

真实气体效应下高超声速进气道多场耦合仿真

王鑫,袁化成,刘甫州,张锦昇

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:吸气式高超声速飞行器速域的不断拓展,使进气道部件在强烈的气动载荷以及热载荷作用下与外部流场耦合效应明显,同时高温流动中的真实气体效应会进一步加剧进气道内多场耦合关系的复杂性。通过多场耦合仿真中考虑真实气体效应影响,针对壁面共轭耦合传热下高超声速进气道气动性能以及结构温度场的非定常变化进行数值模拟。研究发现:受壁温升高的影响,300 s时刻进气道出口气流温度相比初始时刻上升13.30%,压力升高13.53%,总压恢复系数下降2%,而流量系数几乎不发生变化。50 s时刻,唇缘和前缘处壁温达到2 350 K,内通道最高壁温为1 200 K,而在300 s时刻内通道最高壁温也接近1 900 K。因此在兼顾内通道防热设计的同时,要着重考量前缘及唇缘热防护设计的可靠性。

关键词:高超声速进气道;真实气体效应;共轭传热;多场耦合仿真

中图分类号:V435 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2023)04-0115-05

Multi-physical Field Coupling Simulation of Hypersonic Inlet Considering Real Gas Effect

WANG Xin, YUAN Huacheng, LIU Fuzhou, ZHANG Jinsheng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: With the increase of the flight speed of the air-breathing hypersonic vehicle, the coupling effect between the inlet and the external flow field is obvious under the strong aerodynamic load and thermal load. Meanwhile, the real gas effect in high temperature flow will further aggravate the complexity of the multi-physical field coupling relationship in the inlet. Based on the multi-physical field coupling simulation method considering the real gas effect, carries out the numerical simulation of the unsteady changes of the aerodynamic performance and structural temperature field of the hypersonic inlet under the wall conjugate coupled heat transfer. It is found that under the influence of the increase of wall temperature, the inlet outlet temperature at 300 s increases by 13.30% compared with the initial time, the pressure increases by 13.53%, and the total pressure recovery coefficient decreases by 2%, while the flow coefficient hardly changes. At 50 s, the wall temperature at the cowl-lip and leading-edge reaches 2 350 K, the maximum wall temperature of the inner channel is 1 200 K, and the highest wall temperature of internal contraction tunnel is close to 1 900 K at 300 s. Therefore, while taking into account the thermal protection design of internal contraction tunnel, the reliability of the design of the leading edge and lip should be taken into special consideration.

Keywords: hypersonic inlet; real gas effect; conjugate heat transfer; multi-physical field coupling simulation

0 引言

在高超声速飞行条件下,来流空气在飞行器前缘处被强烈压缩,并与飞行器剧烈摩擦,飞行器表面的气动载荷、热载荷以及伴随的多场耦合效应十分显著。一方面飞行器结构在外部气动力及气动热综合作用下会出现结构温度升高以及结构体变形等现象,另一方面结构温度以及外形变化又会造成外部流场的同步改变,进而使得飞行器所处的气动热环境也随之变化^[1]。在这种情况下,飞行器外部流场、结构温度场以及结构应力、应变场间存在明显的非线性耦合关系。同时在高超声速工况下,来流空气在进气道内经过激波压缩及边界层内的黏性滞止作用,气流温度快速升高。由统计热力学可知,在高温状态下气体分子的振动模态被激发,此时气体状态偏离热力学平衡状态,量热完全气体假设不再成立^[2]。当温度更高时,气体

分子在流动过程中还会出现离解、置换、电离等化学反应现象,此时气体状态发展为热化学非平衡状态^[3],安德森把这种由高温引起的热力学及化学反应的不平衡效应称之为“真实气体效应”^[4]。

受限于当前尚不成熟的高焓风洞实验技术,目前对高超声速高温流场中真实气体效应的研究多采用数值模拟方法。PARK C等^[5]基于二维翼形研究发现真实气体效应可降低机翼升力和阻力,并使压心位置前移。YUMUSAK M等^[6]通过对比不同来流速度下热化学非平衡效应影响,发现速度越高,驻点区域的热化学非平衡效应越明显。栗莉^[7]研究发现考虑真实气体效应后进气道出口静温比下降,总压恢复系数及流量系数增大。总的来说,高温流动中真实气体效应的存在,会使结构表面的气动载荷及热载发生改变,从而进一步加剧了高超声速飞行

基金项目:航空基金项目(20200012052001)

第一作者简介:王鑫(1996—),男,陕西西安人,硕士研究生,研究方向为高超声速进气道,2380327190@qq.com。

过程中多场耦合关系的复杂性。

由于多场耦合问题直接求解难度较大,因此在实际求解过程中,通常采用一些适当的假设对多场耦合问题中的次要影响过程作简化处理^[8]。对于高超声速进气道而言,流场中的前体激波结构受壁温变化影响明显,而气动力作用下的结构变形及相应的流固耦合现象较弱,多场耦合效应主要表现在进气道流场与进气道结构温度场耦合方面,且高超声速流动中的真实气体效应又会对结构壁面热载产生明显影响,因此本文在考虑真实气体效应前提下,开展壁面共轭传热对高超声速进气道气动热环境的非定常影响研究,得到设计飞行条件下进气道气动性能以及结构热载随时间的变化趋势。

1 方法

1.1 物理模型

图1为本文研究的高超声速进气道结构示意图,进气道飞行马赫数为12,飞行高度为35 km,来流气体由23.5%的O₂和76.5%的N₂组成,结构材料选用碳-碳材料(C-C),其密度 $\rho = 2\ 145\ \text{kg/m}^3$,定比热容 $C_s = 837\ \text{J/(kg}\cdot\text{K)}$,传热系数 $k = 192\ \text{W/(m}^2\cdot\text{K)}$ 。

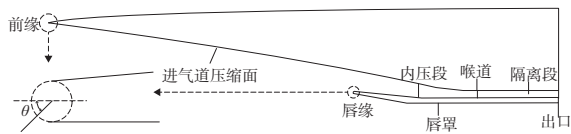


图1 高超声速进气道结构示意图

图2为高超声速进气道多场耦合模拟中流体域以及结构域网格划分。为提高高超声速流场的仿真精度,在激波以及边界层等流动参数变化梯度较大区域进行了网格加密,壁面第一层网格高度 $10^{-4}\ \text{m}$,网格高度增长比为1.2,网格总量约为35万。求解过程中边界条件设置如下:自由来流边界设置为压力远场,流体域和固体域交界面设置为共轭热传输壁面,流场出口以及进气道出口设置为压力出口。

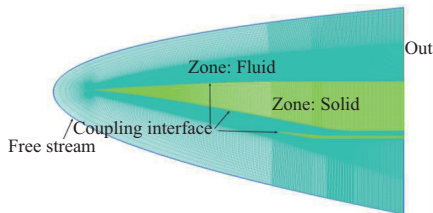


图2 多场耦合数值模拟网格划分及边界条件设置

1.2 计算方法

在本文的高超声速流场与结构温度场的耦合计算中,忽略结构热变形的影响和辐射传热的影响,只考虑外部流体与结构体之间的对流换热。其中外部流场通过求解多组分N-S方程^[9]获得式(1),对于流动中真实气体效应的模拟采用Park-I化学反应动力学模型^[10],并且假设流动

介质均处于热力学平衡状态。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(F_1 + G_1) + \frac{\partial}{\partial y}(F_2 + G_2) + \frac{\partial}{\partial z}(F_3 + G_3) = \dot{S} \quad (1)$$

进气道结构温度场通过求解积分形式的传热控制方程获得。当忽略辐射传热,且结构场不包含热源时,传热控制方程如式(2)所示。共轭热传输壁面上的定解条件为第二类结构热边界条件^[11],如式(3)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho C_s T d\Omega_s - \oint_{\partial\Omega_s} k \nabla T dS = 0 \quad (2)$$

$$k \left(\frac{\partial T}{\partial x} n_x + \frac{\partial T}{\partial y} n_y \right) = q_s \quad (3)$$

式中 ρ 、 C_s 、 T 、 k 分别为固体材料密度、比热容、温度和热传导系数。

为保证流体域和固体域在耦合壁面上的能量守恒,如图3所示,在忽略辐射效应的前提下,流体域传至壁面的热流应等于壁面传至结构体内部的热流,因此

$$q_x n_x + q_y n_y = q_s \quad (4)$$

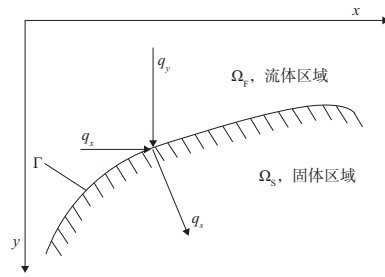


图3 共轭传热边界热流耦合示意图

本文在耦合求解过程中采用多场耦合求解领域常用的分区求解、边界耦合的方法。这种方法首先需要分别计算进气道的流场和结构温度场,然后在每个时间步求解前进行耦合交界面 Γ 上热流和壁面温度的数据传递。当交界面数据耦合交换后,结构固体域以获得的壁面热流分布为边界条件计算出新时刻的结构温度场以及壁面温度分布,同理在流体域中也以获得的壁面温度分布为边界条件计算出新时刻的流场以及壁面热流,然后在新时刻继续交界面 Γ 上的数据耦合交换。如此反复迭代,直到完成给定时间内的耦合计算^[12]。

按照非定常求解时间间隔长短的划分,耦合求解过程又可划分为紧耦合求解和松耦合求解^[13]。紧耦合计算方法以流场变化特征时间为耦合求解时间步长,同步向前推进流场和结构温度场的求解,能够模拟出流场和结构温度场的强耦合变化过程。而松耦合方法考虑了结构热传导的延迟性以及阻尼性等特点,以结构温度场计算特征时间作为共轭传热耦合迭代推进求解时间步,极大地降低了整体耦合求解的计算量,在工程应用中较为广泛^[14]。因此本文在共轭耦合传热求解过程中选用松耦合求解方法。以结构温度场变化特征时间 $t = 0.01\ \text{s}$ 进行耦合求解。在耦合传热非定常求解初始时刻,首先要获得初始条件下流场和结构场的初始稳态解,本文设置结构体初始温度为300 K,同时以300 K壁温边界条件进行稳态流场的求解,然后将初始时刻的流场稳态解和结构体300 K温度初场作为非定常求解的初始场开始耦合推进求解。

2 结果与讨论

为探究真实气体效应对高超声速进气道多场耦合下气动性能以及结构温度场的影响,本文在进气道流场计算中选用真实气体模型 (compressible real gas, CRG) 和热完全气体模型 (thermally perfect gas, TPG) 作为对比,然后对高超声速进气道在 0~300 s 内的进气道结构温度场以及流场进行耦合计算。图 4 为初始时刻 CRG 模型和 TPG 模型下进气道马赫数云图对比。从图中可以看出,在 300 K 壁温条件下,两种气体模型下的流场结构基本相同,前体激波均打入进气道内通道,与唇缘弓形激波相交,使进气道处于一定的超临界状态。

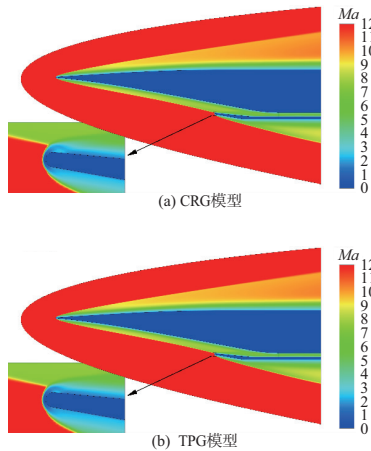


图 4 初始时刻进气道马赫数云图分布 (300 K 壁温)

图 5 给出了 CRG 模型和 TPG 模型下进气道不同位置处 50 s、100 s、200 s 以及 300 s 下的壁面热流分布。图 6 给出了 CRG 模型和 TPG 模型下进气道不同位置处 50 s、100 s、200 s 以及 300 s 下的壁温分布 (本刊黑白印刷,相关疑问请咨询作者)。从图中可以看出,在共轭耦合传热的作用下,壁面温度不断上升,壁面热流不断下降,并且真实气体效应下进气道结构所处的气动热环境始终低于热完全气体下的气动热环境。对比不同位置处的壁面温度可以看出,进气道前体压缩面上的温度始终最低,进入内通道之后壁温上升较快。而在前体前缘和唇缘处,由于气动加热严重,壁温始终最高,并且在 $t=50\text{ s}$ 时,CRG 模型下进气道前体前缘处的壁面温度已经达到 2 500 K,接近材料的承温极限,而进气道内通道最高壁温仅为 1 200 K。

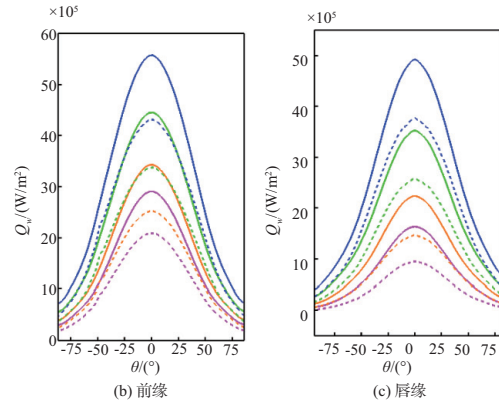
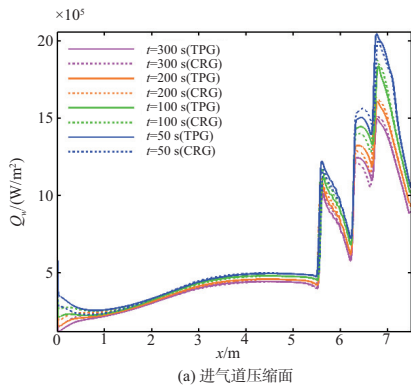


图 5 不同时刻下进气道壁面热流分布对比图

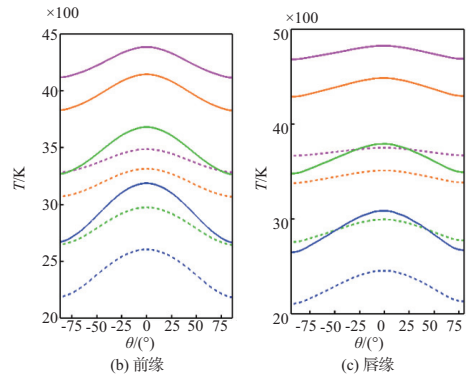
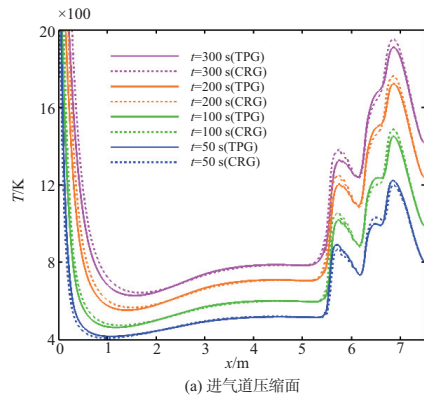


图 6 不同时刻下进气道壁面温度分布对比图

图 7 给出了 0~300 s 内两种气体模型下进气道喉道截面 (Throat) 以及出口截面 (Outin) 的截面温升比 ψ 、截面压比 π 、总压恢复 σ 以及进气道流量系数 Φ 变化图。从图中可以看出,在共轭耦合传热的作用下,进气道喉道截面和出口截面的气流温度不断升高,并且在 TPG 模型下,截面温升比数值更高。与初始时刻相比,300 s 时 CRG 模型下的出口截面温度上升 13.30%,喉道截面温度上升 4.25%,并且在 0~50 s 内,截面温升比的上升速率较快,而在 50 s 之后,截面温升比的上升速率逐渐减小趋近于线性增长。此外可以看出,喉道截面温升比随时间的变化幅度明显小于出口截面温升比的变化幅度。从截面压比的变化趋势可以看出,随着进气道结构温度的升高,截面压力也逐渐增大,与初始时刻相比,300 s 时 CRG 模型下的出口截面压力上升 13.53%,喉道截面压力上升 4.75%,同样

在 0~50 s 内增长速度明显,并且 CRG 模型和 TPG 模型的截面压比相差较大。从进气道出口和喉道截面的总压恢复图中可以看出,随着进气道壁面的共轭耦合传热,截面总压恢复出现了小幅度下降,并且 CRG 模型下的截面总压恢复系数更高。与初始时刻相比,300 s 时两种气体模型下的喉道截面和出口截面总压恢复降幅都不超过 2%。从进气道流量系数变化图可以看出,随耦合时间变化,TPG 模型和 CRG 模型下的进气道流量系数保持不变,这主要是由于进气道前体壁面的气动加热相对较弱,如图 6(a) 所示,300 s 时的前体壁面最高温度约为 750 K,对前体壁面边界层的发展影响有限,对进气道前体波系影响更小,从而使得进气道捕获流量以及流量系数基本不发生改变。

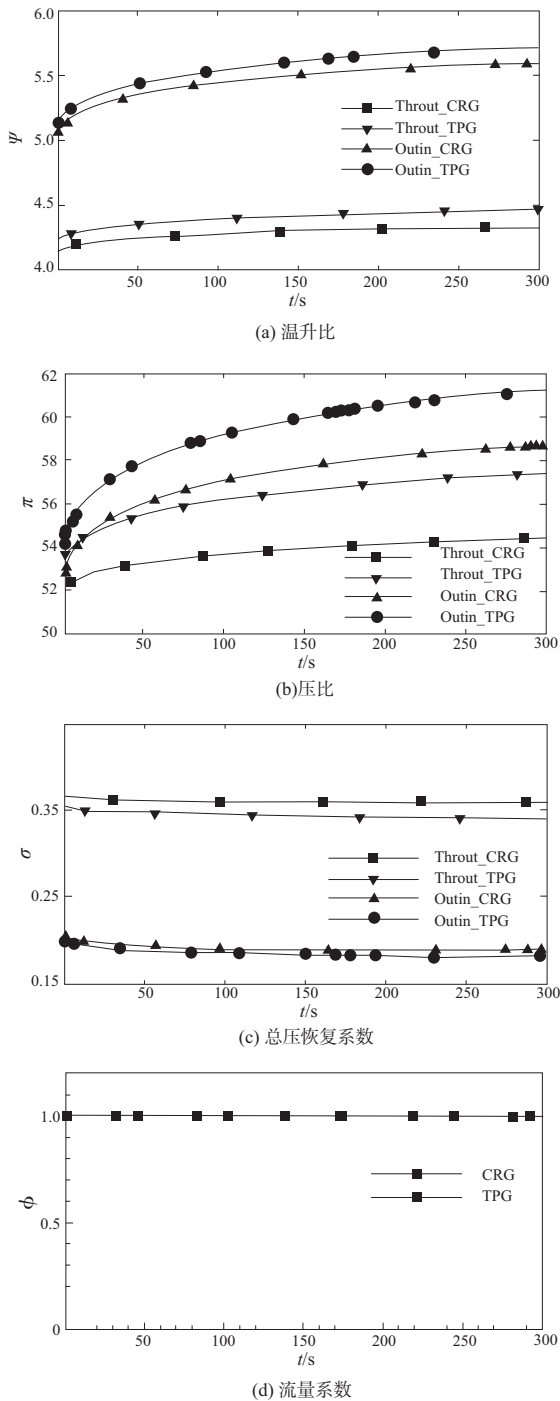


图 7 0~300 s 内进气道气动性能参数变化图

图 8 给出了 0~300 s 时间内 CRG 模型和 TPG 模型下进气道前缘 (Leading-edge) 以及唇缘 (Cowl-lip) 的温度时间历程图。从图中可以看出,在气动加热初始阶段 0~50 s 内,进气道前缘和唇缘结构温度上升速度较快,并且前缘和唇缘处温度上升曲线较为接近。TPG 模型下前缘和唇缘温度接近 3 000 K,CRG 模型下前缘和唇缘温度为 2 350 K。在 50 s 之后,前缘和唇缘的温度上升逐渐缓慢,并且唇缘温度始终高于前缘温度。到 300 s 时,CRG 模型下唇缘温度和前缘温度分别达到 3 360 K 和 3 700 K,而 TPG 模型下唇缘温度和前缘温度则分别达到 4 789 K 和 4 231 K,远高于 CRG 模型,说明在长时间气动加热过程中,真实气体效应对进气道结构的降热作用非常重要。

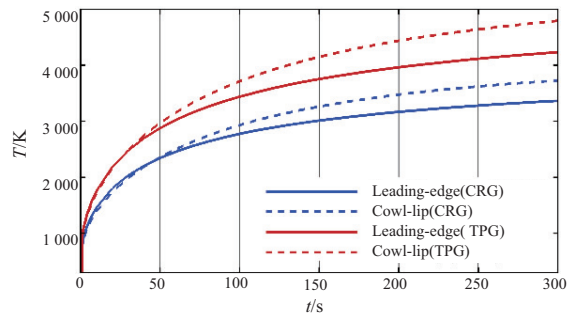


图 8 0~300 s 内进气道进气道唇缘以及前缘驻点温度变化

图 9 出了 300 s 时刻 CRG 模型和 TPG 模型下的进气道流场温度以及结构温度场云图。从图中可以看出,唇罩结构和前体前缘处的温度最高,并且由于唇罩结构厚度相对较薄,在 300 s 时刻,TPG 模型和 CRG 模型下的唇罩结构温度都达到 3 000 K 左右,其中唇罩前缘处温度达到 4 000 K 以上,超过了材料的熔融极限。而在进气道结构主体,高温区位于内压段以及隔离段上壁面,并且从 600 K 等值线分布可以看出,在内压段以及隔离段位置处,600 K 等值线与壁面之间的区域明显大于与前体曲面之间的区域,并且壁面最高温度达到 1 900 K。因此在高超声速进气道结构设计中,不仅要着重考虑前体前缘与唇罩结构热防护设计的可靠性,同时也要兼顾内压缩段以及隔离段处结构的防热设计。

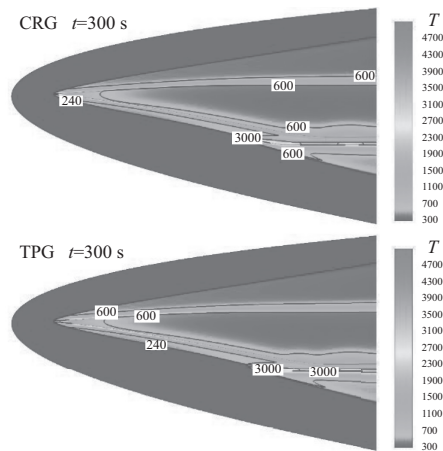


图 9 300 s 时刻进气道温度场等值图

3 结语

本文通过真实气体效应下高超声速进气道的多场耦合仿真方法,对壁面共轭耦合传热下进气道气动性能以及结构温度场的变化进行非定常数数值模拟研究,得出以下结论。

1)在壁面共轭耦合传热的作用下,受壁温升高的影响,300 s时刻进气道喉道截面和出口截面气流温度相比初始时刻分别上升4.25%和13.30%,截面压比分别升高4.75%和13.53%,同时截面总压恢复系数出现小幅度下降,并且降幅都小于2%,但进气道流量系数几乎不发生变化。

2)在壁面耦合传热前期(0~50 s内),进气道气动性能参数变化速率明显,而在50 s之后,进气道气动性能参数的变化速率逐渐减小然后趋近于线性变化。

3)从进气道结构温度场耦合计算结果可知,结构高温区主要位于唇罩前缘结构、前体前缘结构以及内通道结构处,并且唇缘和前缘处壁温远高于内通道壁温。如50 s时刻,唇缘和前缘处壁温达到2 350 K,内通道最高壁温为1 200 K,而在300 s时刻内通道最高壁温也接近1 900 K。因此在高超声速进气道结构设计中,不仅要着重考虑前体前缘与唇罩结构热防护设计的可靠性,同时也要兼顾内压缩段以及隔离段处结构的防热设计。

参考文献:

- [1] 俞励松. 典型飞行器结构在热环境和随机载荷作用下的动响应研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [2] 汤文辉,徐彬彬,冉宪文,等. 高温等离子体的状态方程及其热力学性质[J]. 物理学报,2017,66(3):030505.

(上接第114页)

4 结语

经过优化后的机臂结构刚度明显提高,结构应力分布更加均匀,材料利用率较高,结构传力更加合理。

梁的高度对弯曲影响较大,在结构设计允许的情况下,可进一步加高。纵梁和横梁主要靠上下翼板传力,梁腹板主要起锥形作用,对于无人机的稳定性影响较大。整体机臂结构在保证设计尺寸的前提下,结构质量减至32 kg,无人机整体没有发生失稳,最终结构的强度和稳定性也得到了加强。研究结果表明该优化方案切实可行,并对于H构型无人机复合材料机臂的设计提供了理论依据与实践探索。

- [3] 石晓峰. 激波反射干扰及其热化学非平衡效应[D]. 合肥:中国科学技术大学,2018.
- [4] ANDERSON J D Jr. Hypersonic and high-temperature gas dynamics [M]. 3th ed. Reston, VA: AIAA, Inc., 2019.
- [5] PARK C, YOON S. Calculation of real-gas effects on airfoil aerodynamic characteristics [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1993, 7(4): 727-729.
- [6] YUMUSAK M, EYI S N. Aerothermodynamic shape optimization of hypersonic blunt bodies [C]//21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013: 2693.
- [7] 栗莉. 真实气体效应对高超声速进气道流场结构影响的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2013.
- [8] 桂业伟,刘磊,耿湘人,等. 气动力/热与结构多场耦合计算策略与方法研究[J]. 工程热物理学报,2015,36(5): 1047-1051.
- [9] 王钰涵,王江峰,李龙飞. 不同进口马赫数下超声速燃烧流场特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(4): 512-518.
- [10] PARK C. On convergence of computation of chemically reacting flows [C]//23rd Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1985: 247.
- [11] 杨世铭. 传热学[M]. 4版. 北京:高等教育出版社,2006.
- [12] 季卫栋. 高超声速气动力/热/结构多场耦合问题数值模拟技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [13] 周印佳. 高超声速流动—传热与材料响应耦合方法及耦合行为研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [14] 李欣,张剑飞,何雅玲,等. 二维流场、热结构耦合模拟研究[J]. 工程热物理学报,2012,33(1): 87-90.

收稿日期:2022-01-17

参考文献:

- [1] 牛春匀(Michael C. Y. Niu,美). 实用飞机结构工程设计[M]. 程小全,译. 北京:航空工业出版社,2008.
- [2] 蔡全. 某小型无人机的机体结构及其强度计算[D]. 杭州:浙江大学,2008.
- [3] 许震宇,李斌. 某型燃料电池无人机结构设计[J]. 玻璃钢/复合材料,2010(6): 55-58.
- [4] 冯琨程,高九州. 某型系留无人机复合材料机体结构优化设计与分析[J]. 玻璃钢/复合材料,2018(10): 56-61.
- [5] 盛聪,曾福明,濮海玲. 应用OptiStruct软件的太阳翼基板结构优化[J]. 航天器工程,2011,20(6): 63-68.
- [6] FUNNEL M. Targeting composite wing performance - optimum location of laminate boundaries [C]// Altair Engineering CAE Technology Conference. [S.I.: s.n.], 2007.

收稿日期:2022-01-13