高超声速下翼面的热颤振工程分析

吴志刚 惠俊鹏 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对高超声速下翼面的结构、气动和热的耦合动力学问题,提出了热颤振分析的分层求解思路. 首先分析结构在热环境下的固有动力特性,然后应用 van Dyke 活塞理论计算高超声速非定常气动力,最后采用 *p-k* 法进行颤振求解. 对某高超声速全动舵面和小展弦比根部固支翼面进行了热颤振的分析与比较. 计算结果表明,受热后结构的动力学特性和颤振特性均可能发生变化,尤其对于小展弦比根部固支翼面,由于热效应对其扭转刚度影响很大,从而导致弯扭耦合型式的颤振临界速度大幅度下降.

关 键 词: 气动弹性; 热气动弹性; 高超声速; 颤振

中图分类号: V 215.3^{+}4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2005)03-0270-04

Hypersonic aerothermoelastic analysis of wings

Wu Zhigang Hui Junpeng Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A hierarchical solution process for thermal flutter analysis is presented to dealing with the aero-thermo-elastic dynamic problems of hypersonic wings. Firstly, the natural dynamic characteristics of structures under thermal circumstances were analyzed. And then the hypersonic unsteady aerodynamics were calculated by using van Dyke piston theory. Finally the flutter equations were solved by *p-k* method. Numerical calculation and comparison are executed on two wings, one was an all-moved rudder, another was a low aspect-ratio wing with root fixed. The results illustrate that both the natural dynamics and the flutter characteristics of wings may vary duo to aerodynamic heating. Especially for the low aspect-ratio wing with root fixed, as the results of the thermal effect, its torsional stiffness decrease greatly, and so the bending-torsion flutter critical speed declines sharply.

Key words: aeroelastic; aerothermoelastic; hypersonic; flutter

现代航空航天科学技术向着更高更快的方向发展,高超声速飞行器已成为未来研究的重点. 这类飞行器的飞行马赫数高,气动加热效应大,在飞行过程中承受着巨大的定常与非定常气动力载荷和气动加热引起的热载荷. 结构的弹性力、惯性力、气动力和热应力之间的相互作用,引发了热气动弹性问题. 在不利的耦合情况下,将有可能导致飞行器的性能下降甚至结构破坏[1~3].

颤振是一种极具破坏性的气动弹性不稳定现象,当飞行器发生颤振时,结构将在短时间内解体破坏. 经典的颤振问题早已在航空部门中得到广泛的重视,根据规范,所有飞机必须在飞行包线范围内免于颤振且具有一定的稳定裕度. 在高超声速飞行时,气动热效应会影响飞行器结构的刚度特性,这有可能导致颤振速度下降. 美国的 X-15 验证机是第一个在大气层内的 100 km 甚至更高的高度上以马赫数 5 飞行的有人驾驶飞行器,在其初期飞行中垂尾就发生过颤振问题. 热气动弹

收稿日期: 2003-10-08

作者简介: 吴志刚(1977-),男,江西萍乡人,博士后, wuzhigang@buaa.edu.cn.

性问题,特别是翼面的热颤振问题,应受到高超声速飞行器设计部门的重视.

高超音速飞行器的翼面一般采用小展弦比切尖三角翼、三角形、S 形等气动外形;翼面结构型式为加筋壁板、夹层或实心体;材料选用金属、复合材料或混合材料[4,5]. 本文以高超音速下的翼面为研究对象,给出了热环境下高超音速颤振分析的分层求解思路及相关理论;并以两个翼面为例,计算分析了不同翼面构型情况下热环境对颤振结果的影响.

1　高超声速热颤振分析思路

高超声速下的热气动弹性问题是一个多学科问题,涉及到结构、气动和热. 在现有的认知水平和计算机条件下,一次性完全求解这样的多学科耦合问题是非常复杂的,难以在工程上实现. 根据国外在 NASP 研究开发计划[4] 中的经验,分层求解的思路可适用于高超声速热气动弹性的工程分析.

分层求解方法基于以下的基本假设,即非定常气动力对气动加热不贡献作用,反过来,非定常气动力不受气动热的影响,只与结构的振动特性相关;此外,不考虑气动热环境与结构温度的瞬态变化. 这样的假设有利于简化问题,而假设的合理性,可通过试验来验证. 于是,首先可采用高超音速定常气动热计算程序确定出对象环境的温度场;然后进行结点的温度插值和有限元计算,得到该热环境下的结构有效刚度分布和固有动力特性;再计算高超音速下翼面的非定常气动力;最后进行颤振计算. 分层求解思路的流程如图 1 所示.

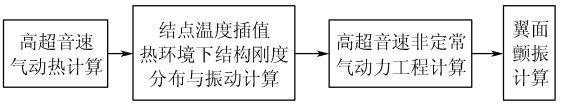


图 1　热气动弹性颤振分析求解流程

2　热颤振分析基本理论

在热颤振计算中,结构在热环境下的固有振动特性与高超音速非定常气动力是两大基本数据. 热环境对结构主要产生以下两个方面的影响:一是结构的材料特性随温度升高而发生变化. 在温度场影响下,弹性模量 E 和泊松比 μ 分别变为 E_t 和 μ_t,其中下标 t 表示该数值对应的当前温度为 t. 在这种情况下,结构的刚度矩阵可用 $\boldsymbol{K}_1$ 表示;二是结构内部产生热应力. 外部或结构间的相互约束使得结构受热后的膨胀受到限制,从而引发热拉、压应力. 结构内部的热拉应力和热压应力可以分别使结构的有效刚度增大和减小,使结构硬化和软化,影响结构的振动特性. 这种硬化和软化作用在梁、板、壳类结构中表现的尤为明显. 这种热应力产生的附加刚度可用 $\boldsymbol{K}_\sigma$ 表示[6]. 因此,在热环境中,结构实际的等效刚度矩阵为

$$\boldsymbol{K} = \boldsymbol{K}_1 + \boldsymbol{K}_\sigma$$

在此基础上,热环境下的结构的自由振动方程表示为

$$(\boldsymbol{K} - \omega^2 \boldsymbol{M})\boldsymbol{\varphi} = \boldsymbol{0}$$

其中,$\boldsymbol{M}$ 为结构质量矩阵;$\boldsymbol{\varphi}$ 为结构的振型;ω 为振动圆频率. 求解如上式的广义特征值问题,可得到热环境下的结构动力特性.

动气动弹性工程分析普遍采用线性的频域非定常气动力. 为计算超声速的非定常气动力,国外已经研究开发了以下一些工程计算方法:谐波梯度法(通常简称 HDM 或者叫做 ZONA51)、van Dyke 活塞理论、牛顿冲击理论、van Dyke/牛顿冲击混合理论,以及统一高超音速升力面理论等[7]. 其中 van Dyke 二阶活塞理论考虑了翼型厚度的影响,能够适用于马赫数 2 ~ 7 的范围,其广义气动力系数矩阵 $\overline{\boldsymbol{A}}$ 为[8,9]

$$\overline{\boldsymbol{A}} = \frac{4}{\beta}\left[(\boldsymbol{E} + w\boldsymbol{C}) + i\frac{k}{b}(\boldsymbol{B} + w\boldsymbol{D})\right]$$

其中,$\beta = \sqrt{Ma^2 - 1}$;$w = \dfrac{Ma^4(\gamma+1) - 4\beta^2}{2\beta^3}$,$Ma$ 为马赫数,γ 为空气比热比;k 为减缩频率;b 为参考半弦长. 记 $\varphi_i(x,y)$ 为翼面第 i 阶模态值,$h(x,y)$ 为由翼剖面中线量起的厚度函数,则各矩阵元素表示为

$$B_{ij} = \iint_S \varphi_j \varphi_i \mathrm{d}x\mathrm{d}y,\ C_{ij} = \iint_S \frac{\partial h}{\partial x}\frac{\partial \varphi_j}{\partial x}\varphi_i \mathrm{d}x\mathrm{d}y$$

$$D_{ij} = \iint_S \frac{\partial h}{\partial x}\varphi_j \varphi_i \mathrm{d}x\mathrm{d}y,\ E_{ij} = \iint_S \frac{\partial \varphi_j}{\partial x}\varphi_i \mathrm{d}x\mathrm{d}y$$

热气动弹性的颤振方程表示为

$$\overline{\boldsymbol{M}}\ddot{\boldsymbol{q}} + \overline{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{q} = \frac{1}{2}\rho V^2 \overline{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{q}$$

其中,$\boldsymbol{q}$ 为广义坐标;$\overline{\boldsymbol{M}}$,$\overline{\boldsymbol{K}}$ 和 $\overline{\boldsymbol{A}}$ 分别为广义质量,广义刚度和广义非定常气动力系数. 方程的求解一般可采用 p-k 法. 求解时需要预先给定一系列速度 V,通过反复的迭代来得到结果.

3　数值计算与分析

3.1　算例描述

本文为研究不同翼面构型的热颤振规律,选用了两个翼面作为研究对象进行了计算分析. 下面简要介绍两个算例的有关情况.

算例 1 某高超声速舵面,其结构主要由骨架、蒙皮和舵轴组成. 其有限元模型(如图 2 所示)由梁元、杆元和板壳元构成,舵轴用一系列空间梁元来模拟,且根部固支. 考虑的热环境假定为舵面各点温度按弦向 400 ~200℃线性变化.

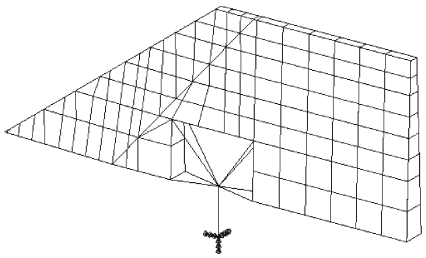


图 2 算例 1 有限元模型

算例 2 某翼面,外形与算例 1 相同,但无转轴,根部与弹身固支. 其有限元模型由板壳元构成,如图 3 所示. 考虑的热环境与算例 1 相同.

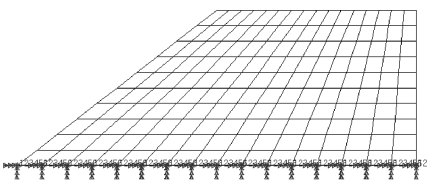


图 3 算例 2 有限元模型

3.2 热环境动力特性

对于各向同性材料,现有一些大型有限元软件具有计算热刚度及固有振动特性的功能,这里选用的是 MSC/NASTRAN[10]. 两个算例在热环境下的固有振动计算频率分别如表 1 和表 2 所示,模态如图 4 和图 5 所示.

表 1 算例 1 的前三阶固有振动频率 Hz

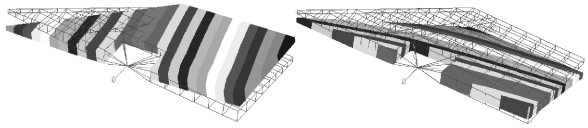
状态	一阶扭转	一阶弯曲	弯扭耦合
常温	76.84	106.42	258.09
热环境	76.56	105.83	237.78

表 2 算例 2 的前三阶固有振动频率 Hz

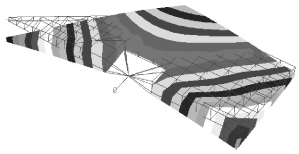
状态	一阶扭转	一阶弯曲	弯扭耦合
常温	35.60	66.41	129.04
热环境	33.94	58.67	112.44

算例 1 的计算结果表明,舵面在热环境下的前一、二阶频率变化不大,而第三阶频率比常温状态有所下降. 究其原因,该舵面是一个带转轴的全动翼面,翼面的结构刚度相对较高,舵面一阶弯曲和一阶扭转模态主要反映在舵轴的弯曲和扭转上,其频率主要由舵轴的刚度决定,而在本例中舵轴的刚度受热环境的影响相对较小.

在算例 2 中,由于翼面的根部固支,因而翼面

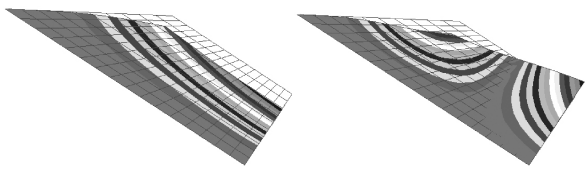


a 一阶扭转 b 一阶弯曲

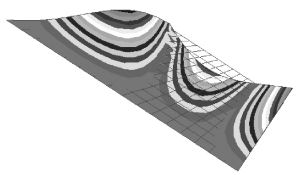


c 弯扭耦合

图 4 算例 1 固有振动模态图



a 一阶弯曲 b 一阶扭转



c 弯扭耦合

图 5 算例 2 固有振动模态图

刚度受热应力影响较大. 结果显示,在热环境下翼面的振动频率比常温状态要低,特别是翼面的一阶扭转频率和弯扭耦合模态频率.

从以上的结果对比来看,不同的结构型式在热环境下的振动特性变化是不一样的. 一般来说,全动翼面的扭转频率主要由转轴刚度提供,受热环境影响较小;而根部固支翼面的扭转频率受热环境影响较大,在高温时频率下降较多. 此外,结构的热环境动力特性也与热载荷分布有关.

3.3 高超声速热颤振结果

对于算例 1 和 2,在海平面处,马赫数 5.0 情况下,采用 van Dyke 活塞理论计算高超声速非定常气动力,再进行颤振计算,结果如表 3 和表 4 所示,典型的颤振 V-ω、V-g 图如图 6 所示.

结果表明,两个算例的颤振形式均为翼面一弯和一扭耦合,但算例 1 的颤振速度在热环境下基本不变,而算例 2 的颤振速度在热环境下有很大的下降. 这一点可从经典的颤振理论得到解释. 弯扭耦合引发颤振的临界速度与弯曲、扭转模态

的频率非常相关,在算例 2 中翼面一扭频率在热环境下降低,从而导致颤振速度的下降. 算例 1 的弯曲、扭转频率在热环境中变化不大,因而颤振速度也变化不大.

表 3　算例 1 的颤振结果

状态	颤振速度/(m·s^{-1})	颤振频率/Hz	耦合形式
常温	1 610	92.10	一弯与一扭耦合
热环境	1 630	91.59	一弯与一扭耦合

表 4　算例 2 的颤振结果

状态	颤振速度/(m·s^{-1})	颤振频率/Hz	耦合形式
常温	1 710	64.20	一弯与一扭耦合
热环境	1 236	52.10	一弯与一扭耦合

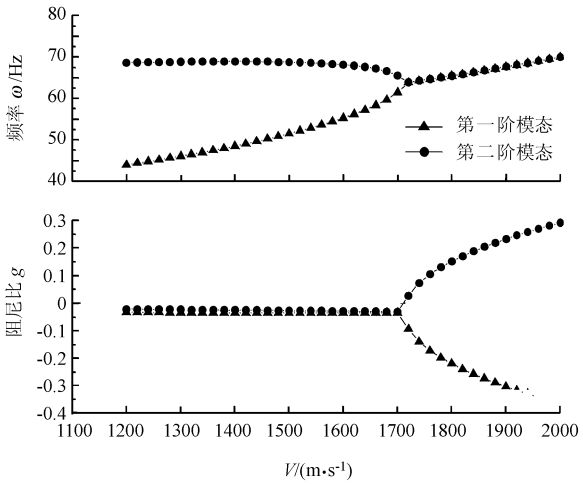


图 6　典型的颤振 V-ω 和 V-g 图(算例 2 常温情况)

4　结 束 语

本文采用分层求解的思路,对高超声速下翼面的热气动弹性颤振问题进行了分析. 从算例的实际计算来看,这种分析方法有几个特点:一是思路清晰,能够充分利用现有的条件,便于应用与进一步扩展;二是计算结果具有一定的精度,能够满足工程需求;三是计算工作量较小、周期短,有助于高超声速飞行器的概念设计和初始阶段设计.

文中的两个算例是两类比较典型的高超声速飞行器的翼面,其分析结果也揭示出一定的翼面热颤振规律. 一般来说,高超声速飞行器采用小展弦比翼面,颤振主要由翼面的前几阶模态耦合引起,典型的是弯扭耦合颤振. 因而,参与耦合的这些模态的频率受热环境影响的变化趋势就应受到重视. 对于根部固支的翼面,其扭转模态的频率受热环境影响较大,颤振速度也会发生大的变化. 对于全动舵面,转轴的弯曲和扭转刚度对颤振速度起较大的影响作用.

为防止高超声速飞行器在飞行范围内发生热颤振失稳,需要进行颤振抑制设计,这可采用更改结构型式、增加配重和阻尼器,或主动控制技术来实现. 这是以后需要进一步研究的内容.

参考文献 (**References**)

[1] 伏　欣. 气动弹性力学原理[M]. 上海: 上海科学技术文献出版社, 1982. 19 ~ 22
Forsching. Principles of aeroelasticity[M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Press, 1982. 19 ~ 22 (in Chinese)

[2] Richetts R H, Noll T E, Whitlow Jr. An overview of aeroelasticity studies for the National Aero-Space Plane[R]. AIAA 93-1313-CP, 1993

[3] Spain C V, Zeiler T A, Gibbons M D. Aeroelastic character of a National Aerospace Plane demonstrator concept[R]. AIAA 93-1314-CP, 1993

[4] Spain C, Soistmann D, Parker E. An overview of selected NASP aeroelastic studies at the NASA Langley Research Center[R]. AIAA 90-5218, 1990

[5] Cole S R, Florance J R, Thomason L B. Supersonic aeroelastic instability results for a NASP-like wing model[R]. AIAA 93-1369-CP, 1993

[6] 廖日东, 左正兴, 容克林. 考虑高温影响的实心壁板式弹翼模态特性分析[J]. 机械强度, 2003, 25(1): 98 ~ 101
Liao Ridong, Zuo Zhengxing, Rong Kelin. Model analysis of solid tail with consideration of the effect of high temperature[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 98 ~ 101 (in Chinese)

[7] Heeg J, Zeiler T A, Pototzky A S. Aerothermoelastic analysis of a NASP demonstrator model[R]. AIAA 93-1366-CP, 1993

[8] van Dyke D. A study of second-order supersonic flow theory [R]. NACA TN-2200, 1951

[9] Liu D D, Yao Z X, Sarhaddi D, *et al*. From piston theory to a unified hypersonic-supersonic lifting surface method[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(3): 304 ~ 312

[10] Rodden W P, Johnson E H. MSC/NASTRAN aeroelastic analysis user's guide[M]. The MacNeal Schwendler Corporation, 2000