

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2026.03.021

高马赫数巡航酚醛树脂防热空气舵热静气动弹性特性

权恩欠¹, 高守臻², 杜天宇¹, 李大勇², 马兴普¹, 魏然峰¹

(1. 西安现代控制技术研究所, 西安 710065; 2. 山东非金属材料研究所, 济南 250031)

摘要: 高超声速飞行器在高马赫数巡航时, 激波压缩产生的剧烈气动加热对气动部件的结构完整性提出严峻挑战。采用酚醛树脂基复合材料作为防热套是高温合金空气舵应对极端热环境的有效工程手段, 但其热防护下的结构变形仍会改变气动外形及载荷特性。针对这一涉及复合材料防热层与金属骨架的气动热力耦合问题, 本研究建立了一套基于计算流体力学与有限元分析的顺序单向耦合数值计算框架。以马赫数6.0、飞行高度20 km为典型工况, 对套装酚醛树脂基防热套的高温合金空气舵进行了研究, 对比分析了冷态与热态下的结构响应与流场特征。研究结果表明: 尽管有复合材料防热层的保护, 在长航时热累积作用下, 空气舵前缘温度仍攀升至约1 400 K; 热刚度退化与热膨胀成为结构变形的主导因素, 热态下舵梢前缘最大变形达29 mm并伴随约19.65 mm的扭转。剧烈的热扭转效应改变了局部攻角, 导致舵面局部范围内上下表面压力差反向。通过量化结果发现热变形效应使升力系数增加约6.55%, 阻力系数剧增约26.4%; 压力中心位置发生显著非线性偏移, 后移量达4.728%。研究揭示了复合材料防热空气舵的热变形对气动载荷的修正机制, 证实了在飞行器结构设计中必须充分考虑防热层与结构层的协同热变形影响。

关键词: 高马赫数; 酚醛树脂; 空气舵; 热静气动弹性; 载荷分布

中图分类号: TJ011, V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2026)03-0171-09

Thermal-static aeroelastic characteristics of phenolic resin-based heat-resistant air rudders for high Mach number cruises

QUAN Enqian¹, GAO Shouzhen², DU Tianyu¹, LI Dayong², MA Xingpu¹, WEI Ranfeng¹

(1. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. Shandong Institute of Non-metallic Materials, Jinan 250031, China)

Abstract : High-speed aircraft during high Mach number cruise, severe aerodynamic heating generated by shock wave compression challenges the structural integrity of hypersonic vehicles. Employing a phenolic resin matrix composite as thermal protection sleeve is an effective method for protecting superalloy air rudders. However, structural deformation under this extreme thermal environment still significantly alters aerodynamic shapes and load characteristics. To investigate this aerodynamic-thermal coupling between the composite thermal protection layer and the metal skeleton, this study establishes a sequential one-way coupled numerical framework using computational fluid dynamics and finite element analysis. Assuming typical operating conditions of Mach 6.0 and a 20 km flight altitude, structural responses and flow field characteristics of the protected air rudder were analyzed under cold and hot states. Results indicate that despite the composite protection, heat accumulation during long-endurance flight causes leading-edge temperatures to reach approximately 1 400 K. Thermal stiffness degradation and thermal expansion have become the dominant factors causing structural deformation. Consequently, in the hot state, the maximum deformation at the rudder tip's leading edge reaches 29 mm and a 19.65 mm torsion. This severe thermal torsional effect alters the local angle of attack, causing a localized reversal of the pressure difference between the upper and lower surfaces. Quantitatively, the thermal deformation effect causes the lift coefficient to increase by approximately 6.55%, while the drag coefficient increases dramatically by about 26.4%. The position of the pressure center has undergone a significant nonlinear shift, with a post-shift amount of 4.728%. Ultimately, this study reveals the modification mechanism of thermal deformation on aerodynamic loads, confirming that synergistic thermal

通信作者: 杜天宇, 硕士, 工程师, 研究方向为复合材料、气动热与热防护

收稿日期: 2025-12-28

引用格式: 权恩欠, 高守臻, 杜天宇, 等. 高马赫数巡航酚醛树脂防热空气舵热静气动弹性特性[J]. 工程塑料应用, 2026, 54(3): 171-179.

QUAN Enqian, GAO Shouzhen, DU Tianyu, et al. Thermal-static aeroelastic characteristics of phenolic resin-based heat-resistant air rudders for high Mach number cruises[J]. Engineering Plastics Application, 2026, 54(3): 171-179.

deformation of protection and structural layers must be fully considered in hypersonic vehicle design.

Keywords: high Mach number ; phenolic resin ; rudders ; static aerothermoelasticity ; load distribution

近空间高超声速飞行器凭借其快速响应与强突防能力,已成为国防与空间技术领域的关键研究方向^[1-2]。这类飞行器能够在短时间内精准打击长距离军事目标,具有极其重要的战略意义。当飞行器以高马赫数在大气中飞行时,由于激波的强烈压缩效应,来流动能部分转化为热能,带来显著的气动加热效应^[3]。空气舵作为飞行器的核心气动控制部件,直接暴露于严酷的气动加热环境中,其工作性能直接决定了飞行器的稳定性和操纵性。为了保证结构在高温下的强度与刚度,通常采用高温合金作为骨架材料,但单纯依靠金属材料仍难以抵御长时间的极端气动加热,因此,在高温合金表面套装耐烧蚀、隔热性能优异的工程塑料或复合材料防热层(如酚醛树脂基复合材料)已成为主流的工程设计方案。酚醛树脂基复合材料凭借其优异的高温炭化结构保持能力和阻热性能,被广泛应用于高超声速飞行器的热防护系统(TPS)。然而,在高马赫数巡航状态下,即使存在防热层,热量仍会通过复合材料层向内部金属结构传递,导致舵面产生非均匀温度分布,进而诱发复合材料层与金属层的协同热变形。这种热变形将改变空气舵原始气动外形,反作用于流场结构,形成复杂的气动热-结构变形耦合效应^[4]。在这种耦合作用下,空气舵载荷分布特性会发生根本性改变,诱发局部区域应力集中、振动特性漂移甚至颤振边界偏移等问题^[5]。因此,深入探究高马赫数下酚醛树脂防热空气舵的热力耦合效应及其对载荷分布的影响,对于提升飞行器的热防护设计与结构设计水平具有重要的理论意义和工程应用价值。

针对高超声速气动热力耦合问题,国内外学者已开展了一系列研究。在试验研究方面,Wieting等^[6-7]针对圆柱进行了高超声速绕流试验,该试验经常被用于高超声速流动传热耦合数值模拟的验证。Nie等^[8]对比石英灯与电弧风洞载荷,指出非均匀热流使钛合金壁板屈曲模态从整体弯曲转为局部皱褶,临界屈曲温度下降15%。牛海波等^[9]在马赫6风洞中采用纳米示踪粒子与高速红外热成像技术,首次量化三角翼模型横流不稳定性诱导的热流脉动规律,发现脉动幅度达12%且与攻角呈非线性增长。李强等^[10]在电弧风洞中对舵翼开展

了试验研究,模拟了D6AC钢舵翼在飞行过程中的烧蚀损伤。这些试验为理解高温环境下材料的响应行为提供了宝贵数据,但由于试验周期长、难度大、费用高,故难以覆盖全部飞行工况。在数值模拟研究方面,多位研究者采用了不同的方法模拟气动热力耦合过程。李佳伟等^[11]采用一体化求解方法,将流场与结构温度场作为一个物理场,采用统一的控制方程进行求解。季卫栋等^[12]采用统一的积分方程组作为气动加热和结构热物理过程的控制方程,对物理场进行统一的迎风格式有限体积方法离散,对二维圆管模型的气动加热和结构传热问题进行了模拟。陈梅洁等^[13]通过顺序耦合方法,基于Transition k-k1- ω 湍流模型计算得到了温度场和应力场的分布。梁杰等^[14]则采用蒙特卡洛方法,通过分区求解策略对大型航天器离轨再入陨落过程中的气动力和气动热特性进行了数值模拟。针对舵翼类结构,张佳明等^[15]通过分区耦合方法,开展了舵翼结构流-热-固耦合仿真,对不同飞行迎角状态下结构变形场、温度场进行了计算,发现耦合效应使舵翼结构变形与温度增大,且飞行迎角越大,耦合效应越明显。徐琳等^[16]对空气舵舵面进行了流固耦合仿真分析,研究了攻角和马赫数对舵面振动位移的影响,发现舵面振动位移幅值随攻角和马赫数的增大而增大,并呈非线性关系。然而,现有研究多聚焦于单一金属结构、烧蚀机理或者多物理场耦合算法的实现,对于“耐高温复合材料防热层+金属骨架”这一典型工程组合结构在气动热力耦合作用下的整体载荷分布特性研究较少,且大多数研究仅针对较低马赫数工况开展,而对高马赫数($Ma>5$)巡航状态,特别是针对酚醛树脂防热空气舵的热力耦合效应及其对气动载荷分布特性影响的量化分析仍显不足。

针对以上研究空白与工程计算效率的需求,本研究基于顺序单向耦合的数值研究框架,对高马赫数巡航状态下套装有酚醛树脂基复合材料防热套的高温合金空气舵开展了热静气动弹性分析。基于热变形前后的构型,重点研究了在该复合防热体系下,热力耦合效应对空气舵气动载荷分布特性的影响,为工程塑料及复合材料在飞行器防热结构一体化设计中的应用提供数据支撑。

1 理论基础

1.1 计算流体力学

当不考虑外加热和彻体力的影响时,笛卡尔坐标系下的三维可压非定常N-S方程组的守恒积分形式见式(1)。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \frac{\partial}{\partial t} \int_{\partial\Omega} F_c \cdot ds - \frac{\partial}{\partial t} \int_{\partial\Omega} F_v \cdot ds = 0 \quad (1)$$

式中: Q 为守恒向量, ds 表示控制域 Ω 的边界 $\partial\Omega$ 的外法向量, F_c, F_v 分别为无黏对流矢通量和黏性对流矢通量。

本研究使用CFD++商业软件计算获得流场结果,当求解欧拉方程时物面边界条件为滑移壁面,而当求解N-S方程时物面边界条件则相应设置为无滑移等温壁面,湍流模型选择两方程Menter k- ω SST湍流模型。

对于热气动弹性问题,结构由于气动力的作用会发生弹性变形,而耦合物面上的变形信息则需要传递给流场,进而更新流场网格,这可以通过采用动网格技术以实现流场网格的更新。论文选取目前最常用的基于径向基函数(Radial Basis Function, RBF)的数据插值技术来更新流场网格。文献[16]通过测试与比较指出,Wendland's C2紧支型函数在网格变形方面的表现优于其他函数,因此在涉及到动网格技术的使用时采用的RBF函数均为Wendland's C2函数。

1.2 结构传热理论

依据结构传热理论并采用有限元离散处理后,结构热传导方程的表达式见式(2)。

$$C_T \dot{T} + K_T T = F_T \quad (2)$$

式中: $C_T, K_T, F_T, T, \dot{T}$ 分别为热容矩阵、热传导矩阵、温度载荷向量、节点温度向量及其导数。

本研究基于ABAQUS商业软件子开展热传导获得结构温度场,利用ABAQUS User Subroutine功能进行二次开发实现流热耦合计算。

1.3 计算结构力学

在拉格朗日框架下利用变分原理并进行有限元离散,同时考虑Saint-Venant-Kirchhoff材料和几何非线性效应,可以得到结构求解方程,见式(3)。

$$K(u) = P + P_T \quad (3)$$

式中: $K(u), u, P, P_T$ 分别为刚度矩阵、节点位移向量、静力载荷向量和热载荷向量。

与1.2节相似,基于ABAQUS User Subroutine实现流固耦合计算。

2 数值计算方法与模型建立

2.1 计算流程

完全双向的流-热-固耦合分析涉及复杂的多场迭代和数据交换,计算成本高昂,求解效率低下,难以适用于大规模的参数化研究和工程初步设计阶段。鉴于高超声速空气舵的热变形过程具有时间尺度分离的特点(气动加热过程是秒级/分钟级的累积效应,而流场响应是毫秒级的瞬时效应),故采用顺序单向耦合方法成为工程上一种高效且合理的替代方案。

此外,针对本研究涉及的高超声速高温合金骨架结构,其刚度较大。预估分析表明,在马赫数6.0的巡航状态下,结构变形主要由材料的热膨胀效应及高温下的刚度退化主导,而单纯由气动压力引起的弹性变形分量占比极低。尽管热变形会显著改变流场结构并修正气动载荷,但这一载荷增量在硬质骨架上产生的二次弹性变形极为微小,不足以再次引发流场的显著改变。因此,采用基于热变形构型进行单次流场更新的策略,足以在保证计算精度的前提下捕捉主要的气动热弹性耦合特征。

本研究基于顺序单向耦合思想,通过构建分步仿真策略开展数值仿真分析,图1为具体实施流程,主要内容如下。

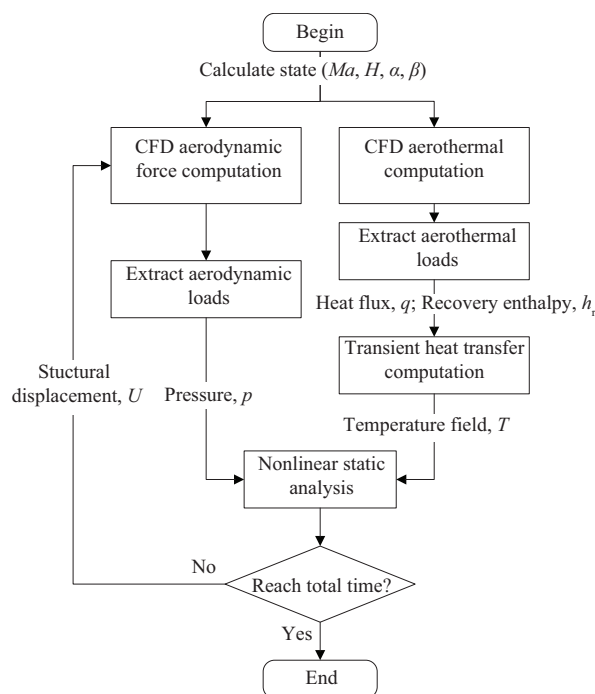


图1 顺序耦合热静气动弹性计算流程

Fig. 1 Sequential coupled static aerothermoelastic simulation flowchart

(1)通过CFD方法求解巡航状态下的流场,获得空气舵表面的气动热载荷(热流密度和恢复焓);

(2)将热流载荷施加于结构有限元模型,进行瞬态热传导分析,获取结构在热载荷下的温度场分布;

(3)将随时间变化的温度场和气动载荷加载到结构上开展有限元仿真分析;

(4)根据结构热变形重新开展CFD计算获得更新外形后对应的气动载荷;

(5)迭代(3)和(4)最终获得随时间变化的结构热变形。

通过与原始外形下的计算结果进行对比,量化分析热变形对空气舵载荷分布特性的影响。该方法在保证物理过程准确性的前提下,可以显著提升计算效率。

2.2 气动建模

论文基于文献[17]的计算模型并考虑弹箭尺寸进行了调整,计算网格采用结构拓扑形式,根据工程经验,当第1层网格高度降低至0.001 mm后,气动热计算结果变化很小,因此第1层网格高度采用0.001 mm,网格总数约为1 120万,如图2所示。

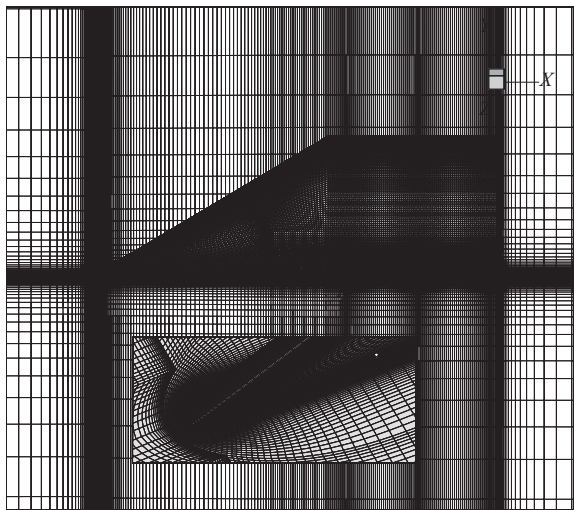


图2 流场计算网格

Fig. 2 CFD computational grid

为了进一步验证数值计算结果的可靠性,针对本研究的空气舵模型开展了网格独立性验证工作。除了文中采用的基准计算网格(网格总量约1 120万,记为“细网格”)外,生成了一套节点密度约为基准网格50%的“粗网格”作为对比。选取空气舵典型的50%展向截面($Y=0.2015\text{ m}$),对比了两种网格密度下的表面压力系数(C_p)分布。如图3所示,粗网

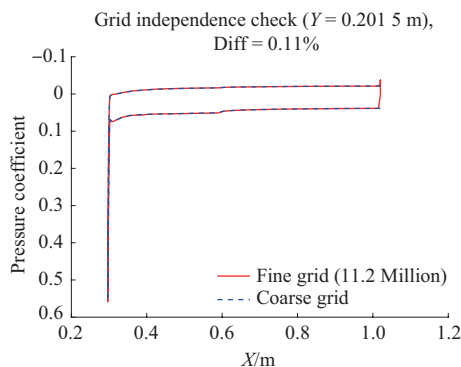


图3 网格独立性验证

Fig. 3 Grid independence verification

格与细网格计算得到的沿弦向 C_p 分布曲线吻合度极高,均能清晰捕捉到前缘的压缩激波峰值及后续的压力变化趋势。经定量计算,两者在该截面上的 C_p 积分相对偏差仅为0.11%。结果表明,当前采用的网格规模(1 120万)已达到气动特性计算的收敛解区域,继续加密网格对升阻力特性的影响可忽略不计。

2.3 结构建模

结构有限元模型如图4所示,采用商业软件ABAQUS建模得到,骨架材料选用牌号为GH4169的高温合金,密度 $\rho=8\,240\text{ kg/m}^3$,随温变化的热物理参数见表1,详见文献[18]。为了实现热防护,空气舵表面套装有厚度为1 mm的某高密度改性酚醛复合材料隔热套,并在模型中设定为各向同性化处理。对应的热物理属性为: $\rho=1\,650\text{ kg/m}^3$;导热率 $k=0.55\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$;拉伸弹性模量 $E=10\text{ GPa}$;泊松比 $\nu=0.33$;线性膨胀系数 $\alpha=10^{-5}/\text{K}$;定压比热容 $c_p=1\,100\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ 。

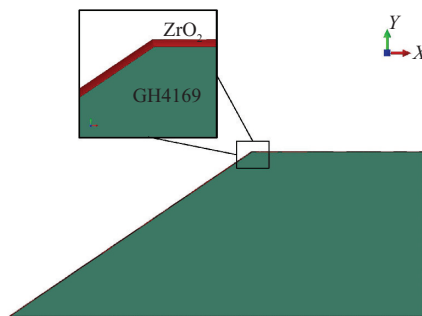


图4 结构计算模型

Fig. 4 Structural computational model

2.4 方法验证

为了验证基于热流密度和恢复焓开展流热耦合计算的仿真精度,采用来流马赫数6.47气动加热作用下的半无限长圆柱模开展验证,该模型于1987

表1 高温合金 GH4169 热物理参数
Tab. 1 Thermal physical parameters of GH4169

T/K	$k/[W \cdot (m \cdot K)^{-1}]$	E/GPa	ν	$\alpha/(10^{-6} \cdot K^{-1})$
293	13.4	200	0.30	11.8
373	14.7	196	0.30	11.8
473	15.9	188	0.30	13.0
573		181	0.30	13.5
673	17.8			14.1
773	19.6	176	0.32	14.4
873	21.2	160	0.32	14.8
973	22.8	141	0.33	15.4
1 073	23.6	101	0.33	17.0
1 173	27.6	31	0.33	18.4
1 273	30.4	15	0.33	18.7

Notes: T is temperature; k is thermal conductivity; E is tensile modulus; ν is Poisson's ratio; α is thermal expansion coefficient.

年在NASA兰利8-ft高温风洞中进行了风洞试验^[6]。具体的流动参数见表2。圆柱体采用321不锈钢材质,其长度,直径和厚度分别为0.609 6、0.076 2、0.012 7 m。试验共持续5 s,考虑到该模型的对称性,建立了1/4气动计算模型,图5为建模得到的一体化传热计算网格,其中气动网格第一层高度为0.001 mm以保证计算获得准确的热流密度,并在结构域与流场域的交界处对结构计算网格进行了网格加密处理,近壁面网格高度为0.1 mm。圆柱表面的无扰动气动压强和热流密度分布与试验结果之间的对比如图6所示。其中计算结果以及试验结果

表2 验证模型来流状态参数

Tab. 2 Freestream parameters of validation model

Items	Ma	Re	p_{∞}/Pa	T_{∞}/K	T_w/K
Value	6.47	1.31e6	648.1	241.5	294.5

Notes: Ma is Mach number; Re is Reynolds number; p_{∞} is freestream pressure; T_{∞} is freestream temperature; T_w is wall temperature.

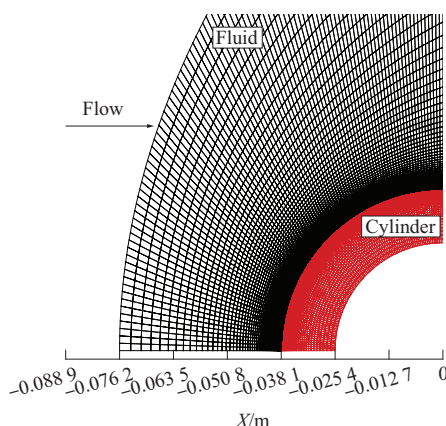
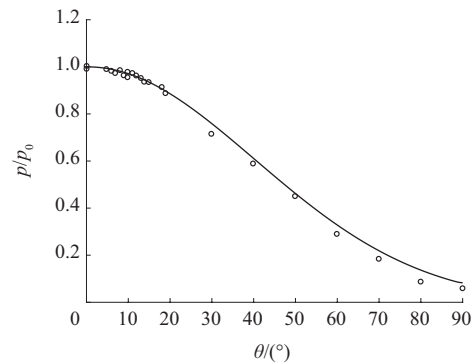
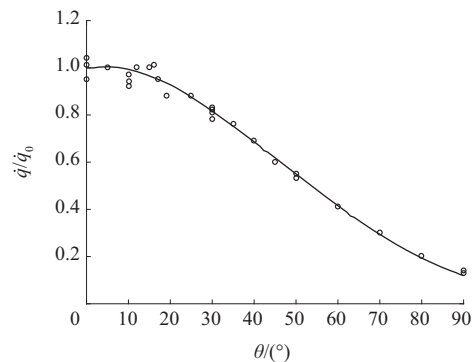


图5 半无限长圆柱模型一体化传热计算网格

Fig. 5 Integrated computational grid of semi-cylinder model



(a) Comparative surface pressure distributions



(b) Comparative surface heating rate distributions

图6 圆柱表面压力和冷壁热流分布对比图

Fig. 6 Comparison of surface pressure and cold-wall heating rate distributions

均采用其对应的驻点温度值进行了无量纲化,并且二者的驻点热流密度值之间的误差在1%以内,表明CFD求解器计算得到的结果能够预测得到较为精确的气动压力和热流密度。

图7给出了一体化气动传热模块计算得到的5 s内圆柱表面温度结果与试验结果之间的对比。观察图7a可以发现试验结果数据点均分布在 $t=4$ s和 $t=5$ s计算结果曲线之间,并且在 $t=5$ s时预测得到的驻点温度约为480 K,与Wieting^[6]给出的试验数据之间的误差在1%以内。 $t=2$ s时结构内部光滑的温度分布云图如图7b所示,可以看到,随着仿真时间的推进,温度逐渐从结构表面向内部传导,并且驻点附近的温度要显著高于远离驻点位置处,这一结果与Dechaumphai^[19]给出的温度分布云图吻合的较好。计算结果表明基于热流密度和恢复焓开展流热耦合计算这一方法具备较好的仿真精度。

2.5 仿真工况

为了精准量化高超声速飞行中气动加热引起的热变形对空气舵气动特性的影响,并剥离单纯由气动压力引起的弹性变形因素,本研究选取典型的高超声速巡航状态作为计算工况。计算模型采用

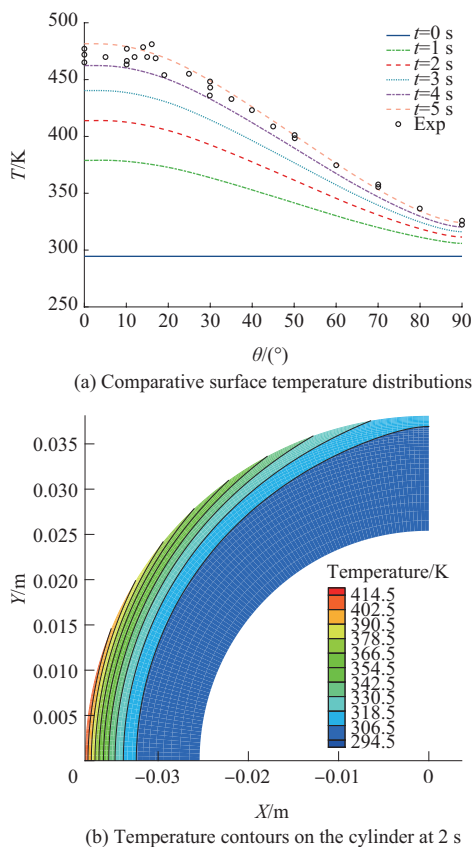


图7 圆柱表面温度分布以及结构温度分布云图

Fig. 7 Surface temperature distributions and temperature contour of the structure

前述建立的高温合金空气舵模型,仿真状态采用表3所示的巡航状态,在此工况下,等温壁面温度和结构初始温度均设置为 $T_w = T_{\text{initial}} = 300 \text{ K}$,酚醛树脂基防热套的辐射系数为0.75,本研究仅考虑壁面向远场大气的辐射散热,忽略了舵面与弹体间的多面辐射。

表3 计算状态参数

Tab. 3 Calculation Parameters

Ma	H/km	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	T_w/K
6.0	20	5.0	0.0	300

Notes: Ma is Mach number; H is altitude; α is attack angle; β is side-slip angle; T_w is wall temperature.

结构边界条件方面,考虑到空气舵通过舵轴与弹体连接,且舵轴刚度较大,故在有限元模型中对舵轴根部实施全约束,约束其六个自由度。热分析时长设定为 $t=100 \text{ s}$,以模拟长航时巡航过程中的累积热效应。

为了量化热变形产生的气动影响,研究设置了两组对比算例进行数值模拟。

(1)工况A(基准工况:冷态静气动弹性)。仅考

虑气动压力对结构的弹性作用,忽略温度变化对结构的影响。具体设置如下:结构材料参数(弹性模量、泊松比等)取 $T_{\text{initial}}=300 \text{ K}$ 下的固定值;结构仅承受由CFD计算得到的气动压力载荷,不施加温度载荷(即不发生热膨胀)。通过流-固耦合迭代计算,获得由气动压力主导的平衡态变形构型及其对应的流场。

(2)工况B(热静气动弹性耦合工况)。综合考虑气动加热与气动压力的耦合效应。具体设置如下:结构材料参数随温度实时变化(见表1);结构同时承受气动压力载荷和非均匀温度场引起的热载荷。采用本文提出的顺序单向耦合方法,计算在力热联合作用下的结构变形及其对应的流场。

通过对比工况B与工况A,可以消除纯机械应力变形的背景干扰,从而准确分离并量化“气动热效应”(包括热膨胀变形和高温导致的刚度下降)对空气舵气动载荷分布的独立影响。

3 结果分析与讨论

3.1 结构变形模式对比

图8给出了 $t=100 \text{ s}$ 时刻空气舵法向中截面的温度分布云图,可以看到此时前缘温度高达 1400 K ,最高温出现在前缘和舵尖处,其原因一方面是前缘空气由于强激波的压缩作用,气动加热效应显著;另一方面舵尖处热积聚效应较强,热扩散相较其他区域慢。

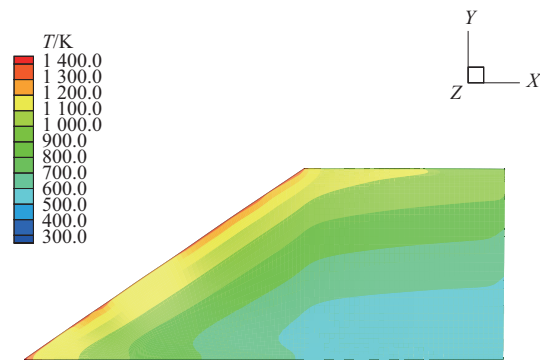
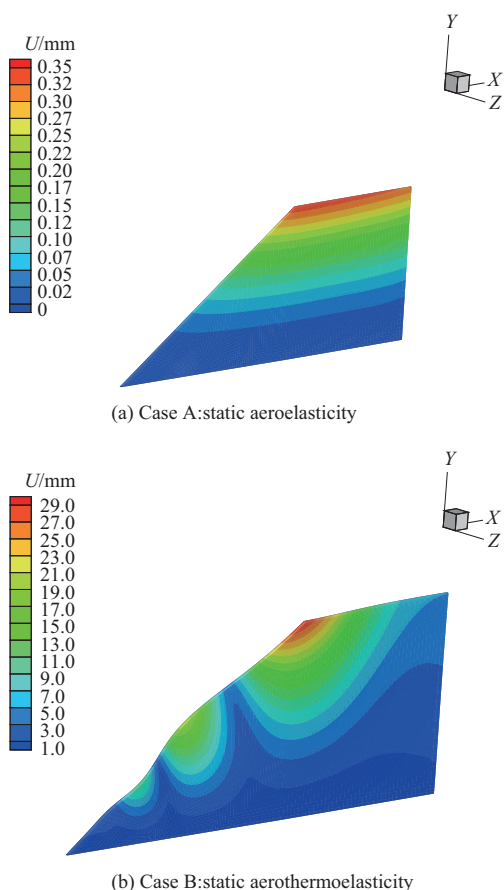
图8 $t=100 \text{ s}$ 时刻空气舵中截面温度分布云图Fig. 8 Mid-section temperature contours of the rudder at $t=100 \text{ s}$

图9为 $t=100 \text{ s}$ 时刻空气舵结构总变形位移云图,从图中可以发现相较于不考虑热变形的情况(工况A,舵梢最大变形位移约 0.35 mm),最大变形位移出现在舵梢前缘处,变形值高达 29 mm 。并且空气舵前缘由于气动载荷和热载荷的共同作用,产生了显著扭转,最大扭转变形量达到约 19.65 mm ,这表明在马赫数6巡航状态下,热刚度退化和热膨胀是

图9 工况A与工况B($t=100$ s)的结构总位移云图对比Fig. 9 Comparison of total structural displacement contours between case A and case B ($t=100$ s)

结构变形的主导因素,单纯的静气动弹性分析已不再适用。

3.2 热效应对流场结构的修正作用

对比图10给出的50%展长处马赫数等值线分布图可以看到,当不考虑热变形时(图10a),迎风面马赫数在绕过前缘半径后,等值线变化迅速趋于平缓,表明静气动弹性变形引起的流场特征变化较小。而对于图10b,热变形会导致舵截面出现明显的扭转,使得局部攻角发生改变,进而导致流场特征与图10a相比发生根本性变化。

图11所示的空气舵表面由于热效应诱导的额外压力差分布云图($P_{\text{CaseB}} - P_{\text{CaseA}}$)进一步显示,前缘热变形致使局部激波强度发生改变,扭转效应使得舵面的压力分布出现显著的改变。因此,忽略热变形影响,将导致对结构高危载荷区域的预测出现严重偏差,进而对工程方案设计产生较大影响。

3.3 热变形对气动载荷特性的量化分析

图12为50%展长处表面压力系数分布对比图,从图中可以看到,由于热变形带来的舵面扭转效

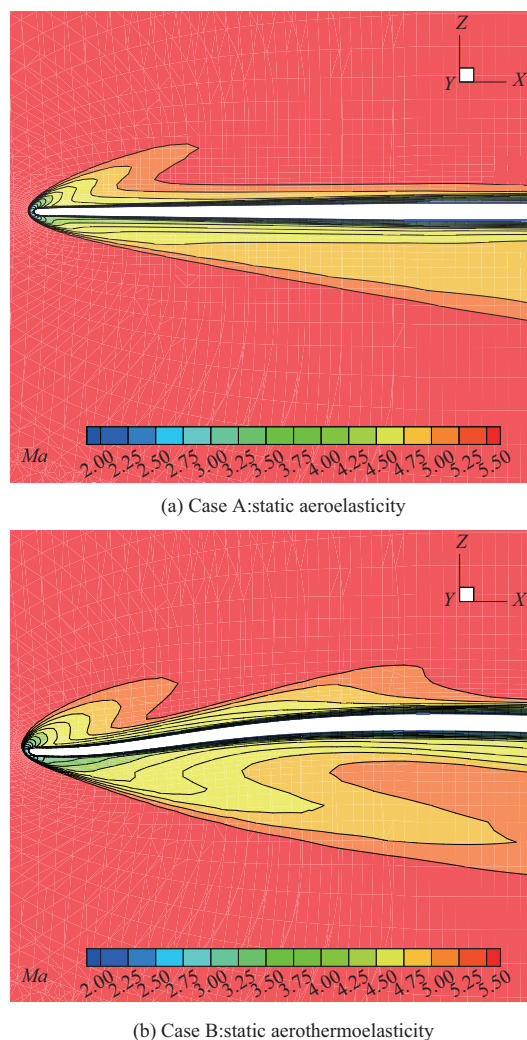


图10 典型展向截面(50%展长)处激波结构对比(马赫数等值线)

Fig. 10 Comparison of shock wave structures (Mach contours) at typical sections (50% spanwise)

应,对前半舵面的压力分布均产生了显著的影响,尤其是对于0.3~0.5位置区间内,上下表面压力差出现反向,从而会产生较大的局部扭转力矩,忽略热变形影响时则无法捕捉到这种现象。对比前缘压力放大图可知,热变形导致前缘局部压力升高,这将加剧防热套的剥蚀风险,从而削弱热设计安全性。

图13为空气舵压力中心随时间变化的偏移轨迹图。对于静气动弹性情况,当舵面变形达到稳定状态时,舵面压心位置与热静气动弹性 $t=0$ s时刻(刚性空气舵)的压心位置相差很小;然而,当考虑热变形影响时,压心首先发生前移,随着扭转效应的凸显所引起的复杂分布式气动力载荷,与热应力联合作用,使得压心开始后移,移动轨迹呈现出显著的非线性。表4给出了气动热效应引起的载荷参数

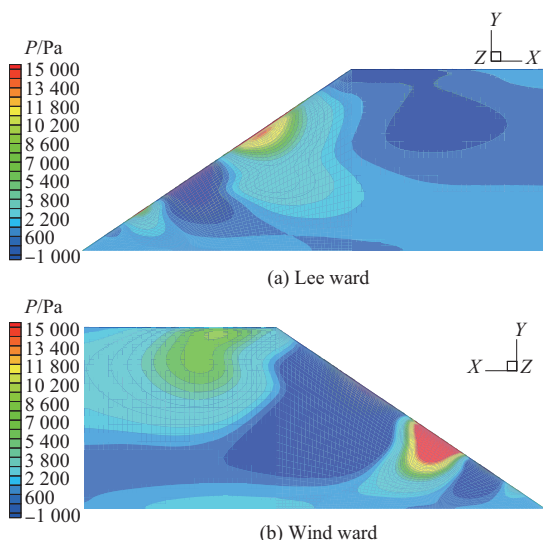


图11 热效应诱导的额外压力差分布云图

Fig. 11 Contours of additional pressure difference induced by thermal effects

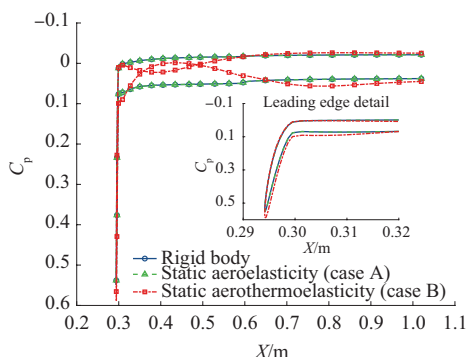


图12 典型展向位置处的表面压力系数分布对比

Fig. 12 Comparison of surface pressure coefficient distributions at typical spanwise locations

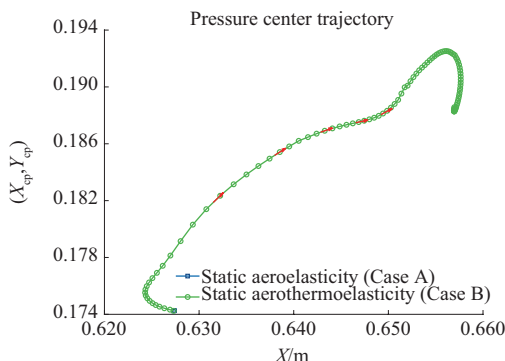


图13 随时间变化的空气舵压力中心偏移轨迹

Fig. 13 Shift trajectory of the rudder's pressure center varying with time
变化量,其中压心变化率(R)定义见式(4)。

$$R = \frac{X_{cp, deformed} - X_{cp, rigid}}{X_{cp, rigid}} \times 100\% \quad (4)$$

式中: $X_{cp, deformed}$ 为变形后压心位置, $X_{cp, rigid}$ 为刚性体压心位置。

表4 气动热效应引起的载荷参数变化量(以工况A为基准)

Tab. 4 Variations of aerodynamic load parameters induced by aero-thermal effects (based on case A)

Case	Lift coefficient	Drag coefficient	Center of pressure	Center of pressure variation rate
Case A	0.061	0.012 5	0.627 4 (0.627 3)	0.015%
Case B 100 s	0.065	0.015 8	0.657 0	4.728%
Variation rate	6.55%	26.4%		

可以发现静气动弹性所引起的压心变化率仅为0.015%,而在 $t=100$ s时刻,压心后移量达4.728%,这将对高精度飞行控制律的鲁棒性提出严峻挑战。对比升阻力系数可知,相较于静气动弹性计算结果,考虑热变形时升力系数增大了约6.55%,阻力系数剧增了约26.4%,再次说明热变形在工程设计中必须加以考虑。

基于上述热变形对气动特性的显著修正机制,酚醛树脂基防热材料的设计可从以下方向进行改进,以抑制不利热弹性响应。(1)低热膨胀改性,鉴于结构变形主要由热膨胀驱动,建议通过引入负膨胀系数填料或优化纤维铺层方向,降低材料轴向热膨胀系数,减少与金属骨架的变形失配;(2)功能梯度设计,针对前缘高温区采用“外密内疏”的梯度密度设计,利用内层低热导率延缓骨架温升与刚度退化;(3)增强高温残余刚度,通过纳米改性提升材料在炭化后的模量保持率,使其在高温下能更有效分担气动载荷,抑制整体扭转变形。

4 结论与展望

(1)复合防热体系下热效应主导结构变形模式:在马赫数6的长航时巡航状态下,尽管采用了酚醛树脂基复合材料进行热防护,气动加热产生的热量累积仍导致空气舵前缘及舵尖温度显著升高,最高温度达1400 K。热刚度退化与不均匀热膨胀成为结构变形的主导因素,使得舵梢前缘最大位移达到29 mm,并伴随约19.65 mm的严重扭转变形,远超仅考虑气动压力时的0.35 mm变形量,这表明在涉及复合材料防热结构的设计中,不能仅考虑防热烧蚀性能,还需关注防热层与金属结构的热膨胀匹配及整体变形问题。

(2)热变形显著修正局部流场结构:剧烈的热扭转变形改变了空气舵的局部攻角,进而重塑了激波结构与流场特征。这种几何外形热修正效应导

致前缘附近的压力分布发生质变,特别是在 50%展长截面 0.3~0.5 范围内,上下表面压力差出现反向,产生了额外的局部扭转力矩。

(3)气动载荷特性发生非线性偏移:热变形对空气舵的气动特性产生了不可忽视的影响。与冷态基准工况相比,考虑热效应后,升力系数增大了约 6.55%,阻力系数剧增约 26.4%。更为关键的是,压力中心位置表现出显著的非线性移动规律, $t=100$ s 时压心后移量达 4.728%(相比之下冷态仅变化 0.015%)。这一显著的压心漂移将对高超声速飞行器的配平能力与控制律设计提出严峻挑战,在工程设计中必须予以修正。

本研究表明在高温合金骨架上应用酚醛树脂基复合材料不仅涉及热防护问题,其热弹性响应对气动性能同样具有决定性影响。基于研究揭示的热刚度退化与变形机制,本文针对性地提出了低热膨胀系数改性、功能梯度设计及增强高温残余刚度等材料性能优化方向,这为高超声速飞行器空气舵的高效高精度设计与性能评估提供理论依据和方法支撑,对实现防热-结构一体化设计具有重要的工程应用价值。

最后,需要指出的是,本研究重点关注高温环境下的宏观热-结构耦合响应。虽然在 1 400 K 的前缘高温区,酚醛树脂基复合材料会发生局部热解并形成炭化层,但鉴于其优异的结构保持能力及极小的表面后退量(微米级),本研究暂未考虑热解引起的质量流失及气体引射效应对气动外形的微细修正。在后续工作中,将引入更为精细的材料烧蚀/热解模型,以进一步完善全物理场耦合机制的研究。

参考文献

- [1] 陈雄昕,刘卫华,罗智胜,等.高超声速飞行器气动热研究进展[J].航空兵器,2014,21(6):8-13.
CHEN Xiongxin, LIU Weihua, LUO Zhisheng, et al. Research advances of aerodynamic heating for hypersonic aircraft[J]. Aero Weaponry, 2014, 21(6):8-13.
- [2] 彭治雨,石义雷,龚红明,等.高超声速气动热预测技术及发展趋势[J].航空学报,2015,36(1):325-345.
PENG Zhiyu, SHI Yilei, GONG Hongming, et al. Hypersonic aero-heating prediction technique and its trend of development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1):325-345.
- [3] 张佳明,王文瑞,马新杰,等.舵翼结构模型气动热力耦合关系仿真研究[J].兵器装备工程学报,2021,42(3):135-141.
ZHANG Jiaming, WANG Wenrui, MA Xinjie, et al. Simulation research on aero-thermal-dynamic coupling relation of rudder struc-

- ture[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(3): 135-141.
- [4] 刘深深,蒋波,韩青华,等.长时间气动力/热作用下累积热变形演化规律[J].北京航空航天大学学报,2025,51(9):3 086-3 097.
LIU Shenshen, JIANG Bo, HAN Qinghua, et al. Cumulative thermal deformation evolution under prolonged aerodynamic and thermal loads[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(9):3 086-3 097.
- [5] 聂雪媛,黄程德,杨国伟.基于 CFD/CSD 耦合的结构几何非线性静气动弹性数值方法研究[J].振动与冲击,2016,35(8):48-53.
NIE Xueyuan, HUANG Chengde, YANG Guowei. Numerical analysis for aeroelastic with structural geometrical nonlinearity using a CFD/CSD-coupled method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(8):48-53.
- [6] WIETING A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge[R]. Washington, D C: National Aeronautics and Space Administration, 1987.
- [7] WIETING A R, HOLDEN M S. Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6 and 8[J]. AIAA Journal, 1989, 27(11):1 557-1 565.
- [8] NIE C S, LI Y, HUANG J D, et al. Test of aero-heating in hypersonic non-equilibrium flow and numerical simulation study[J]. Scientia Sinica Technologica, 2018, 48(8):845-852.
- [9] 牛海波,易仕和,刘小林,等.高超声速三角翼上横流不稳定性实验研究[J].物理学报,2021,70(13):265-276.
NIU Haibo, YI Shihe, LIU Xiaolin, et al. Experimental study of crossflow instability in a Mach 6 delta wing flow[J]. Acta Physica Sinica, 2021, 70(13):265-276.
- [10] 蔡礼港,常秋英,杨超,等.高超声速火箭弹舵翼气动热烧蚀预测[J].兵器装备工程学报,2018,39(8):53-57.
CAI Ligang, CHANG Qiuying, YANG Chao, et al. Research on aerodynamic thermal ablation prediction of hypersonic rocket projectile[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2018, 39(8):53-57.
- [11] 李佳伟,王江峰,杨天鹏,等.高超声速飞行器前缘流-热-固一体化计算[J].国防科技大学学报,2018,40(6):9-16.
LI Jiawei, WANG Jiangfeng, YANG Tianpeng, et al. Fluid-thermal-structural study of integrated algorithm for aerodynamically hypersonic heated leading edges[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(6):9-16.
- [12] 季卫栋,王江峰,樊孝峰,等.高超声速流场与结构温度场一体化计算方法[J].航空动力学报,2016,31(1):153-160.
JI Weidong, WANG Jiangfeng, FAN Xiaofeng, et al. Algorithms for hypersonic fluid-structural-thermal integrated[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1):153-160.
- [13] 陈梅洁,程琪,田枫林,等.高超声速飞行器流-热-固耦合数值模拟[J].化工学报,2015,66(增刊 1):89-99.
CHEN Meijie, CHENG Gong, TIAN Fenglin, et al. Hypersonic vehicle flow-heat-solid coupling simulation[J]. CIESC Journal, 2015, 66(Suppl 1):89-99.

(下转第 188 页)