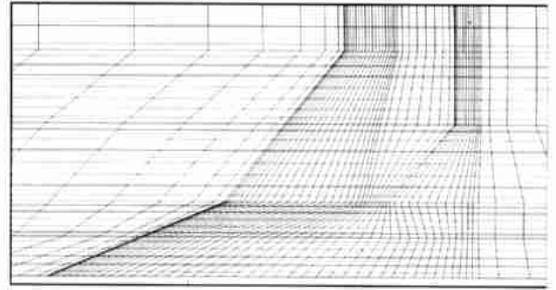


图1 $H-H$ 型网格局部投影

Fig. 1 Local projection of $H-H$ type grid

由此可以得到给定来流马赫数及飞行高度下广义坐标的时间响应。

只考虑海平面情况,取海平面的空气密度为参考密度。图 2 为来流马赫数 0.9、飞机刚度为原刚度的 0.7 倍时前四阶模态广义坐标值的时间响应,其中横坐标为时间,纵坐标为广义坐标 q 。图 3 为飞机刚度是原刚度的 0.5 倍时前四阶模态广义坐标的时间响应。由图可见,在原刚度的 0.7 倍时,结构处于接近发散状态(相对发散率为 -0.1);在 0.5 倍时,结构已经发生颤振(相对发散率为 0.25)。临界状态的刚度倍数可以根据二者的插值得到,但由于跨音速时非线性现象比较严重,计算更多的刚度倍数中间值下的广义坐标时间响应很有必要。

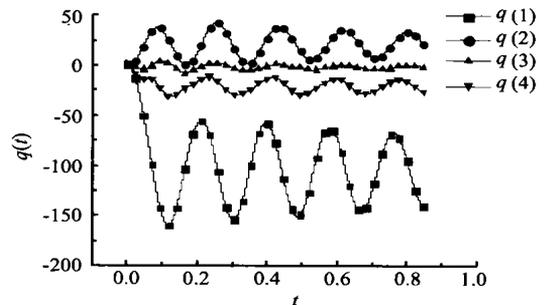


图2 $Ma=0.9, N=0.7$ 时的广义坐标时间响应

Fig. 2 Generalized coordinates time response at $Ma=0.9$ and $N=0.7$

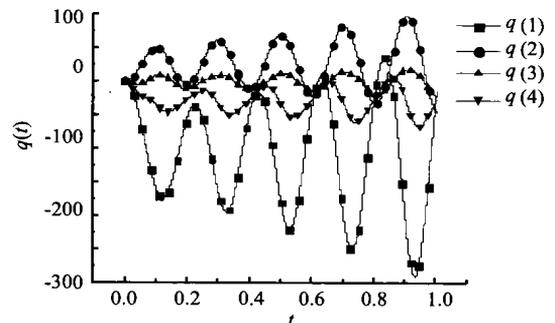


图3 $Ma=0.9, N=0.5$ 时的广义坐标时间响应

Fig. 3 Generalized coordinates time response at $Ma=0.9$ and $N=0.5$

通过一系列求解和插值,得到不同马赫数下质量匹配点的颤振速压和频率,图4中的点,都满足质量比相似要求,但每个点对应的大气密度和模型质量却不同。其中 $Ma = 0.3$ 下所得计算结果与偶极子网格法的计算结果基本吻合,从一个侧面说明了本文方法的正确性。而该算例在跨声速段由于颤振形态转变颤振速压提高。

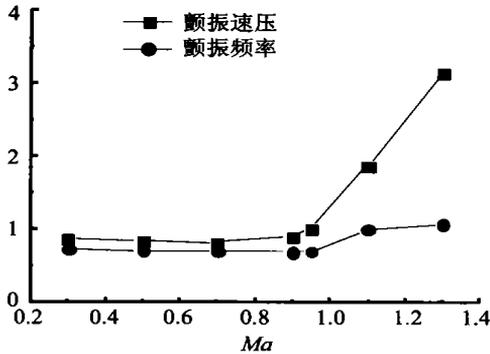


图4 质量匹配点颤振特性随马赫数的变化趋势

Fig. 4 Flutter characteristics at different Mach numbers in accordance with mass similarity rule

6 结 论

本文采用结构运动方程和欧拉方程耦合推进的时域求解方法计算飞机的颤振特性。对所出现的质量不相似问题采用变质量、变刚度计算加以解决。形成了能用于工程实践的飞机跨音速颤振特性计算方法。算例的计算结果说明了本文方法的有效性。

参 考 文 献

- [1] 管德. 飞机气动弹性手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994.
(Guan D. Aircraft aeroelasticity handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.)
- [2] Lu Z L. Generation of dynamic grids and computation of unsteady transonic flows around assemblies[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 22(1): 1 - 5.
- [3] Gationde A L. A dual-time method for the solution of the 2D unsteady Navier-Stokes equations on structured moving meshes [R]. AIAA-95-1877, 1995.
- [4] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the euler equations by time-stepping schemes [R]. AIAA -81-1259, 1981.
- [5] Jameson A, Schmidt W, Whitfield D. Finite volume solution for the euler equation for transonic flow over airfoils and wings including viscous effects[R]. AIAA -81-1265, 1981.

作者简介:



陆志良(1963 -) 男,江苏吴江人,南京航空航天大学空气动力学系教授,博士。1987年3月获南京航空学院硕士学位,1997年获博士学位。研究方向为计算空气动力学与气动弹性力学。电话:025-4892680, E-mail:luzl@nuaa.edu.cn。

郭同庆(1975 -) 男,重庆人,南京航空航天大学博士研究生,主要从事计算空气动力学研究。

管德(1932 -) 中国工程院院士。

(责任编辑:李铁柏)