

机翼-副翼-调整片的非 定常气动力和颤振计算

西北工业大学 杨永年 上海飞机设计研究所 程景云

摘 要

本文应用偶极子格网法对一个机翼-副翼-调整片颤振模型进行了三元非定常气动力和颤振计算,还研究了网格数目对结果收敛性的影响。计算结果表明本方法具有较好的收敛性,和试验结果相比较表明本方法有一定的工程精度,在飞机设计中能用于操纵面-调整片构型的非定常气动力和颤振计算。

符 号

- b 机翼半弦长
 \bar{C}_p 无因次压力系数
 D_0 定常气动力影响系数矩阵
 D_1, D_2 非定常气动力影响系数矩阵
 g 无量纲阻尼
 k 简化频率
 $K_{(x-\xi, y-\eta, z-\zeta, \omega, M)}$ 核函数
 L 机翼展长
 M 马赫数
 N_T 网格总分块数
 \bar{P} 单位面积压力系数
 x, y, z (ξ, η, ζ) 坐标系坐标 (见图 1)
 U 飞行速度
 V_F 颤振速度
 \bar{w} 无因次下洗速度
 ω 振荡频率
 ω_F 颤振频率
 ρ 密度
 Re 实部
 Im 虚部

1982年3月13日收到。

一、引言

尽管现有的各种计算翼面非定常气动力的线化升力面方法可以推广到包括操纵面和调整片构型的情况,但由于方法本身或计算机容量、速度的限制,往往难于准确地预计带有操纵面和占主翼面比例很小的调整片的非定常气动力。因此,迄今为止能够满意地用于调整片颤振分析的三元非定常气动力方法寥寥无几,有关机翼-副翼-调整片构型的三元非定常气动力和颤振的成功算例也很罕见。

近年来, W. S. Rowe等人提出的残余下洗法 (Residual Downwash)^[4,6]能较好地计算具有不连续下洗分布的机翼-操纵面构型,并且可以避免载荷分布对控制点位置和数目过于敏感的缺点。但由于方法繁琐、计算量极大,应用比较困难。

鉴于偶极子格网法方法简洁、使用方便、应用十分广泛,并已成功地用于机翼-操纵面构型。本文基于文献[1、2、3]等文,进一步对一个机翼-副翼-调整片颤振模型进行了计算。结果表明本方法同样适用于机翼-副翼-调整片构型,具有一定的工程精度,不失为计算机翼-副翼-调整片三元非定常气动力和颤振特性的一种好方法。

本计算是在上海 1932 所 655 机和西安光学机械研究所的TQ-6 机上进行的。感谢吴兴世、张淳良同志提供了本文算例。

二、偶极子格网法概述

方法的基本出发点是表示下洗和压力分布关系的积分方程:

$$\bar{w}(x, y, z) = \frac{1}{4\pi\rho U^2} \iint_s \bar{P}(\xi, \eta, \zeta) K(x - \xi, y - \eta, z - \zeta, \omega, M) ds \quad (1)$$

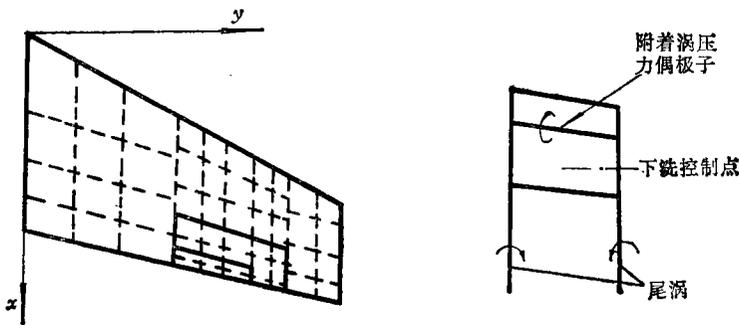


图1 偶极子格网法的计算模型

Fig.1 Doublet-lattice modelling

将翼面(包括操纵面和调整片)划分为若干梯形小格,小格的纵列平行于气流方向。翼面的边缘、折叠线均位于小格的边缘。在每一小格上放置一个马蹄涡以表示定常流的作用。马蹄涡的附着涡部分和小格的1/4弦线重合。自由涡部分顺气流方向延伸至无穷远处。同时,在1/4弦线上放置一振荡压力偶极子以表示非定常增量作用(图1)。当翼面分割的小

格数足够多时, 每一小格的振荡压力偶极子强度可以认为是一个常数。每一小格上的气动力认为作用于 1/4 弦线中点。选取每个小格中弦的 3/4 弦点处满足边界条件。这样, 每一控制点的下洗速度等于所有马蹄涡和振荡压力偶极子对该点产生的下洗速度的总和。

$$\bar{w}_r = \sum_{s=1}^{N_r} D_{rs} \cdot \bar{P}_s \quad (2)$$

为矩阵式

或

$$\langle \bar{w} \rangle = \langle D \rangle \langle \bar{P} \rangle \quad (3)$$

$$\langle \bar{P} \rangle = \langle A \rangle \langle \bar{w} \rangle \quad (4)$$

其中

$$D = D_0 + D_1 + D_2 \quad (5)$$

$$\langle A \rangle = \langle D \rangle^{-1} \quad (6)$$

D_0 、 D_1 、 D_2 的计算公式见文献[1、3]。

三、计算实例

本算例取自文献[6], 其几何外形见图2。副翼和调整片弦长分别占机翼弦长的31%和7.8%。其铰链轴分别位于它们的前缘。模型的三支振动模态分别为机翼绕根弦的滚转, 副翼的旋转和调整片旋转。它们相应的频率为5.6Hz, 8.8Hz和10Hz。在计算振动型态时, 对机翼、副翼和调整片的惯性特性作了沿展向均布的处理。颤振主要型态为调整片旋转模态。

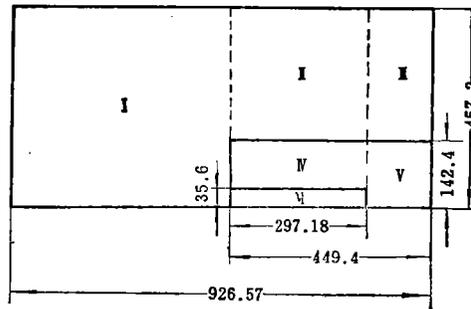


图2 颤振模型简图

Fig.2 Sketch of the flutter model

为了研究网格划分的影响, 共计算了六种情况。根据网格划分规则, 将结构分为六个区(见图2)。各区内展向和弦向采用等分网格划分, 具体网格数见表1。同时, 为了便于和文献[6]的实验数据比较, 计算中取 $M=0$ 。

表1 网格划分一览表

Table 1 Division of lattices

各区网格数 (展向数× 弦向数)	I	II	III	IV	V	VI
总网格 数N						
41	3×3	3×2	2×2	3×3	2×2	3×3
68	4×4	4×3	2×3	4×4	2×3	4×3
92	4×4	5×4	3×4	5×4	3×3	5×3
130	4×4	7×5	3×6	7×4	3×4	7×3
154	4×4	7×5	3×6	7×5	3×5	7×5
182	4×4	7×5	3×6	7×7	3×5	7×7

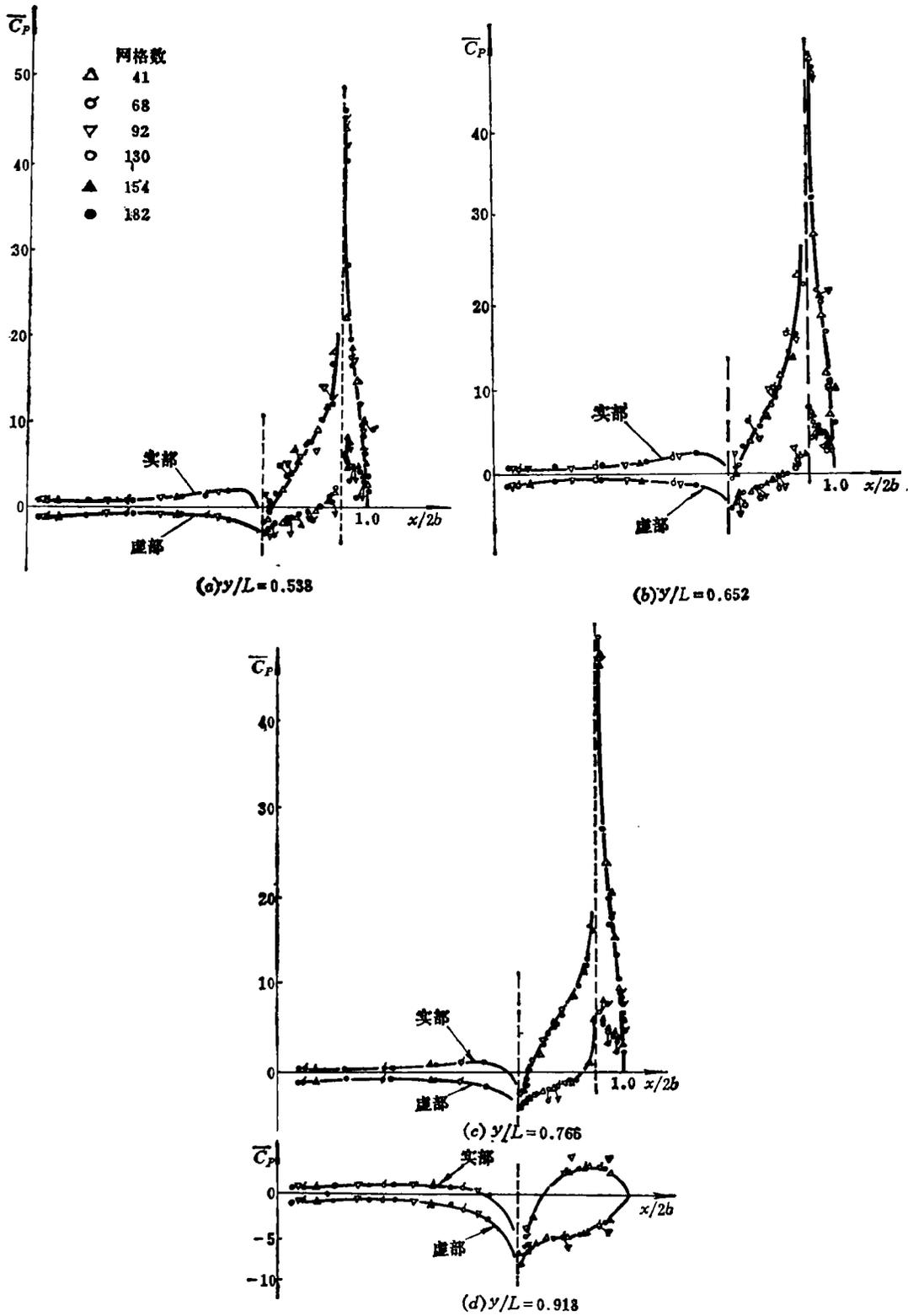


图3 弦向非定常压力分布

Fig.3 Chordwise unsteady pressure distribution

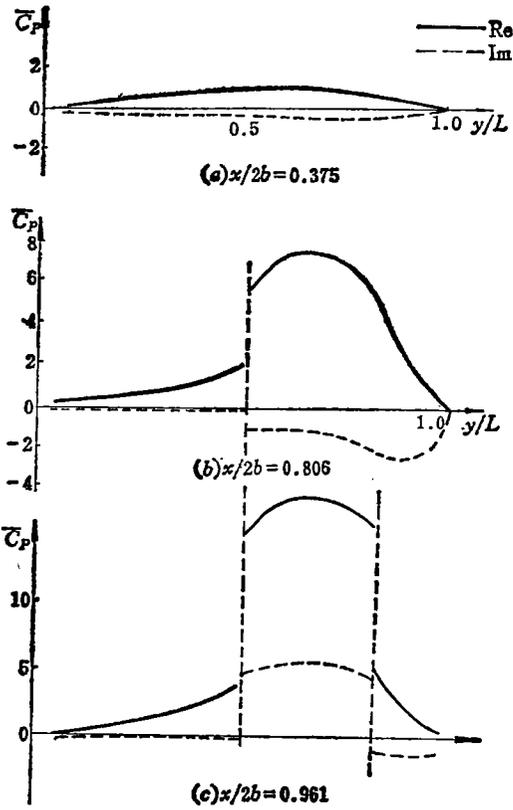


图4 展向非定常压力分布

Fig. 4 Spanwise unsteady pressure distribution

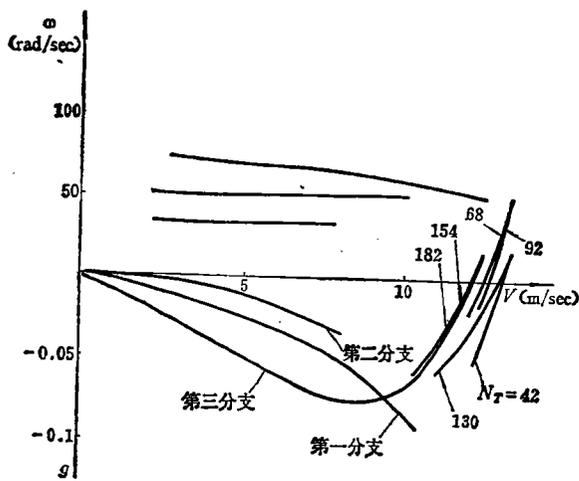


图5 $g \sim V \sim \omega$ 图

Fig. 5 $g \sim V \sim \omega$ Curves

调整片旋转模态在 $y/L=0.538$ (调整片内侧缘附近), 0.652 (调整片中央), 0.766 (调整片外侧缘附近) 和 0.918 (机翼外侧缘附近) 四个剖面处的弦向压力分布见图 3。同一模态在 $x/2b=0.375$ (机翼上), 0.806 (副翼上) 和 0.961 (调整片上) 三个展向压力分布见图 4。上述展、弦向压力分布均为 $k=1$ 的计算结果。

颤振计算结果见表 2 和图 5。

表 2 计算和实验颤振特性
Table 2 Calculated and experimental data of flutter

N_T	41	68	92	130	154	182	[6]实验值
V_F	13.0	12.63	12.7	12.9	12.20	12.1	16
ω_F	53.48	57.72	53.80	53.70	54.59	54.71	

四、计算结果和讨论

(1) 由图 3、4 可见, 各计算情况下的展弦向压力分布相当接近。当网格划分比较密时, 副翼和调整片的前缘奇性以及侧缘效应得到了很好的反映。

(2) 由表 2 和图 5 可见, 网格数在 41~182 范围内, 当网格数增加时, 颤振速度变化不大。颤振速度最大偏差为 6.92%, 颤振频率最大偏差为 2.24%。

(3) 与试验结果相比, 颤振速度的计算值偏低 18.8%~24.4%。其原因主要是本方法和其他线化升力面方法一样。其出发点是位流和小扰动线化假设, 即不考虑气流的分离。而试验模型在后缘副翼和调整片区域均存在气流分离现象。因此, 气动力线化理论值大于实验值而使颤振速度的计算值低于试验值。网格越密, 计算更符合位流理论, 与实验值的偏差反而略有增加。

总之, 当采用副翼和调整片局部加密网格时, 所得弦向和展向压力分布在副翼和调整片前后缘和侧缘特性得到了较好的反映。计算颤振时, 只需取较少的网格数即能得到收敛的结果。可以大大地节省计算机时间。颤振速度的计算值比实验值偏低 20% 左右, 具有一定的工程精度。本方法和程序通用、灵活、能用于飞机设计中。

参 考 文 献

- [1] 西工大, 640 所, 172 厂, 603 所 亚音速非定常气动力计算及其在颤振上的应用 气动弹性技术交流会报告集(二) 1980。
- [2] 西工大, 640 所 亚音速多升力面的非定常气动力计算 气动弹性技术交流会报告集(二) 1980。
- [3] 西工大, 640 所, 172 厂, 603 所 运十机机翼颤振计算 气动弹性技术交流会报告集(一) 1980。
- [4] Rowe. W. S 等 Some Recent Development in Predicting Unsteady Loading Caused by Control Surface Motion AIAA Paper 75-101 1975.
- [5] Rowe. W. S 等 Predicting of Unsteady Aerodynamic Loadings Caused by Leading Edge and Trailing Edge Control Surfaces Motions in Subsonic Compressible Flow-Analysis and Results. NASA CR-2543 1975.
- [6] Hall. H A Comparison of the Measured and Predicted Flutter Characteristics of a Wing-Aileron-Tab Model A. R. C CP 715 1963.

UNSTEADY AERODYNAMIC FORCES AND FLUTTER ANALYSIS FOR A WING-AILERON-TAB CONFIGURATION

Yang Yongnian

(Northwestern Polytechnical University)

Cheng Jingyun

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute)

Abstract

In general, it is possible to extend the current linear lifting surface methods for calculating the unsteady aerodynamic forces on lifting surface to calculation of the wing-aileron-tab configuration. But owing to the limits of the methods and capacity and computational speed of the computer, it is often difficult to predict accurately the unsteady aerodynamic forces on lifting surface with a control surface and a tab which covers a little portion of main surface.

So far, there appears few of three-dimensional unsteady aerodynamic methods which can analyze the tab flutter satisfactorily. Also, it is rare to find successful numerical examples of three-dimensional aerodynamic forces and flutter for a wing-aileron-tab configuration.

The residual downwash methods proposed by W. S. Rowe and others(4), (5) can be used to calculate a wing-control surface configuration with discontinuous downwash distribution, but they are very complicated and need a huge amount of calculation.

An analysis of unsteady aerodynamic forces and flutter for a wing-aileron-tab configuration by doublet-lattice method is presented in this paper. The six cases with box numbers 41, 68, 92, 130, 154 and 182 respectively have been calculated. In this range of box numbers the maximum variance of the flutter velocity and flutter frequency are .6.92% and 2.24% respectively. The difference between calculated and experimental flutter velocities is 18.8% to 24.4%. The results show that this method provides good convergence and accuracy enough for engineering.