

# 翼面热静气动弹性的流固热交错迭代耦合分析\*

常 斌<sup>1</sup>, 黄 杰<sup>1,2</sup>, 姚卫星<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)  
(2. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室 南京, 210016)

**摘要** 提出了一种针对高超声速翼面热静气动弹性的流固热交错迭代数值耦合方法, 其充分考虑了气动环境(气动力和气动热)与结构变形之间的耦合、气动热与结构温度场之间的耦合以及温度场对结构刚度的影响。气动环境采用计算流体力学方法求解, 结构传热和变形采用有限元法求解, 在耦合面采用基于控制面的双向映射插值方法进行壁面热流、壁面温度、气动力以及翼面变形的数据传递, 并应用该耦合方法进行了高超声速翼面热静气动弹性分析。结果表明, 热环境造成翼面结构刚度降低, 导致热环境下翼面变形明显大于常温(300 K)时的分析结果, 且马赫数越大, 两者之差越大。

**关键词** 高超声速翼面; 热静气动弹性; 交错迭代; 耦合分析; 数据传递  
**中图分类号** O324; TH128

## 引 言

翼面的静气动弹性是飞行器设计必须考虑的问题, 它涉及到气动力与结构弹性变形之间的耦合。随着飞行器速度越来越快, 气动加热引起翼面结构温度升高<sup>[1-3]</sup>, 导致翼面结构刚度发生变化<sup>[4-5]</sup>, 并由此提出了热静气动弹性的问题, 热静气动弹性的研究对高超声速飞行器的设计至关重要。

最早的高超声速翼面热静气动弹性分析方法假设翼面结构具有均匀的温度场分布, 分析不同温度下的翼面热刚度, 并在此热刚度下进行翼面的静气动弹性分析。随着气动热分析技术研究的深入, 一些学者采用以 Eckert 参考焓法<sup>[6]</sup>为代表的工程近似方法分析翼面气动热问题, 将分析获得的翼面热流作为边界条件, 并通过有限差分法等求解热传导方程获得翼面温度场分布, 再研究翼面的热刚度和热静气动弹性<sup>[7-8]</sup>。以上传统翼面热静气动弹性分析方法的计算精度较差, 已无法满足现代及未来高超声速飞行器热静气动弹性的分析要求。传统方法最主要的缺点是未考虑结构温度场对气动热的反馈效应。实际上气动热与结构温度场之间存在着强烈的耦合效应, 但传统分析方法仅考虑了气动热引起的结构温度场升高, 而未考虑翼面温度升高后对壁面热流的影响。

随着计算流体力学(computational fluid dynamics, 简称 CFD)、数值传热学(numerical heat transfer, 简称 NHT)及计算结构动力学(computational structural dynamics, 简称 CSD)的发展, 近年来一些学者通过 CFD 和 NHT 之间的耦合分析求解结构温度场, 研究热环境对结构热刚度的影响, 最后通过 CFD 和 CSD 之间的耦合分析求解热静气动弹性响应<sup>[9-10]</sup>。该方法分 2 步计算, 能获得精确的壁面热流和结构温度场, 并准确评价翼面结构热刚度, 具有计算精度高的特点。由于 CFD 与 NHT 的耦合以及 CFD 与 CSD 的耦合需要进行 2 次 CFD 计算, 故该方法还存在计算效率较低的缺点。此外该方法也无法考虑翼面变形对气动热带来的影响, 因此需要一种兼顾计算精度和计算效率的耦合分析方法。

笔者提出了一种针对高超声速翼面热静气动弹性的流固热交错迭代耦合方法, 其主要特点是能考虑翼面变形对气动热的影响, 且不需要像传统热静气动弹性耦合方法分 2 步求解, 并且利用该方法进行了典型高超声速翼面热静气动弹性问题的分析。

## 1 流体和结构传热控制方程

流体动力学的控制方程为 Navier-Stokes 方程,

\* 国家自然科学基金资助项目(52002181); 江苏高校优势学科建设工程资助项目  
收稿日期: 2020-01-08; 修回日期: 2020-04-10

其在直角坐标系下的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial V} (F_c - F_v) \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

其中： $\mathbf{W}$ 为守恒向量； $F_c$ 为对流量； $F_v$ 为黏性通量； $dS$ 为控制体  $V$  的边界面； $\mathbf{n}$ 为边界面  $dS$  的外法线单位向量。

Navier-Stokes 方程中对流量  $F_c$  的空间离散采用 AUSM+ 格式<sup>[11]</sup>，黏性通量  $F_v$  的空间离散采用中心差分格式，湍流模拟采用 Menter's SST  $k-\omega$  两方程模型<sup>[12]</sup>，时间推进采用 LU-SGS 格式<sup>[13]</sup>，且采用聚合多重网格法<sup>[14]</sup>加速收敛。

翼面结构传热分析的控制方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} (k_x \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y} (k_y \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} (k_z \frac{\partial T}{\partial z}) \quad (2)$$

其中： $k_x, k_y$  和  $k_z$  分别为材料在  $x, y$  和  $z$  方向的导热系数； $\rho$  和  $c$  分别为结构材料的密度和比热容。

翼面结构传热分析的边界条件包括壁面热流  $Q_w$  和壁面辐射热流  $Q_r$ ，其表达式为

$$-k \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_w = Q_w(x, y, z, t) \quad (3)$$

$$Q_r = \epsilon \sigma T_w^4 \quad (4)$$

其中： $\epsilon$  为表面发射率； $\sigma$  为玻尔兹曼常数； $T_w$  为壁面温度。

笔者采用有限元法进行翼面结构传热及变形的分析。

## 2 交错迭代耦合分析方法

高超声速飞行器做定常飞行时，翼面所受的气动力和气动热均稳定，其可通过数值方法计算同时得到，因此统称为气动环境。翼面热静气动弹性分析中主要存在 2 种耦合效应：①气动环境中的气动热与结构传热之间的耦合效应，当气动热作用于翼面时，翼面结构温度升高，翼面结构温度的升高导致边界层内气体与壁面温度的梯度减小，即气动热效应将减弱；②气动环境中的气动力与结构变形之间的耦合效应，当气动力作用于翼面时，翼面产生变形，变形会造成气动力重分布。此外，翼面变形也会造成壁面热流的重分布，且热环境还会影响翼面结构刚度（材料刚度和热应力引起的附加几何刚度），进而影响结构变形。笔者考虑以上所述的耦合效应，而忽略其他次要因素，建立了如图 1 所示的翼面热静气动弹性分析耦合模型。

根据图 1 中的耦合模型，笔者采用流固热交错迭代耦合方法进行高超声速翼面热静气动弹性的研

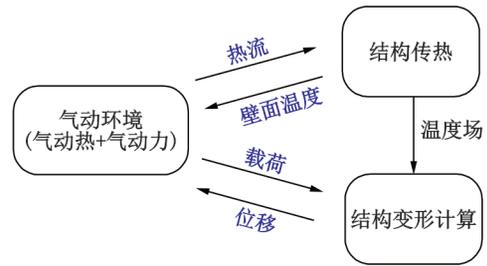


图 1 耦合模型

Fig.1 Coupled model

究，交错迭代耦合方法如图 2 所示，图中的  $i$  为耦合迭代步。采用 CFD 方法进行翼面气动力和气动热的计算，采用 NHT 方法进行翼面结构温度场的计算，采用 CSD 方法进行翼面结构变形的计算，其中 CFD 方法基于有限体积法，而 NHT 和 CSD 方法均基于有限元法。流固热交错迭代耦合方法的基本假设和特点如下：

1) 在流场计算过程中（气动力和气动热）翼面结构参数（结构变形和壁面温度）保持不变，同理在结构计算过程中（结构变形和壁面温度）翼面气动环境（气动力和气动热）保持不变；

2) 只需进行一次耦合分析即可获得翼面气动力、壁面热流、温度场和结构变形的全部稳态结果。

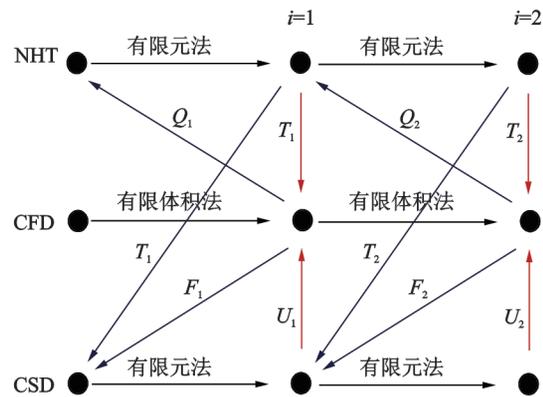


图 2 交错迭代耦合方法

Fig.2 Staggered iterative coupled method

翼面热静气动弹性的交错迭代耦合方法分析流程如图 3 所示，其主要步骤为：

1) 首先建立 CFD, NHT 和 CSD 数值分析模型，通过 CFD 分析获得初始气动力和壁面热流；

2) 进行第  $i$  步的 CFD 计算，将计算获得的气动力  $F_i$  和壁面热流  $Q_i$  分别传递给 CSD 模型和 NHT 模型；

3) 进行第  $i$  步的 NHT 计算，将计算获得的翼面结构温度场  $T_i$  传递给 CSD 模型，并更新翼面结构刚度；

4) 进行第  $i$  步的 CSD 计算, 将获得的翼面表面位移  $U_{wi}$  及表面温度  $T_{wi}$  传递给 CFD 模型, 并进行流体网格变形;

5) 若翼面结构变形和温度场均收敛, 则结束迭代。否则重复步骤 2~4, 直至结果收敛, 结束分析。

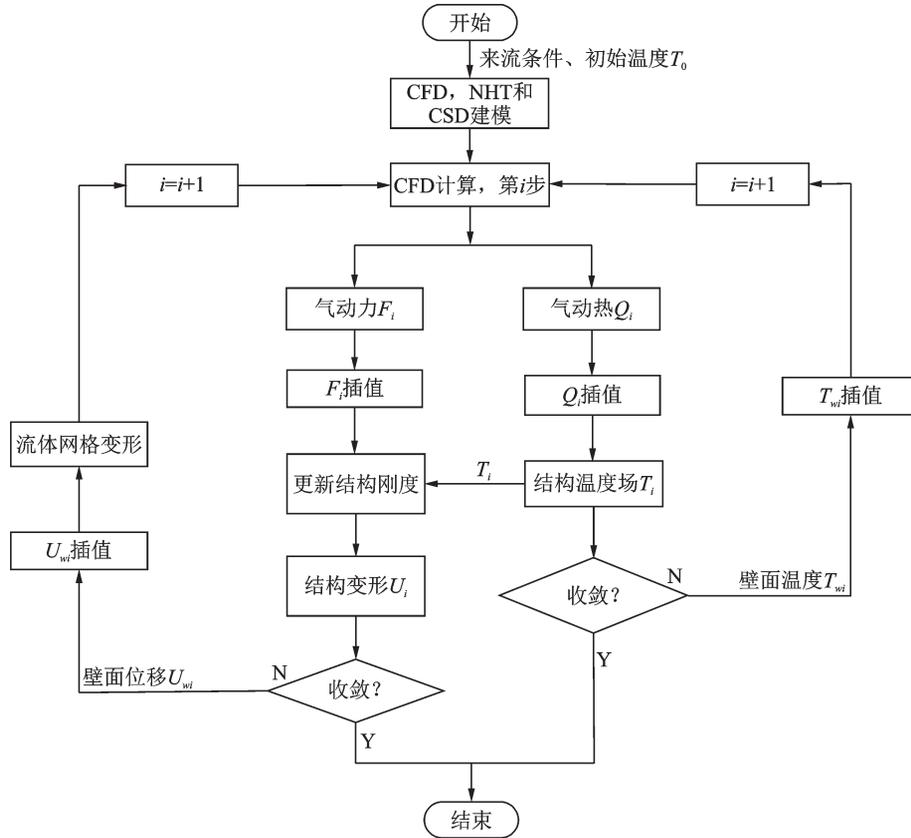


图 3 交错迭代耦合分析流程

Fig.3 Staggered iterative coupled analysis process

由于流场和结构的网格尺寸相差较大, 耦合变量需要在耦合面上通过插值算法实现数据的传递。笔者采用文献[15]中的基于控制面的双向映射插值方法进行壁面热流、壁面温度、气动力以及翼面变形的数据传递。此外为了加速收敛, 在流场计算中引入了子迭代。

目前还没有热静气动弹性的标准试验, 且翼面热静气动弹性分析的核心是精确计算气动热和结构温度场, 故笔者采用 NASA 的高超声速空心圆管模型<sup>[16]</sup>进行气动热和结构温度场计算精度的验证。文献[17]已经进行了空心圆管模型的耦合计算, 外壁面热流和温度分布的计算结果与试验结果吻合良好, 验证了计算精度。

### 3 翼面热静气动弹性分析

#### 3.1 计算模型

笔者采用小展弦比翼面进行热静气动弹性的分

析, 其平面和剖面如图 4 所示。小展弦比翼面来源于 F104 战斗机机翼, 图中参数  $C$  为翼根弦长。假设高超声速自由来流马赫数从 6 增加至 9, 飞行高度为 10 km, 攻角为  $0.5^\circ$ , 且整个翼面结构的初始温度为 300 K。划分了流场的结构网格, 网格量约为 80 万, 为了保证翼面热流的计算精度, 壁面第 1 层网格高度小于  $1 \times 10^{-5}$  m, 图 5 为 CFD 计算网格及结构传热和变形分析的翼面结构表面计算网格。笔者假设翼面前缘为耐高温碳/碳复合材料结构, 其导热系数、弹性模量和热膨胀系数分别为  $42 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ,  $95 \text{ GPa}$  和  $4 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ 。翼面其他部位采用 TA7 耐高温钛合金结构, 材料密度为  $4.4 \times 10^3 \text{ kg}/\text{m}^3$ , 但材料导热系数、弹性模量和热膨胀系数均与温度相关, 可参考文献[15]。文献[15]进行了翼面的 CFD 和 NHT 耦合计算, 获得了结构温度场, 并研究了在热环境下弹性模量和热应力对模态的影响。笔者考虑了气动热、气动力、结构传热和结构变形, 是典型的热静气动弹性问题。翼面外表面有高辐射率的涂

层,其发射率为 0.85。此外流场计算中引入了子迭代,子迭代步数设置为 30。

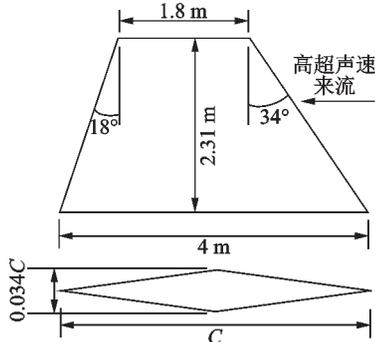


图 4 小展弦比翼面的平面和剖面

Fig.4 Platform and cross-sectional views of the low aspect ratio wing

### 3.2 翼面热环境及热静气动弹性变形

笔者通过流固热交错迭代耦合方法获得了马赫数从 6 增加至 9 的计算结果。翼面结构温度场和翼面变形均在 25 步以内达到收敛状态。图 6 给出了其表面温度云图,结果表明在不同马赫数下计算获得的翼面结构温度分布情况相似。由于翼面前缘当量半径很小,故该部位的壁面热流和温度最高,且往下游翼面结构温度逐渐降低。此外马赫数从 6 增加到 9,翼面结构最高温度从 1 525.4 K 上升到 2 163.3 K,翼面结构最低温度从 824.9 K 上升到 996.2 K。

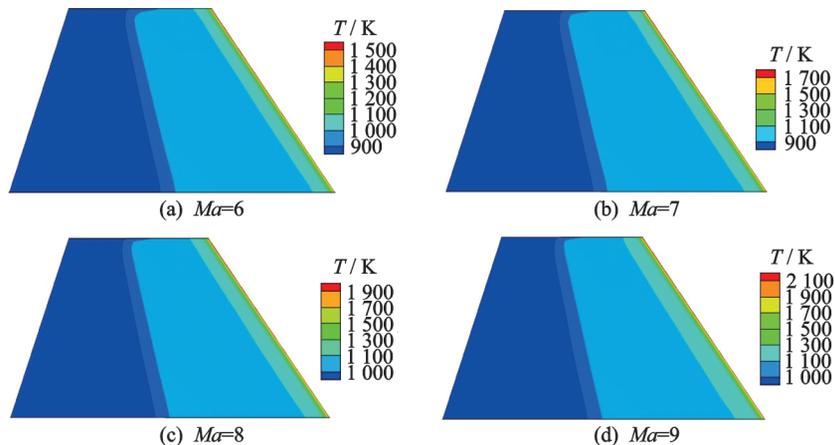


图 6 不同马赫数下翼面结构温度场

Fig.6 Temperature field of wing for different Mach number

笔者通过流固热交错迭代耦合方法分析获得了马赫数从 6 增加至 9 的翼面法向(垂直于翼面方向)的热静气动弹性变形,其热环境下翼面法向位移如图 7 所示,结果表明在不同马赫数下翼面热静气动

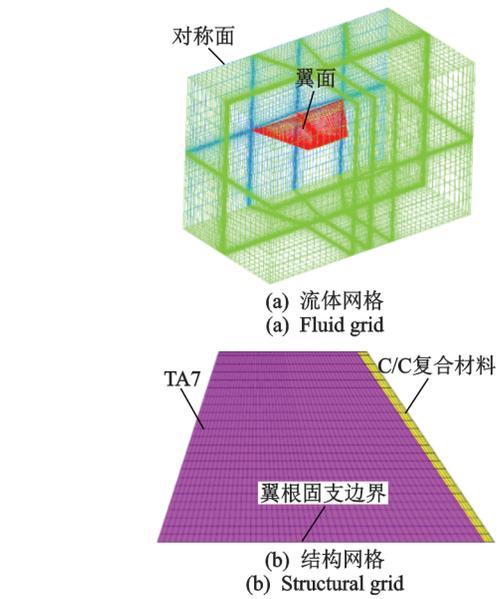


图 5 计算网格

Fig.5 Computational grids

热静气动弹性与常规静气动弹性的主要区别是热环境下翼面结构刚度会发生变化。首先,高温会直接影响材料的弹性模量,针对本研究采用的 TA7 耐高温钛合金材料,温度越高材料的弹性模量越低;其次,高温下翼面结构会膨胀,结构受到约束及内部温度分布不均匀时均会产生热应力。热应力的本质是预应力,预应力会造成几何非线性现象,即翼面结构会产生附加的几何刚度。因此,必须综合考虑热环境造成的材料弹性模量的降低及热应力引起的附加几何刚度才能准确计算翼面变形。

弹性变形情况相似。图 8 为 300 K 和热环境下翼面最大厚度处的法向位移沿展向的分布情况,图 9 为 300 K 和热环境下翼面法向最大位移随马赫数的变化情况。

由以上分析结果可知,随着马赫数的增加,翼面变形越大。此外在相同马赫数下,考虑热效应时翼面法向位移明显大于 300 K 时的分析结果。马赫数为 6,7,8 和 9 时,热环境下翼面法向最大位移分别比 300 K 时大 41.05%,51.10%,57.64% 和 63.28%,即马赫数越大,考虑热环境和不考虑热环境获得的翼

面变形量之差越大。这是由于热环境下翼面结构刚度降低了,且马赫数越大翼面结构刚度下降越快,造成变形量迅速增加。

综上所述,进行高超声速翼面静气动弹性分析时必须考虑其热效应,热环境导致翼面结构刚度降低,造成翼面变形高于常温下的结果,应给予足够重视。

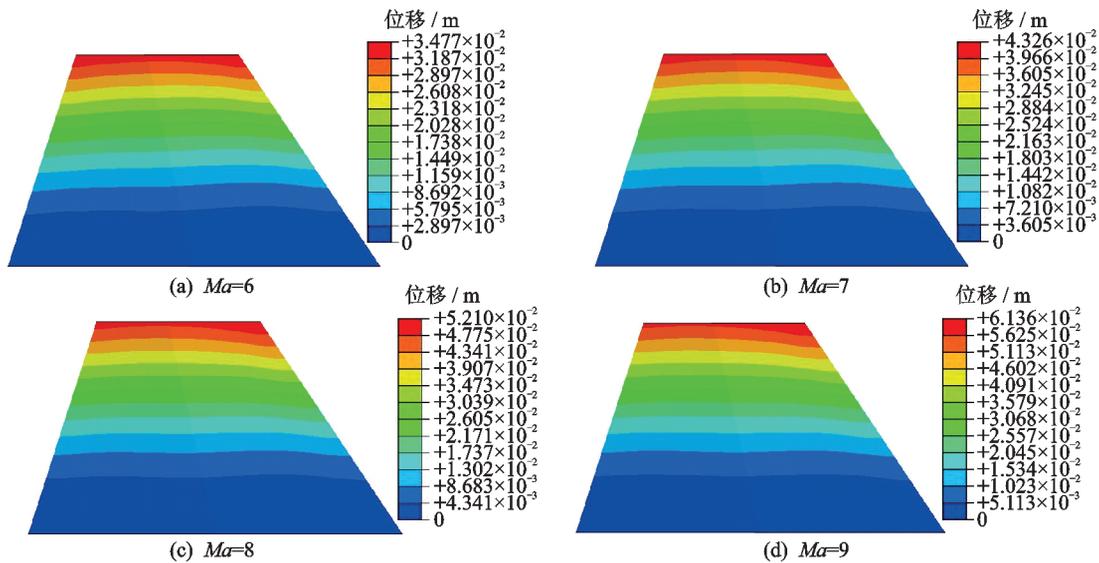


图 7 热环境下翼面法向位移

Fig.7 Normal displacements of wing under thermal environments

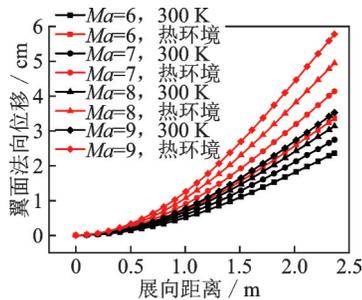


图 8 翼面法向位移沿展向分布情况

Fig.8 Normal displacements of wing along the spanwise direction

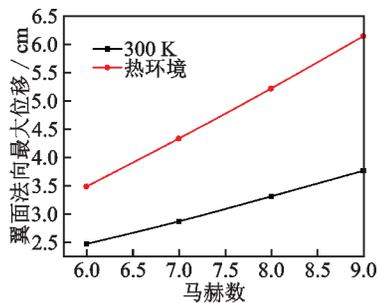


图 9 翼面最大法向位移

Fig.9 Maximum normal displacements of wing

## 4 结 论

1) 提出了一种针对高超声速翼面热静气动弹性的流固热交错迭代数值耦合方法。该方法充分考虑了气动环境(气动力和气动热)与结构变形之间的耦合、气动热与结构温度场之间的耦合以及温度场对结构刚度的影响,能克服传统热静气动弹性耦合方法中未考虑翼面变形对气动热影响的缺点。

2) 进行了翼面热静气动弹性分析,针对本研究的翼面结构形式和来流状态,热环境造成了翼面结构刚度下降,从而导致热环境下翼面法向最大位移比 300 K 时增加了 40% 以上,且马赫数越大,两者之差越大。因此,热环境对高超声速翼面的静气动弹性变形影响明显,在分析时必须考虑其影响才能获得准确的分析结果。

## 参 考 文 献

[1] KNIGHT D, CHAZOT O, AUSTIN J, et al. Assessment of predictive capabilities for aerodynamic

- heating in hypersonic flow [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 90: 39-53.
- [2] LI J, CHEN H, ZHANG S, et al. On the response of coaxial surface thermocouples for transient aerodynamic heating measurements [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2017, 86: 141-148.
- [3] VASIL-EVSKII S A, GORDEEV A N, KOLESNIKOV A F. Local modeling of the aerodynamic heating of the blunt body surface in subsonic high-enthalpy air flow: theory and experiment on a high-frequency plasmatron [J]. *Fluid Dynamics*, 2017, 52(1): 158-164.
- [4] 崔嵩, 贺旭东, 陈怀海. 一种热模态试验技术的研究 [J]. *振动、测试与诊断*, 2013, 33(S2): 21-24.  
CUI Song, HE Xudong, CHEN Huaihai. Test method research on thermal modal analysis [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2013, 33(S2): 21-24. (in Chinese)
- [5] 贺旭东, 吴松, 张步云, 等. 热应力对机翼结构固有频率的影响分析 [J]. *振动、测试与诊断*, 2015, 35(6): 1134-1139.  
HE Xudong, WU Song, ZHANG Buyun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2015, 35(6): 1134-1139. (in Chinese)
- [6] RUBESIN M W, JOHNSON H A. A critical review of skin-friction and heat-transfer solutions of the laminar boundary layer of a flat plate [J]. *Translations of the American Society of Mechanical Engineers*, 1949, 71(4): 383-388.
- [7] 刘立刚, 周凌, 孙辉. 超音速导弹弹翼结构的气动热弹性分析 [J]. *兵器装备工程学报*, 2015, 36(5): 28-34.  
LIU Ligang, ZHOU Ling, SUN Hui. Aerodynamic thermal elasticity analysis of wing structure of hypersonic speed missile [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2015, 36(5): 28-34. (in Chinese)
- [8] 刘磊, 桂业伟, 耿湘人, 等. 高超声速飞行器热气弹静态问题研究 [J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(5): 559-563.  
LIU Lei, GUI Yewei, GENG Xiangren, et al. Study on static aerothermoelasticity for hypersonic vehicle [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(5): 559-563. (in Chinese)
- [9] CULLER A J, MCNAMARA J J. Studies on fluid-thermal-structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(8): 1721-1738.
- [10] TANAKA M, OHNO S. B221 investigation of uncertainty quantification procedure in validation process of fluid-structure thermal interaction simulation code [J]. *Journal of Materials Science Letters*, 2014, 16(12): 999-1001.
- [11] LIOU M S. A sequel to AUSM: AUSM+ [J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 129(2): 364-382.
- [12] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [13] YOON S, JAMESON A. Low-upper Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9): 1025-1026.
- [14] ZHAO Y. Computation of complex turbulent flow using matrix-free implicit dual time-stepping scheme and LRN turbulence model on unstructured grids [J]. *Computers and Fluids*, 2004, 33(1): 119-136.
- [15] 黄杰, 姚卫星. 翼面热环境的并行迭代耦合方法及热模态分析 [J]. *振动、测试与诊断*, 2019, 39(4): 752-759.  
HUANG Jie, YAO Weixing. Parallel iterative coupled method for thermal environment of wing and analysis of thermal modal [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2019, 39(4): 752-759. (in Chinese)
- [16] WIETING A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge [R]. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1987.
- [17] 黄杰, 姚卫星. 基于分区迭代推进方法的锥体热环境研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(1): 90-97.  
HUANG Jie, YAO Weixing. Thermal environment of cone body based on division iterative marching method [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(1): 90-97. (in Chinese)



**第一作者简介:**常斌,男,1973年11月生,研究员。主要研究方向为飞行器设计的相关技术。曾发表《舰载直升机的研究现状与发展趋势》(《飞行力学》2016年第34卷第3期)等论文。  
E-mail: 737343134@qq.com

**通信作者简介:**黄杰,男,1989年4月生,副研究员。主要研究方向为高超声速飞行器设计技术。  
E-mail: jiehuangxyz@163.com