

不同流动状态下舵面气动热弹性分析



范赛锋, 员海玮

南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

摘要: 颤振分析是高超声速飞行器设计中的关键技术之一。本文通过Fluent和ANSYS分别求解流场和结构场, 研究了舵面模型在不同流动状态下的颤振问题。结果表明, 对于本文模型, 气动热使结构模态频率下降和产生热应变; 在湍流下, 舵面的颤振速度区间相比常温下降26.9%, 在层流下, 也有13.4%的下降; 在相同马赫数不同动压下, 动压较低时的舵面颤振位移响应趋于收敛。以上结果可为双楔形翼在高超声速飞行器中的应用提供参考。

关键词: 高超声速; 气动热弹性; 多场耦合; 模态分析; 颤振

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.11.005

新一代高超声速飞行器需要长时间保持高速飞行, 受到的强烈气动加热使材料属性和结构应力分布发生改变, 进而导致结构的模态等特性发生重大改变。同时, 高超声速流场周围存在强激波间断、流动转捩等复杂的流动。以上因素使得高超声速飞行器的气动弹性问题与常规飞行器存在明显不同, 其结构上承受非线性气动力和强烈气动热的作用, 多场耦合问题变得异常复杂, 这些问题极大地增加了高超声速飞行器的设计难度, 因此高超声速飞行器气动热弹性的研究具有非常重要的工程意义。

分析高超声速气动热弹性问题时, 对气动热流的处理, 一般采用计算特定条件或者定常流动下的温度场, 计算结构在此温度场下的传热, 得到稳态的结构内部温度分布, 以此热状态作为新的结构属性, 进行气动弹性计算。

张伟伟等^[1]通过对气动热、结构温度场和热结构仿真的分步计算方法, 在时域内研究了确定温度分布条件下的气动热弹性分析。V. J. Shinde等^[2]通过直接数值计算方法(DNS)求解Navier-Stokes方程, 对柔性面板的过渡激波边界层内的相互作用进行了数值模拟, 结果表明柔性板相对于刚性板有更强的流固耦合作用。沈恩楠等^[3]通过建立全时域的多物理场计算方法, 采用有限体积法求解高超声速条件下的流场和结构的温度场, 结果表明全时域耦合分析方法在模拟结构振动对流场和温度场的影响方面, 要明显

优于同步计算方法。高超声速气动热弹性问题, 区别于经典气动弹性问题的关键就是需要考虑气动热和结构传热之间的耦合计算, 详细的介绍可以参见参考文献[4], 本文限于篇幅不再赘述。

众多学者在气动弹性问题研究上已取得较多进展。刘成等^[5]在假设舵面不同位置发生转捩的条件下, 构造出不同的热分布模型, 考虑热应力和材料在不同温度下的属性。通过计算欧拉方程得到无黏流场, 应用基于计算流体力学(CFD)技术的当地流活塞理论, 计算高超声速翼型的非定常气动力进行气动热弹性分析, 研究了转捩位置的不同对舵面气动热弹性的影响。郭同庆等^[6]采用单向气动弹性—气动热耦合方法, 开发了高超飞行器沿着预定的弹道飞行时的气动热弹性分析方法, 通过CFD和计算结构力学(CSD)耦合的方法, 对每个轨迹点上瞬态加热过程进行了颤振计算, 从而给出了各状态点的颤振边界。N. Lamorte等^[7]利用CFD技术结合径向基函数, 建立了计算高超声速下结构气动热弹性的框架, 论证了从层流到湍流的过渡状况, 以及热应力和高超声速飞行器稳定性裕度之间的重要关系。Z. B. Riley等^[8]使用一个基本的二维气动热弹性模型, 在简支撑板假设下, 研究了边界层稳定性、气动加热和表面条件之间的关系, 综合研究结果表明, 完全湍流条件下的计算结果, 对预测表面板的热结构相应并总趋于保守, 转

收稿日期: 2023-07-12; 退修日期: 2023-09-14; 录用日期: 2023-10-10

引用格式: Fan Saifeng, Yun Haiwei. Aerothermoelasticity analysis on rudder under different flow conditions [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 34-43. 范赛锋, 员海玮. 不同流动状态下舵面气动热弹性分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(11): 34-43.

换条件下的热弹性响应比全湍流条件下更加突出。赵仕伟等^[9]提出一种基于气动力降阶模型的柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法,在保证计算精度的同时,大幅提高气动弹性分析效率。胡家亮等^[10]针对某机翼变刚度低速颤振风洞试验要求,采用3D打印结构相似颤振模型方案,通过可拆卸蒙皮设计实现模型局部刚度可变,完成了模型结构设计、综合优化、制造和风洞试验,研究了机翼颤振耦合机理和局部刚度对颤振特性的影响,验证了3D打印颤振模型设计方法的可行性和有效性。J. D. Thayer等^[11]对按照规定运动的悬臂板进行了 Ma 2.0流动下三个模拟分辨率上的研究,分别是非定常雷诺平均(URANS)、延迟涡模拟(DDes)和隐式大涡模拟(ILES),研究表明诱导载荷在各个分辨率的模拟方法上,预测是一致的,也就是分辨剪切层的中高频动力学,可能并不是识别流体—结构耦合的必备条件。

在航空航天实际工程中,耦合求解URANS方程和非线性有限元的CFD/CSD方法使用广泛程度并不高,国内的很多设计场所仍然依赖于基于势流模型和结构模态的线化方法。本文采用成熟的Fluent和ANSYS求解舵面模型的非定常流场和非线性结构场的耦合问题,研究了多种条件对舵面气动弹性的影响,同时探索了适用于多场耦合分析的高精度通用计算方法,为解决流固耦合分析中问题复杂性和易分析性之间的矛盾提供了参考。

1 流固热耦合基本理论和控制方程

高超声速气动热弹性问题是典型的多场耦合计算问题。本文采用载荷转移法进行气动热—结构传热耦合计算,流体部分的实质是等温壁面的流场计算,而结构部分是第二类热传导边界条件下的热平衡计算,同时需要进行壁面辐射模拟。辐射方程是四次非线性方程,因此需要进行反复迭代以获得收敛的壁面温度,作为边界条件反馈给流场计算。载荷转移法对初始值非常敏感,为此需要采用松弛系数控制每个迭代步加载到结构上的边界热流。

1.1 流体控制方程

舵面在流场中,遵循质量守恒、动量守恒、能量守恒三大物理守恒定律^[12],推导可以得到流体力学的基本控制方程,即连续性方程、动量方程和能量方程,具体方程可以很方便在相关文献和计算流体力学书籍中找到,本文不再列出。

1.2 结构控制方程及耦合边界条件

结构基本控制方程如下

$$\mathbf{M} \cdot \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial t^2} + \mathbf{C} \cdot \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{K} \cdot \mathbf{u} = \mathbf{F} \quad (1)$$

式中, t 为时间; $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{K}$ 分别为结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; $\mathbf{u}$ 为结构位移矢量; $\mathbf{F}$ 为结构所受的载荷矢量,在这里为气动力载荷。

为实现耦合计算,需要设置流场和结构的交界面,交界面上的边界条件是

$$\boldsymbol{\sigma}_s \cdot \mathbf{n} = -\mathbf{p} \cdot \mathbf{n} + \boldsymbol{\sigma}_v \cdot \mathbf{n}, \mathbf{u}_s = \mathbf{u}_f \quad (2)$$

式中, $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为交界面上结构应力矢量; $\mathbf{n}$ 是交界面上法矢量; $\mathbf{p}$ 为交界面压力矢量; $\boldsymbol{\sigma}_v$ 为气动力矢量; $\mathbf{u}_s$ 、 $\mathbf{u}_f$ 分别为结构位移矢量和流体位移矢量。即式(2)左式表示交界面上力的平衡,右式表示流体和结构的位移一致。

1.3 湍流模型

目前应用广泛的湍流模型中,参照各湍流模型的适用范围,选取Menter^[13]提出的SST二方程湍流模型。Menter在2004年对原SST $k-\omega$ 模型进行了改进,改进的SST $k-\omega$ 模型 k 和 ω 输运方程如式(3)所示

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} &= P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (3)$$

式中, ρ 为流体密度; $U_i (i = 1, 2, 3)$ 表示三个方向位移; $x_i (i = 1, 2, 3)$ 表示三个方向,同 U_i 对应; μ 为流体黏度; μ_t 为湍流动黏度;混合函数 F_1 的定义如下。

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (4)$$

式中, $CD_{kw} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right)$; y 是壁面网格第一层高度, F_1 在远离壁面数值为0(此时是 $k-\varepsilon$ 模型),在边界层内部,其值趋向于1(此时是 $k-\omega$ 模型)。

湍流涡黏性定义如下

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (5)$$

式中, S 为应变率不变量; F_2 是第二混合函数,它的定义如下

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (6)$$

SST模型中同时添加了产生项限制器,以避免在停滞

区域产生湍流堆积,具体如下

$$P_k = \mu_i \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow P_k = \min(P_k, 10 \cdot \beta^* \rho k \omega) \quad (7)$$

以上各式中常数项数值为

$$\begin{aligned} \beta^* &= 0.09, \alpha_1 = 5/9, \beta_1 = 3/40 \\ \sigma_{k1} &= 0.85, \sigma_{\omega1} = 0.5, \alpha_2 = 0.44 \\ \beta_2 &= 0.0828, \sigma_{k2} = 1, \sigma_{\omega2} = 0.856 \end{aligned} \quad (8)$$

F. R. Menter用应变率不变量 S 替换了原SST $k-\omega$ 模型式(5)中的涡量,同时使用常数10替换了式(7)中原来建议的20。

1.4 动网格技术

本文将采用弹簧类比—超限插值方法(TFI)混合的方法实现动网格,其主要过程是:(1)将整个流场网格分为多个块,将不同块的角和点之间用弹簧连接,通过求解静力平衡方程得到各个节点的位移;(2)对于内部的节点,采用TFI方法将边界节点通过位移插值的方法分布到网格块的内部节点上。下面简要介绍弹簧类比法和TFI方法。

弹簧类比法是基于有限元思想的一种动网格方法,在网格节点之间通过“弹簧”连接,使用迭代法求解节点的静力平衡方程实现网格的变形,其基本方程就是如下的静力平衡方程

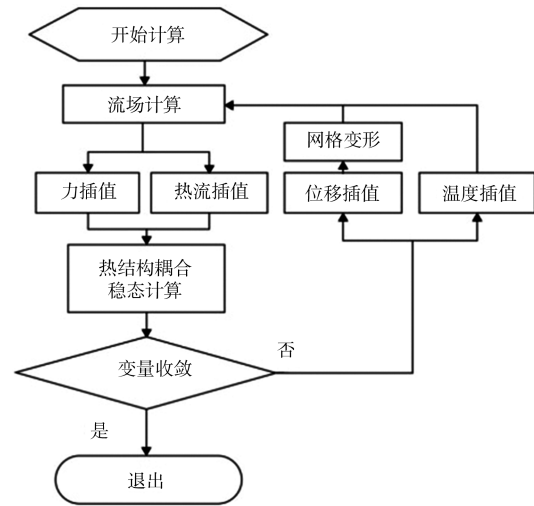
$$\sum_{j=1}^N (k_{ij} + k_{t,ij}) (\Delta x_j - \Delta x_i) = 0 \quad (9)$$

式中, k_{ij} 是边 $i-j$ 的弹簧刚度; $k_{t,ij}$ 是为了避免单元过度变形而附加的扭转刚度; Δx_j 是与与有弹簧连接的第 j 个节点的位移; Δx_i 为待求的位移; N 为与待求节点有弹簧连接的总节点数量。弹簧类比法的优点是可以适应结构网格和非结构网格,且其鲁棒性良好。

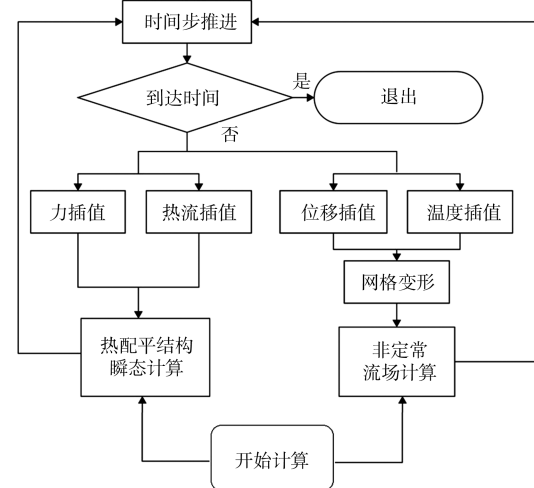
超限插值方法(TFI)是一种适用于结构网格的动网格方法,通过采用代数插值将边界上位移按距离边界的远近插值到内部网格。TFI方法的优势是在小变形条件下能保证原有网格质量,因此非常适用于边界层内计算,同时,代数插值的计算量小,速度很快;不足之处是仅能适用于结构网格,因此流体计算网格将采用结构网格划分。

2 气动热弹性问题分析流程

气动弹性的分析,基本流程与静气动弹性的分析类似,不同的是,气动热弹性分析增加了结构惯性力,关注点不再是结构的温度和位移的平衡,而是结构在扰动下的动稳定性问题,通常采用时域方法进行结构动响应的计算,具体流程如图1所示。



(a)静气动热弹性分析流程



(b)动气动热弹性分析流程

图1 气动热弹性分析流程

Fig.1 Aerothermoelastic analysis process

高超声速舵面一般采用薄翼型设计,截面形状主要有对称菱形、梯形以及双楔形等,如美国国家航空航天局(NASA)的典型高超声速验证飞行器X-43的全动平尾截面为薄双楔形,而其垂尾采用的是薄梯形。

本文研究舵面结构在经历了长时间高超声速飞行后的气动热弹性问题,建立高超声速舵面模型平面尺寸如图2所示。从图2可知,本文高超声速舵面后掠角为 32° ,舵面底部中间处为固定面,如图2(b)中A—A阴影部分所示,考虑到加工误差和实际情况,舵面的前后缘均有厚度。舵面采用耐高温钛合金制造,考虑材料随温度的属性变化,主要属性变化如图3所示。

当前针对高超声速气动弹性中非定常气动力的计算,基本会采用活塞理论,其他的一些方法(如非定常激波膨胀

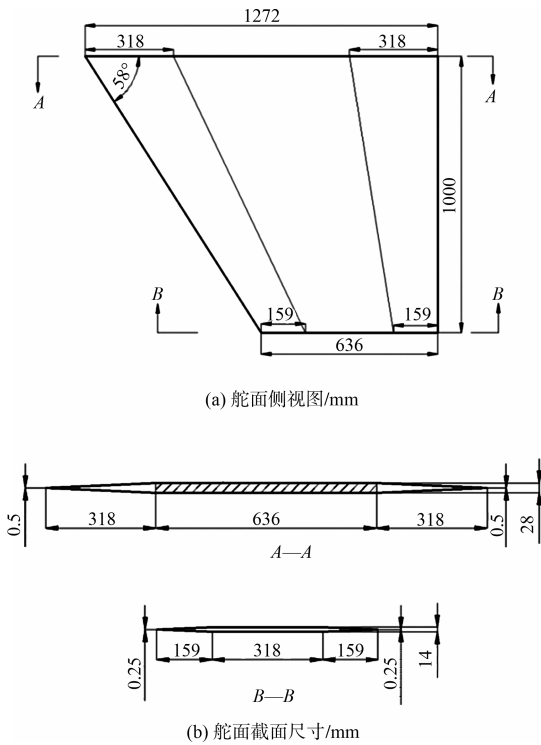


图2 舵面模型尺寸

Fig.2 Model dimensions of rudder

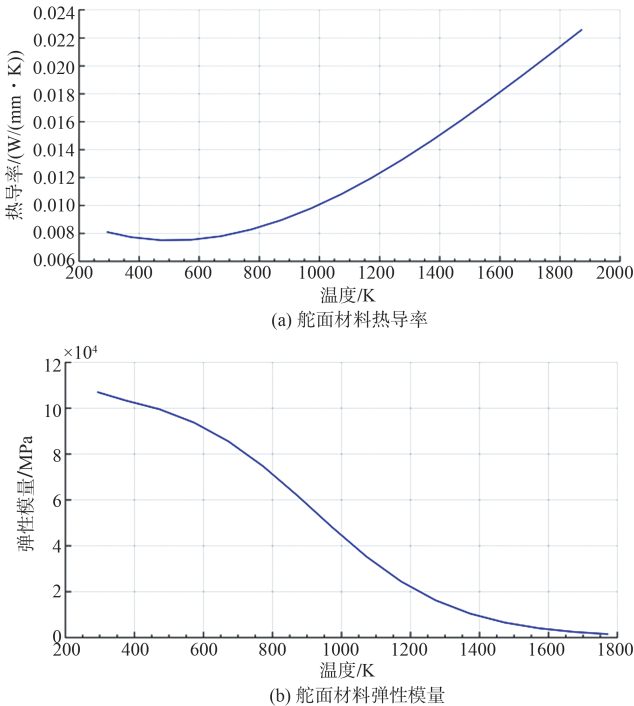


图3 材料属性随温度变化曲线

Fig.3 Curve of material properties with temperature

波理论和非定常牛顿碰撞理论)有时也被采用。这些方法都假设高超声速气流无黏性并且忽略真实气体效应。尽管

作了简化,这些近似手段还是在一些特定情况下得到了足够精确的结果^[14]。考虑到本文模型和流场特性,也可以在保证足够精度的情况下,忽略高超声速气流的黏性作用,采用工程算法计算非定常气动力。

为了减小网格划分对计算结果的影响,对流场网格进行无关性验证,此算例的网格无关性验证信息和评价结果分别见表1和表2。

表1 网格无关性验证信息

Table 1 Grid independence verification information

	粗网格	中等网格	较密网格	极密网格
网格总量/千	101.5	415.9	1601.8	3317.8
第一层网格垂直高度/m	2e-3	1e-3	5e-4	2.5e-4
第一层网格水平宽度/m	4e-3	2e-3	1e-3	7.5e-4
网格增长率	1.2	1.1	1.05	1.05

表2 网格收敛性评价

Table 2 Grid convergence evaluation

	粗-中等网格	中等-较密网格	较密-极密网格
升力系数相差/%	12.2	7.0	1.37

采用舵面5°迎角时的升力系数作为验证参数,不同网格密度下的升力系数计算结果如图4所示。

从图4可知,不同网格密度下舵面升力系数差异随着网格密度的增加趋于平稳,较密网格和极密网格之间的差异较小,为了确定需要采用的网格划分形式,对不同网格密度的升力系数差异进行定量分析,见表2。

由表2可知,采用较密网格划分最符合计算精度和所需计算资源平衡,因此流场计算网格采用较密网格方式划分。

图5是舵面的流场计算网格,在产生激波和膨胀波位置均对网格进行了加密,以更加精确地计算流场特性。壁面第一层网格垂直高度根据网格无关性的验证结果,采用 5×10^{-4} m,水平第一层网格宽度采用 1×10^{-3} m,网格垂直和水

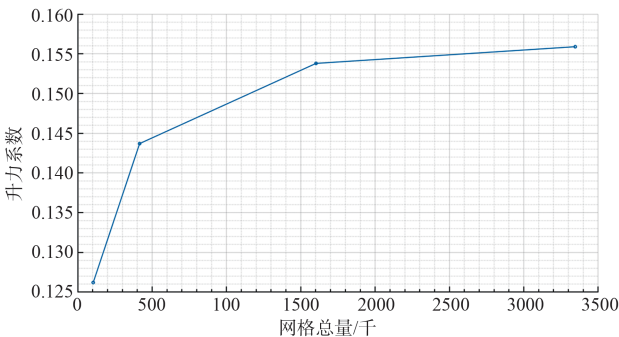


图4 不同网格密度下升力系数

Fig.4 Lift coefficient at different mesh densities

平增长率均为1.05,网格总数160万个,来流数据采用高度为10km处的标准大气数据,其中静压为26499Pa,静温为223K,舵面迎角为 0° ,对流量格式采用相对稳定的Roe格式,时间积分格式采用基于隐式的LU-SGS。

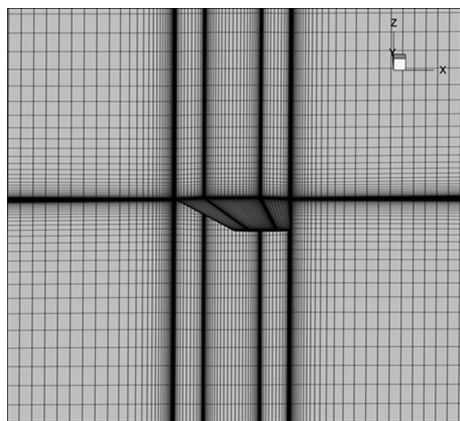


图5 流场网格

Fig.5 Flow field grid

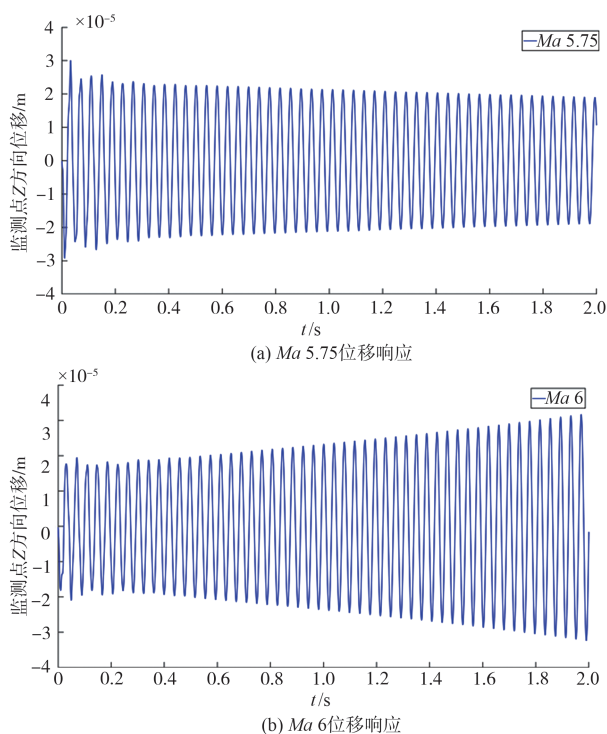


图6 舵面不同马赫数下位移响应曲线

Fig.6 Displacement response curve of rudder under different Mach numbers

使用Fluent/ANSYS耦合的方法计算舵面的气动弹性时,为了保证计算准确,采取紧耦合的方法,时间步长 1×10^{-4} s,选取翼梢上的一点作为监测点,根据其位移响应曲线情况,来判断舵面是否发生颤振,监测点不同马赫数下Z方

向的位移响应如图6所示。

从图6(a)可知,监测点Z方向的位移响应是收敛的,但是收敛的速度缓慢,可见 Ma 5.75下,已经接近舵面的临界颤振速度。由图6(b)可见,监测点Z方向的位移响应发散。综上,此舵面常温下的颤振马赫数区间为5.75~6。

接着进行气动热作用下的气动热弹性分析,首先对舵面进行静热配平计算。热配平计算时为了防止因加载的初始热流以及气动力过大,导致动网格计算出错,所以在气动热流和气动力加载时引入松弛系数0.1。同时,为了研究不同流动状态、马赫数和动压对舵面气动弹性的影响,根据先期计算,后续将分别计算层流和湍流条件下 Ma 4.5和 Ma 5下的舵面颤振特性,以及马赫数相同时,层流和湍流同马赫数不同动压下的舵面颤振特性。下面将以湍流 Ma 4.5为例进行分析,图7是进行静热配平时翼梢上前、中、后三个监测点的温度和位移变化曲线。

从图7可知,由于在气动热流和气动力加载时使用了松

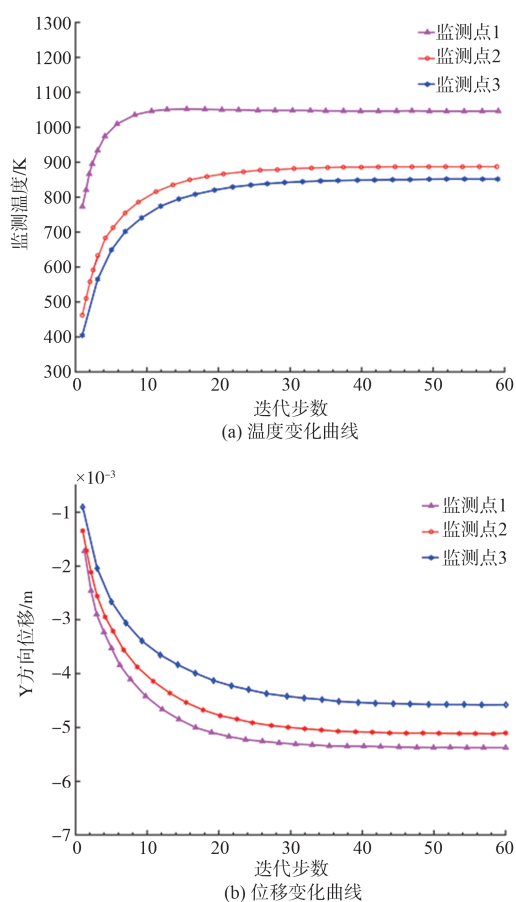


图7 舵面监测点温度和位移变化曲线

Fig.7 Temperature and displacement curve of rudder surface monitoring point

弛系数0.1,所以温度有从低到高最后趋于稳定, Y 负方向位移也有从小到大最后趋于稳定的过程,在迭代40步之后,温度和位移值均趋于稳定,不再变化,认为此时静热配平完成。

图8是 Ma 4.5湍流下热配平后舵面的温度分布云图。从图8可知,舵面温度分布随着舵面形状变化,舵面前缘由于直接受到热流冲击,所以温度最高,在舵面两个转折处产生的膨胀波等影响下,沿着 X 方向舵面温度逐渐降低,后缘温度最低。同时,由于迎角为 0° ,舵面是对称双楔形翼型,所以前缘表面温度边界与物面边界有近似平行的分布。

舵面在高超声速气流中,同时受到气动力和气动热流的作用,舵面材料受热会产生热膨胀,同时气动力也会使舵面因产生弹性变形而产生位移,图9是舵面热配平后的总位移云图,舵面位移从约束处沿着舵面展向逐渐增加,在翼梢处位移最大为8.4281mm。

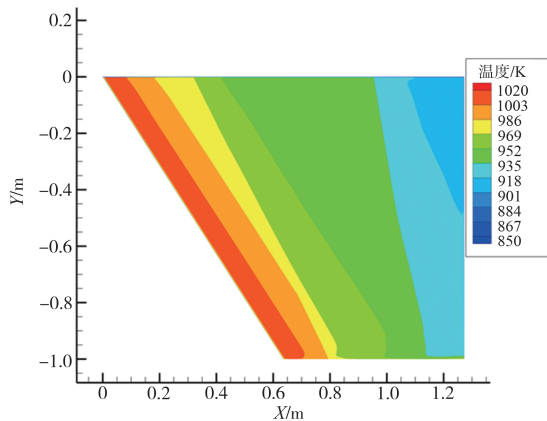


图8 热配平后舵面温度分布云图

Fig.8 Temperature distribution nephogram of rudder after hot trim

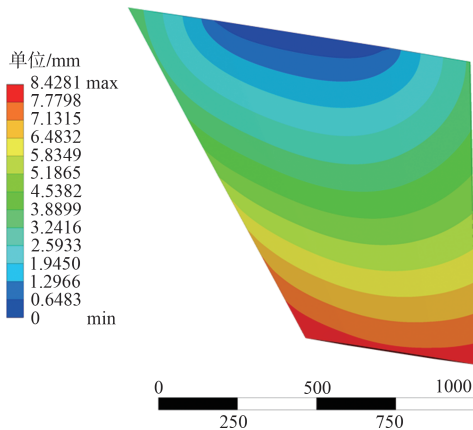


图9 热配平后舵面位移云图

Fig.9 Displacement nephogram of rudder after hot trim

为了研究舵面的位移主要是由气动加热引起的,还是因为受到气动力的作用,分别分析了只受到气动热和气动压力作用下的舵面位移,结果如图10所示。

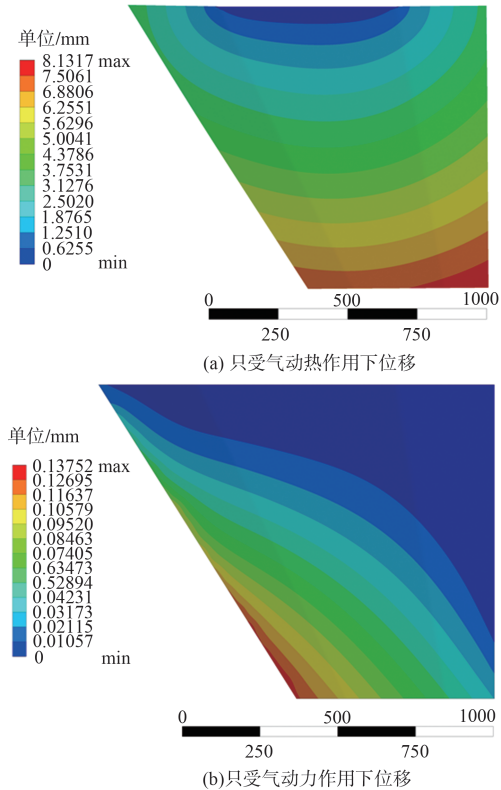


图10 舵面不同载荷下的位移云图

Fig.10 Displacement nephogram of rudder under different loads

由图10可知,舵面的热位移主要是由于舵面受气动热而产生的,因气动力产生的位移非常微小,最大位移只有0.1375mm,这也符合在迎角 0° 时,对称舵面所受气动力很小。

按照同样的分析流程和方法分别计算层流和湍流时 Ma 4.5和 Ma 5下的舵面模态信息,将不同流动状态下热配平后计算得到前五阶模态信息,表3中常温为 22°C ,T表示湍流流动,L表示层流流动。

由表3可知,舵面受到气动力和气动加热的作用,模态频率有了明显的下降,这是由于强烈的气动加热使材料的属性发生改变。同时,在高超声速流动中,湍流的传热系数远大于层流,所以湍流状态下的热流密度远高于层流,这很明显会影响舵面的温度分布,进而影响舵面模态频率,表3中的各阶频率变化也体现了这一点,同马赫数下,层流状态下的频率下降小于湍流下。相比于常温状态, Ma 4.5湍流下,1~5阶的模态频率分别下降了22.32%、16.99%、21.64%、

表3 不同流动下舵面前5阶模态频率

Table 3 1~5 modal frequency of rudder under different flows

	一阶/Hz	二阶/Hz	三阶/Hz	四阶/Hz	五阶/Hz
常温	25.133	70.62	103.42	159.88	224.1
T-Ma 4.5	19.523	58.619	81.041	126.19	180.33
L-Ma 4.5	22.571	64.771	92.364	141.72	204.22
T-Ma 5	17.109	50.121	70.017	108.53	155.94
L-Ma 5	21.683	61.095	88.598	135.42	196.05

21.07%和19.53%。当湍流马赫数从 Ma 4.5提高到 Ma 5时,第一阶模态频率的下降幅度开始小于第二阶($\Delta f_1 = 12.36\%$, $\Delta f_2 = 14.5\%$),这就意味着随着舵面温度继续升高,一阶模态将会和二阶模态相互靠近,根据经典颤振发生理论,弯一扭模态频率越接近,将会越容易发生耦合,结构也就更容易颤振。

为了进一步分析舵面频率的下降主要是由气动加热引起,还是由气动力引起的,在 Ma 4.5湍流下,分别对只考虑气动力作用,以及只考虑气动热作用的舵面进行分析,结果见表4。表4中常温为 22°C ,AF表示只受气动力作用,AH表示只受气动热作用。

表4 舵面不同载荷下前5阶模态频率

Table 4 1~5 modal frequency of rudder under different loads

	一阶/Hz	二阶/Hz	三阶/Hz	四阶/Hz	五阶/Hz
常温	25.133	70.62	103.42	159.88	224.1
AF	25.136	70.635	103.43	159.91	224.14
AH	19.512	58.528	80.967	126.04	180.01

从表4可知,舵面模态频率的下降由气动加热引起,当只受到气动力作用时,模态频率反而有所提高,这是由于舵面在气动力作用下内部产生了应力,使舵面的刚度增加。可见,在高超声速下,气动热流对结构的强烈加热作用会极大影响飞行器结构特性,原因是随着结构温度的升高,舵面材料杨氏模量等参数反而降低,使得舵面的刚度降低,各阶模态频率下降。

在舵面的热配平基础上,按照动气动热弹性响应分析方法和流程,对舵面进行热配平基础上的结构响应分析。取翼梢上的一点作为监测点,耦合计算时间为1s,时间步长 $4 \times 10^{-4}\text{s}$,通过监测点的位移响应是收敛还是发散,来判断对应来流下舵面是否发生了颤振。图11是不同流动状态和马赫数下翼梢监测点Z方向的位移响应曲线。

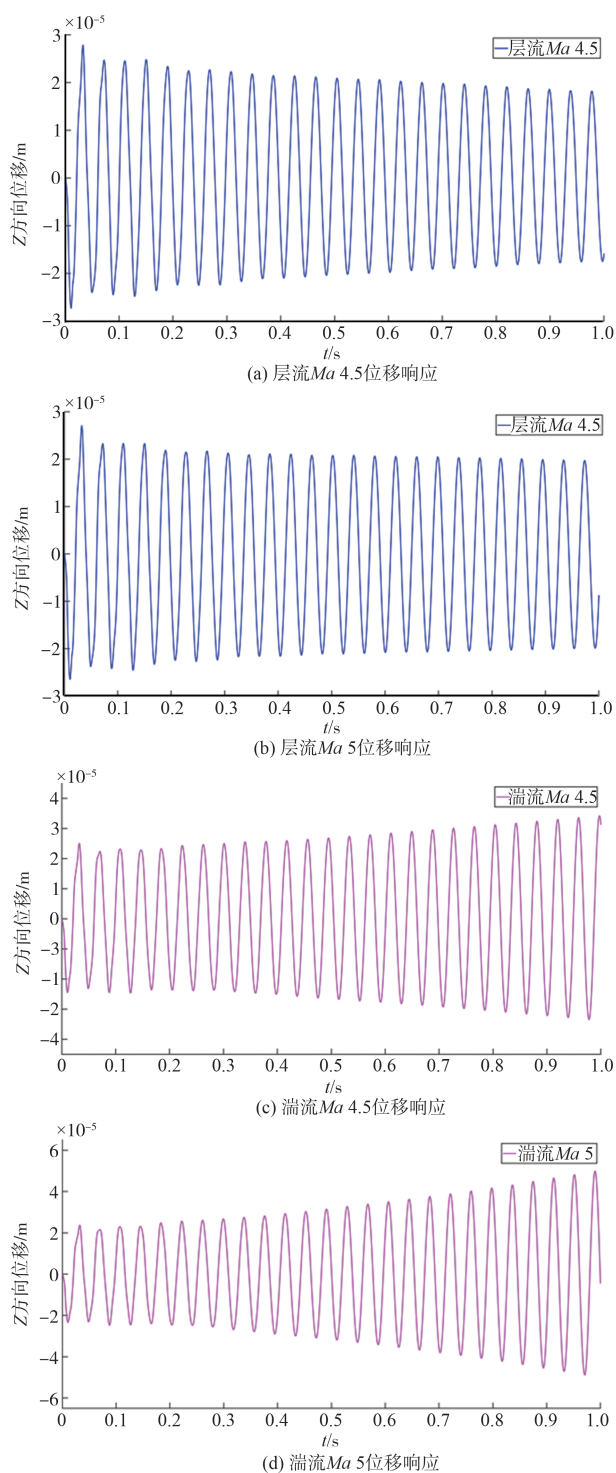


图11 层流和湍流下监测点的位移响应曲线

Fig.11 Displacement response curves of monitoring points under laminar and turbulent flow

图11中,在层流下,不管来流是 Ma 4.5还是 Ma 5,翼梢监测点的位移响应均是收敛的,说明在此来流条件下,舵面没有发生颤振;而在 Ma 4.5湍流下,舵面热结构的位移响应

曲线呈发散趋势,说明舵面在湍流 Ma 4.5 下发生了颤振,同时从湍流 Ma 5 的位移响应图中,可以进一步确定舵面的颤振,此时发散的幅度较 Ma 4.5 时增大。为了进一步确定层流和湍流下各自的颤振速度区间,分别计算了层流 Ma 5.25 和湍流 Ma 4.25 下舵面热配平后翼梢同一监测点 Z 方向位移响应,结果如图 12 所示。

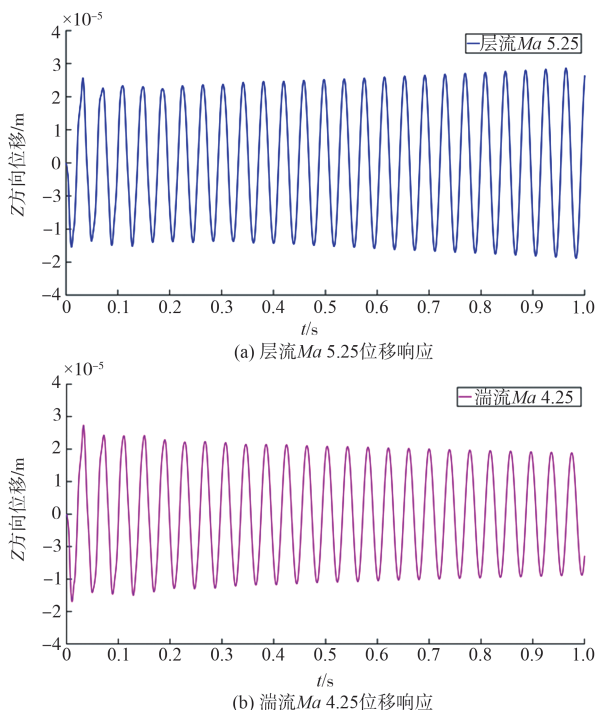


图 12 不同流动下位移响应

Fig.12 Displacement response under different flows

由图 12(a)可见,层流 Ma 5.25 下,翼梢监测点位移响应呈发散趋势,说明此时舵面已经发生颤振,结合图 11(b)可以确定,在层流条件下此舵面的颤振马赫数区间为 5~5.25。图 12(b)中,在 Ma 4.25 湍流下,翼梢监测点的位移响应呈收敛趋势,同样结合上文相关信息可以确定,在湍流条件下,此舵面的颤振马赫数区间为 4.25~4.5。

舵面常温下的颤振马赫数区间为 5.75~6,因此,本文舵面模型在气动热作用下,颤振速度在层流状态时下降了 13.4%,而在湍流状态时下降了 26.9%。可见在高超声速下,气动加热对舵面的颤振速度有显著影响,因此在实际设计高超声速舵面时,必须考虑气动加热作用对舵面结构特性和颤振速度的影响。

通过分析监测点位移响应数据可知,舵面在湍流 Ma 4.5 下的颤振频率约为 26Hz,此频率介于一阶模态频率(19.523Hz)和二阶模态频率(58.619Hz)之间,这说明舵面

颤振主要由一、二阶模态耦合所引起,与经典颤振发生理论相吻合。

接着研究动压对舵面气动弹性的影响,下面以 10km 处标准大气在湍流 Ma 4.5 下的动压为基准(376kPa),计算舵面在相同马赫数(Ma 4.5)、不同动压下同一监测点的位移响应变化。为了保证同马赫数下动压不同,显然不同动压下的空气密度将会不同,密度减小会降低气动加热作用,为了减小其他因素的影响,在舵面热配平时,仍采用 10km 处标准大气密度数据,只在舵面热配平后进行动响应计算时,才采用不同的空气密度数据。

选取层流和湍流作为不同流动条件,马赫数均取 5,计算以 Ma 4.5 湍流条件热配平后,舵面模型在不同动压下的位移响应,具体如图 13 所示。

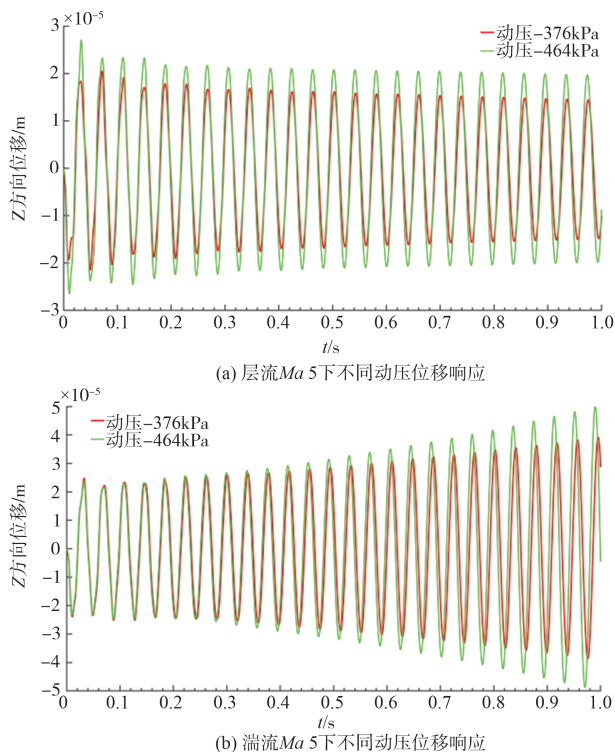


图 13 不同流动状态和动压下舵面位移响应

Fig.13 Displacement response of rudder under different flow conditions and dynamic pressures

从图 13 可知,无论流动状态是层流还是湍流,同马赫数下动压的降低均使得舵面的位移响应幅度减小,且本文在舵面热配平时,密度是一致的,如果在热配平阶段同时考虑密度减小带来的气动加热作用减弱,舵面的位移响应收敛趋势将更加明显,因此增大高超声速飞行器的飞行高度,在同马赫数下,不仅可以有效降低舵面气动热效应,同时也

将延迟舵面颤振的出现。

3 结论

本文首先介绍了高超声速下的气动热弹性分析方法和采用的湍流模型。通过对典型高超声速翼型进行不同条件下的气动热弹性分析,得到的主要结论如下:

(1) 预测了舵面模型在常温 22℃ 下的颤振马赫数区间为 5.75~6; 对不同流动状态和马赫数下的舵面特性进行了计算,结果表明,不同流动状态下对结构特性的影响有较大差异。同时,马赫数的提高对结构颤振特性也有影响。

(2) 在湍流 Ma 4.5 下考虑气动热的舵面颤振马赫数区间,相比不考虑气动热时降低了 26.9%,层流 Ma 4.5 时有 13.4% 的下降。

(3) 相同马赫数下动压的降低均会使舵面的位移响应幅度减小,因此,增大高超声速飞行器的飞行高度,在相同马赫数和飞行工况下,可以有效延迟舵面颤振的发生。

AST

参考文献

- [1] 张伟伟,夏巍,叶正寅.一种高超声速气动弹性数值研究方法[J].工程力学,2006,23(2):41-45.
Zhang Weiwei, Xia Wei, Ye Zhengyin. A numerical method for hypersonic aeroelasticity[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(2): 41-45. (in Chinese)
- [2] Shinde V J, McNamara J J, Gaitonde D V. Effect of structural parameters on shock wave boundary layer induced panel flutter [C]. AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.
- [3] 沈恩楠,郭同庆,吴江鹏,等.高超声速全动翼面全时域耦合分析方法及应用[J].航空学报,2021,42(8):199-212.
Shen Ennan, Guo Tongqing, Wu Jiangpeng, et al. Full-time coupling method and application of a hypersonic all-movable wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 199-212. (in Chinese)
- [4] McNamara J J, Friedmann P P, Powell K, et al. Three-dimensional aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow [C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AH S/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005.
- [5] 刘成,叶正寅,叶坤.转捩位置对全动舵面热气动弹性的影响[J].力学学报,2017,49(4):802-810.
Liu Cheng, Ye Zhengyin, Ye Kun. The effect of transition position on the dynamic elasticity of hot air on full rudder[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2017, 49(4): 802-810. (in Chinese)
- [6] Guo Tongqing, Shen Ennan, Lu Zhiliang, et al. Thermal flutter prediction at trajectory points of a hypersonic vehicle based on aerothermal synchronization algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 105381.
- [7] Lamorte N, Friedmann F F. Hypersonic aeroelastic and aerothermo-elastic studies using computational fluid dynamics [J]. AIAA Journal, 2014, 52(9): 2062-2078.
- [8] Riley Z B, Deshmukh R, Miller B A, et al. Characterization of structural response to hypersonic boundary-layer transition[J]. AIAA Journal, 2016, 54(8): 2418-2431.
- [9] 赵仕伟,阚梓,李道春.柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法研究[J].航空科学技术,2022,33(12):62-69.
Zhao Shiwei, Kan Zi, Li Daochun. Study on aeroelastic analysis method of flexible trailing edge deformable wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 62-69. (in Chinese)
- [10] 胡家亮,吴江鹏,脱朝智,等.3D打印飞机颤振风洞试验模型设计与应用[J].航空科学技术,2022,33(9):43-50.
Hu Jialiang, Wu Jiangpeng, Tuo Zhaozhi, et al. Design and application of 3D printing aircraft flutter wind tunnel test model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(9): 43-50. (in Chinese)
- [11] Thayer J D, McNamara J J, Gaitonde D V. Unsteady aero-dynamic response of a high-speed, separated flow to a deforming cantilever plate[C]. AIAA Scitech 2022 Forum, 2022.
- [12] 高飞. ANSYS CFX 14.0 超级学习手册[M].北京:人民邮电出版社,2013.
Gao Fei. ANSYS CFX 14.0 super learning manual[M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Publishing House, 2013. (in Chinese)
- [13] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [14] 何煦虹,古雨田.国外高超声速飞行器气动弹性和气动热弹性概述[J].飞航导弹,2010(9):45-51.
He Xuhong, Gu Yutian. Overview of aeroelasticity and aerothermoelasticity of foreign hypersonic vehicles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(9): 45-51. (in Chinese)

Aerothermoelasticity Analysis on Rudder under Different Flow Conditions

Fan Saifeng, Yun Haiwei

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Flutter analysis is one of the key techniques in hypersonic vehicle design. Flow field and structure field were solved by Fluent and ANSYS respectively, and the flutter problem of the rudder surface model under different flow states was studied. The results show that aerodynamic heat reduces the modal frequency and generates thermal strain for the proposed model. The flutter velocity interval of the rudder decreases by 26.9% in turbulent flow and 13.4% in laminar flow. Under the same Mach number and different dynamic pressure, the flutter displacement response of the rudder tends to converge when the dynamic pressure is lower. The above results can provide reference for the application of double wedge-shaped wing in hypersonic vehicle.

Key Words: hypersonic speed; aerothermoelasticity; multi-field coupled; modal analysis; flutter