

再入攻角对弹头锥身气动热环境及 结构热响应影响研究

单继祥, 陈强洪, 赵平

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: **目的** 分析再入弹头锥身气动热环境及结构热响应, 研究再入攻角振荡对其影响规律。**方法** 建立基于工程法的气动热/结构热响应耦合计算方法, 并采用该方法开展锥身典型位置气动热环境及结构热性计算分析。**结果** 随着再入攻角的振荡衰减, 各典型子午面冷壁热流密度曲线围绕 90° 子午面热流密度曲线振荡, 其振幅呈现先振荡增大、后振荡衰减的变化规律。与 90° 子午面相比, 各子午面总加热量均有所增大。再入攻角振荡引起的金属层外壁面温度最大振荡幅值为3 K, 但对最终时刻结构温度影响较小。**结论** 计算弹道条件下, 再入飞行攻角振荡对气动热环境及结构热响应影响较小, 可通过增加余量的方式给予考虑。

关键词: 再入攻角; 攻角振荡; 气动热; 结构热响应

中图分类号: TJ303.4

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)03-0063-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.011

Effect of the Attack Angle on the Reentry Warhead Aerodynamic Heating Environment and Structure Thermal Response

SHAN Ji-xiang, CHEN Qiang-hong, ZHAO Ping

(Institute of System Engineering, CAEP, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: The paper aims to study the effect of the flying attack angle on the aerodynamic heating environment and structure thermal response of reentry warhead. A coupling calculation method based on engineering algorithm for the aerodynamic heating environment and structure thermal response was built, and the aerodynamic heating environment and structure thermal response of the reentry warhead were calculated and the effect of the attack angle was studied based on this method. With the oscillation attenuation of the reentry attack angle, the heat flux curve on every typical meridian plane oscillates around the curve in 90° meridian plane and the amplitude first increases and then decreases. The total reentry heat transfers in all typical planes increases compared with that in 90° meridian plane. The maximal amplitude of the temperature on the metal layer due to the oscillation attenuation of the attack angle is 3 K during reentry process, while it has little effect on the structure temperature at last time. In the computational ballistic condition, the oscillation attenuation of the attack angle has little effect on aerodynamic heating environment and structure thermal response, which can be improved by increasing allowance.

KEY WORDS: the angle of attack; oscillation of the attack angle; aerodynamic heating; structure thermal response

收稿日期: 2021-02-03; 修订日期: 2021-02-26

Received: 2021-02-03; Revised: 2021-02-26

作者简介: 单继祥(1983—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器设计。

Biography: SHAN Ji-xiang (1983—), Male, Ph. D, Senior engineer, Research focus: aircraft design.

引文格式: 单继祥, 陈强洪, 赵平. 再入攻角对弹头锥身气动热环境及结构热响应影响研究[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 063-069.

SHAN Ji-xiang, CHEN Qiang-hong, ZHAO Ping. Effect of the attack angle on the reentry warhead aerodynamic heating environment and structure thermal response[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 063-069.

再入环境测量火箭试验平台可同步获取再入自由飞行状态下弹头(脉动)压力、温度、过载等再入力热环境数据及振动、噪声等结构响应数据,为再入飞行环境特性研究提供有效数据^[1-3]。为避免弹头壁面烧蚀对测试结果的影响,并为壁面测试传感器选型提供前提条件,应开展弹头锥身测试舱壳体再入气动热效应研究,分析防热设计可行性,为非烧蚀防热飞行器的热环境准确预测提供参考^[4-6]。

飞行攻角是影响火箭测试平台测试舱再入气动热环境及结构热响应的重要参数之一。随着攻角的增大,迎风面气动加热增强,表面及结构温度也将随之升高^[7-8]。与传统火箭弹头普通以零攻再入飞行,无需考虑攻角对气动热效应影响不同,再入环境测量火箭试验平台为了满足飞行测试需求,其弹头再入飞行攻角呈振荡收敛的变化过程。因此,攻角效应是火箭测试平台防热设计时需特殊考虑的影响因素。

大量学者开展了基于工程法或数值法的气动热/结构热耦合计算方法研究,并开展了典型飞行器典型结构气动热响应特性研究^[9-20],分析了再入攻角、滚转运动等对结构热响应的影响。如陈自发等^[20]获得了固定攻角时弹头的烧蚀外形,研究了飞行攻角对烧蚀特性的影响。

目前的研究重点关注固定飞行攻角条件下气动热/结构耦合问题的研究^[18-20]。对于实际飞行过程飞行器热环境及结构热响应的准确预测,需开展变攻角飞行条件下的气动热、结构耦合分析。该方面的研究较少,对其影响规律认识仍显不足。

文中采用基于工程法的气动热/结构热响应耦合计算方法,针对某火箭测试平台弹头锥身壳体结构,研究了再入飞行攻角振荡对再入热环境及壳体结构热响应特性的影响规律。该研究可为该类飞行器防热设计、热环境准确预测提供参考。

1 飞行弹道及锥身防隔热方案

1.1 弹道特性

文中计算时采用的弹道为理想条件下的惯性弹道,其速度曲线如图1所示。飞行过程中,主动段飞行攻角为0。全弹主动段结束时的速度最大,约为1700 m/s。再入时,飞行攻角呈振荡衰减变化规律,最大飞行速度为1355.6 m/s。

1.2 弹头锥身防隔热方案

在火箭测试平台方案设计阶段,以零攻再入飞行条件为前提条件开展了锥身壳体防隔热方案设计。为了保持再入弹头气动外形不变,弹头需要进行非烧蚀设计,无法采用壳体外壁面喷涂涂层的防热方法。结合测试传感器安装及使用要求,采用壳体自身热沉降低结构温度的防热方案。综合考虑质量特性要求及加

工要求,经防热材料选型、壳体厚度优化设计,壳体采用20 mm厚度合金钢材料。

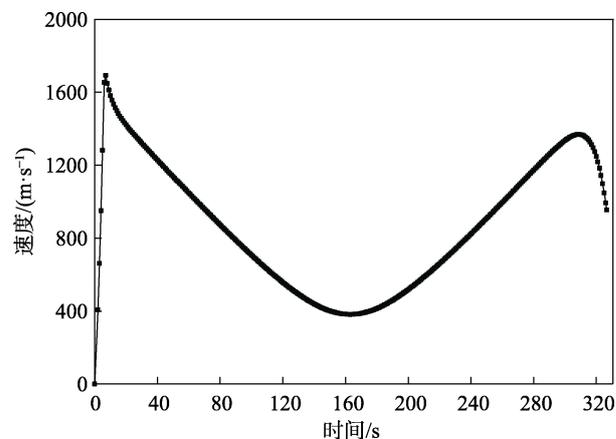


图1 速度曲线

Fig.1 The flying velocity

针对再入过程中锥身壳体温度短时间超过100 °C,无法满足弹头内部温度要求的问题,采用壳体内壁面增加隔热材料及高反射率材料的方式进行改善。经设计,内壁面增加2 mm厚度的低导热泡沫材料作为隔热层,降低壳体内壁面温升。

在以上弹头锥身壳体防隔热方案基础上,开展了再入攻角振荡对再入热环境及壳体结构热响应影响研究。该平台弹头采用球单锥外形。研究位置为距弹头顶点轴向 $x=0.6$ m锥身处。

2 计算模型

对于再入飞行器气动热环境的计算方法可分为工程法和数值法。其中,数值法计算成本高、周期长,适用于复杂外形气动热环境计算。工程法计算成本低、效率高,对于球锥、弹翼等外形具有非常好的适用性。

针对文中的计算模型,采用了基于工程法的气动热环境计算方法,并与固体热传导方程耦合求解壳体结构温度。气动热/结构热响应耦合计算流程如图2所示。其中,大气参数模块读入弹头的弹道飞行参数(速度、高度等),并计算出来流参数(来流密度、温度等),以用于对流热流密度计算。根据飞行攻角、飞行器外形参数(半锥角)计算等价锥角,用于热流密度计算。根据结构温度,材料参数模块计算结构材料热力学参数,用于结构热传导求解。

在防热结构温度场计算时,以热流密度作为外壁面边界条件,内边界条件采用绝热壁面边界条件。其中,防热结构外壁面温度计算时,考虑了对流传热及辐射散热的影响。在壁面热流计算过程中,流动状态对热流密度有重要影响,对于不同流动状态下的热流密度采用不同的计算方法。其中,转捩判据采用广泛使用的72-90准则。

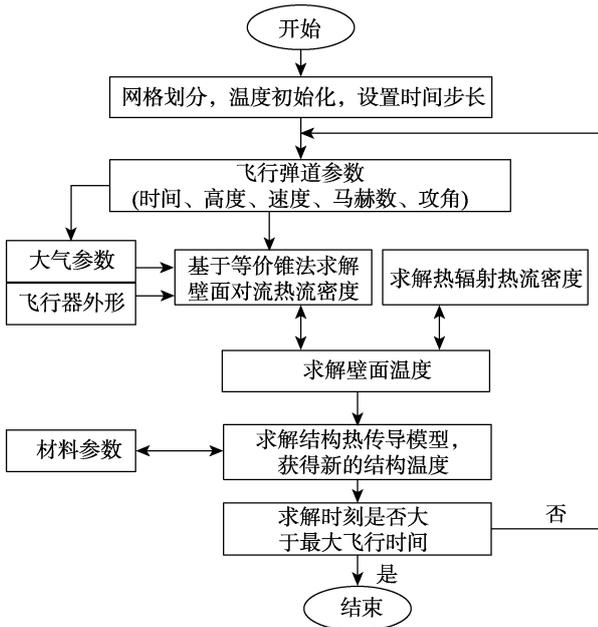


图 2 气动热/结构热响应耦合计算流程
Fig.2 The flow chart of the coupling calculation method

层流状态下，采用 Lees 计算方法开展壁面热流密度计算，见式（1）：

$$q_{wx} = \frac{\rho_e v_e r_0}{2 p_s v_\infty} \frac{q_{ws}}{[\int_0^x \frac{\rho_e v_e r_0^2}{p_e v_\infty} dx]^{0.5} \sqrt{\frac{1}{v_\infty} (\frac{dv_e}{dx})_s}} \quad (1)$$

湍流状态下，本文采用平板参考焓方法开展壁面热流密度计算。球锥外形湍流区的热流密度计算公式见式（2）：

$$q_{wx} = 0.0296 Pr^{-\frac{2}{3}} \rho_e v_e (Re_x)^{-0.2} (h_s - h_w) \varepsilon F \quad (2)$$

式中： ε 为压缩因子； F 为形状因子。

参考焓方法是计算高速边界层非驻点传热的一种普遍使用的半经验公式。文中采用的 Eckert 参考焓方程为：

$$h^* = 0.22h_r + 0.28h_e + 0.5h_w \quad (3)$$

3 计算结果与分析

3.1 零攻再入时气动热环境及结构热响应特性

零攻再入时，弹头锥身热流密度及焓值随飞行时间的变化曲线如图 3 所示。飞行过程中，焓值随飞行时间呈双峰形态，分别出现在主动段关机点时刻附近及再入 22 km 高度处，最大值分别为 1.55、1.08 MJ/kg。

零攻再入时，锥身截面热流密度随飞行时间呈出双峰形态，分别出现在主动段关机点时刻附近及落地时刻附近，最大值分别为 1.6、0.84 MW/m²。由于飞行高度较高，速度较小，测试舱壁面热流密度在

50~280 s 时基本为 0。上升段、再入段时的加热量分别占飞行过程中总加热量的 52%、48%，两者相当。总体而言，测试舱再入热环境为低热流、低焓环境。

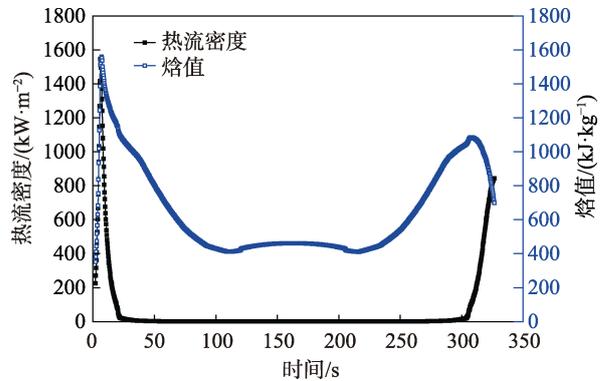


图 3 锥身截面热流密度及焓值随时间历程曲线
Fig.3 The aerodynamic heating environment parameters

锥身截面典型位置处的结构温度曲线如图 4 所示。其中，金属层内壁面为隔热层与隔热层接触面，其温度也代表了隔热层外壁面温度。在气动加热作用下，金属层外壁面温度随时间的变化规律与热流密度相似。由于结构的热沉作用，虽然再入时的最大热流密度小于上升段，但落地时刻外壁面温度最高，为 481 K。

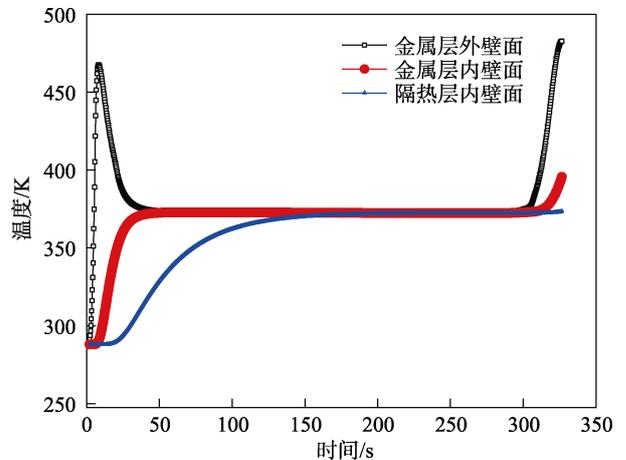


图 4 典型位置处结构温度曲线
Fig.4 The structure temperature curve in typical position

隔热层内外壁面温度随时间的变化规律相同，均表现出先增大、后保持不变、再增大的变化规律。由于隔热层的隔热作用，隔热层内壁面温度变化显著滞后。落地时刻内壁面最大温升为 85 K，与再入前相比，基本保持不变。

3.2 非零攻再入时气动热环境及结构热响应特性

为了满足测试要求，测试平台高空再入时具有一定的初始攻角，从而对锥身再入热环境及结构热响应

特性产生影响。根据该火箭测试平台再入热流密度变化规律，文中主要研究 25 km 飞行高度以下时再入飞行攻角对锥身气动热环境及结构热响应的影响规律。

不同振荡频率下再入攻角随飞行时间的变化曲线如图 5 所示。再入时，飞行攻角随时间呈振荡衰减变化规律，最大飞行攻角为 6°，落地时刻飞行攻角衰减为 0。

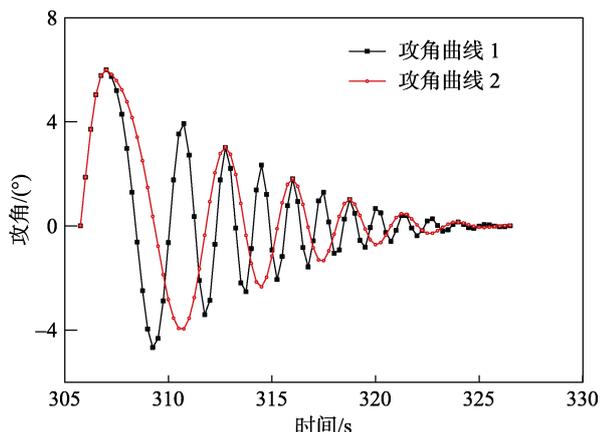


图 5 再入攻角曲线
Fig.5 The curve of attack angle

再入飞行过程中，在攻角曲线 1 的情况下，锥身截面不同子午面冷壁热流密度变化曲线如图 6 所示。从图 6 可以看出，90°子午面热流密度变化曲线与零攻飞行时相同，再入飞行攻角振荡对该子午面无影响。

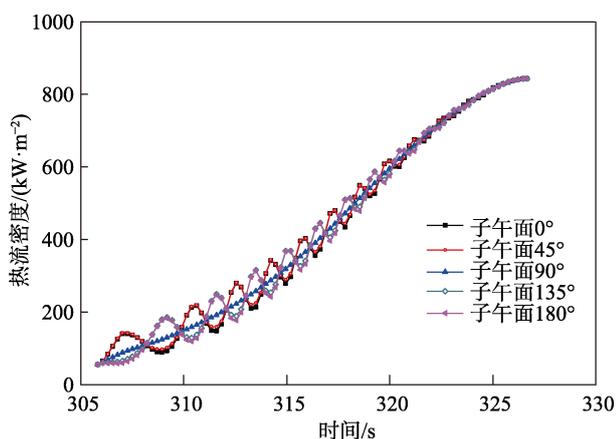


图 6 不同子午面热流密度变化曲线
Fig.6 The heat flux curve on different meridian plane

随着再入攻角的振荡衰减，非 90°子午面冷壁热流密度曲线围绕 90°子午面热流密度曲线振荡，且其振荡频率与攻角振荡频率一致。相对于 90°子午面，迎风子午面热流密度呈正攻角增大、负攻角减小的变化规律；背风子午面热流密度则随攻角表现为正攻角减小、负攻角增大的变化规律。

各子午面热流密度相对于 90°子午面的振幅表现为先振荡增大、后振荡衰减的变化规律，且越接近于 90°子午面，振幅越小。当 $t=312.5$ s 时，热流密度振荡幅值达到最大。由于各子午面热流密度振幅与 90°子午面热流密度大小、攻角振幅均密切相关，因此，振幅最大时刻处未出现在攻角最大时刻处。

同时，相同攻角幅值时，正攻角引起的热流密度增量大于负攻角引起的热流密度减小量。当 $t=312.5$ s 时，正负攻角引起的热流密度振荡增幅分别为 26%、-20%。

再入飞行过程中，锥身截面典型子午面总加热量见表 1。可以看出，再入飞行攻角振荡衰减时，各典型子午面总加热量各不相同。与 90°子午面总加热量（与零攻时总加热量相同）相比，各子午面总加热量均有所增大，最大增幅为 1.7%。虽然在攻角振荡较大位置处，热流密度的变化幅度较大，但由于攻角振幅的衰减以及正负攻角对热流密度影响的叠加效应，导致壁面总加热量增幅较小。

表 1 非零攻再入时不同子午面总加热量

Tab.1 The total reentry heat transfers having attack angle on different meridian plane

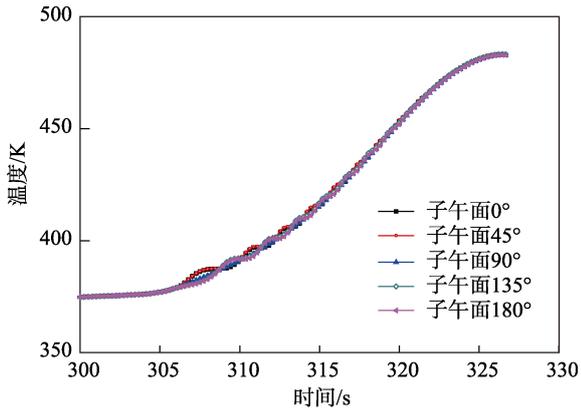
子午面/(°)	总加热量/(kW·m ²)
0	38 976.03
45	38 630.08
90	38 335.26
135	38 423.76
180	38 730.71

在攻角曲线 1 的情况下，锥身截面不同子午面典型位置处温度历程曲线如图 7 所示。锥身截面不同子午面最终时刻温度见表 2。对于金属层外壁面，再入攻角对各子午面温度的影响规律与热流密度相同。再入飞行过程中，攻角振荡可使金属层外壁面温度振荡幅值达到 3 K，但最终时刻各子午面外壁面温差小于 1 K，攻角振荡对最终时刻温升影响较小。由于金属层的热沉作用及隔热层的隔热作用，攻角振荡对金属层内壁面各子午面温度影响进一步减弱，对隔热层各子午面温度基本无影响。

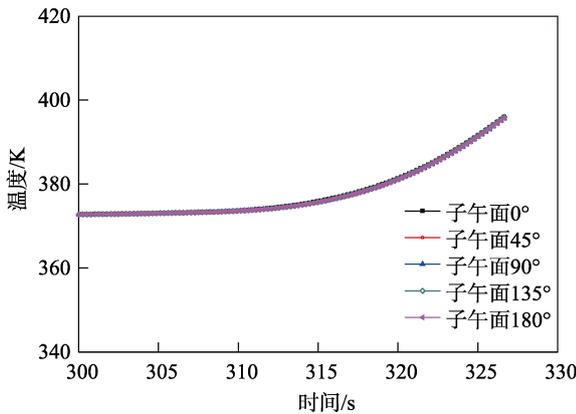
表 2 锥身截面不同子午面最终时刻温度

Tab.2 Temperature at last time on different meridian plane

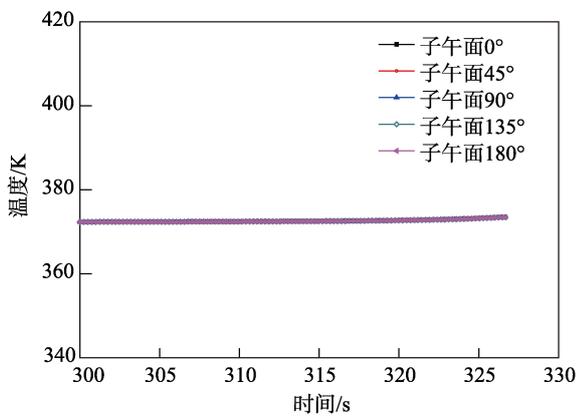
子午面/(°)	金属层外壁/K	金属层内壁/K	隔热层内壁/K
0	483.54	396.07	373.51
45	483.09	396.87	373.50
90	482.69	395.57	373.46
135	482.81	395.66	373.48
180	483.38	395.94	373.49



a 金属层外壁面



b 金属层内壁面



c 隔热层内壁面

图 7 锥身截面不同子午面各典型位置处温度曲线

Fig.7 The temperature curve on different meridian plane on (a) metal outer wall, (b) metal inner wall and (c) heat insulation layer inner wall

不同攻角振荡频率时,典型子午面热流密度变化曲线如图 8 所示,不同子午面各典型位置温度曲线如图 9 所示。可以看出,当攻角振幅相同、频率减小时,0°、180°子午面热流密度相对于 90°子午面的振幅保持不变,振荡频率相应减小。随着振荡频率的减小,0°、180°子午面总加热量有所增大,但对于计算采用的攻角振荡曲线,增幅较小。攻角振荡频率对金属层外壁面温度影响规律与对热流密度的影响规律相同,对金属层内壁面影响进一步减弱,对隔热层基本无影响。

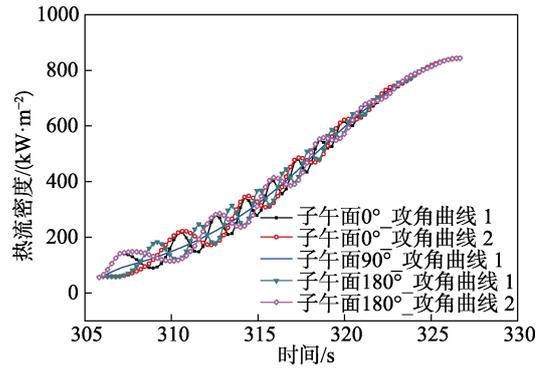
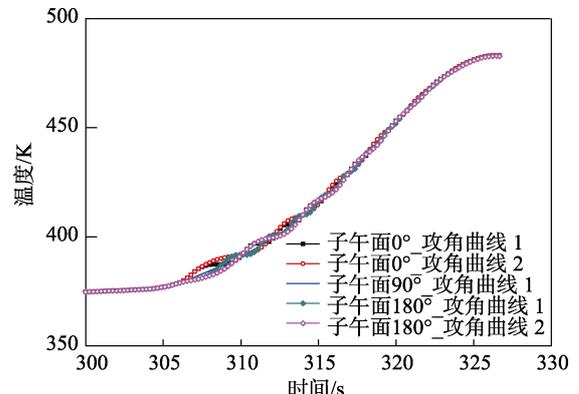
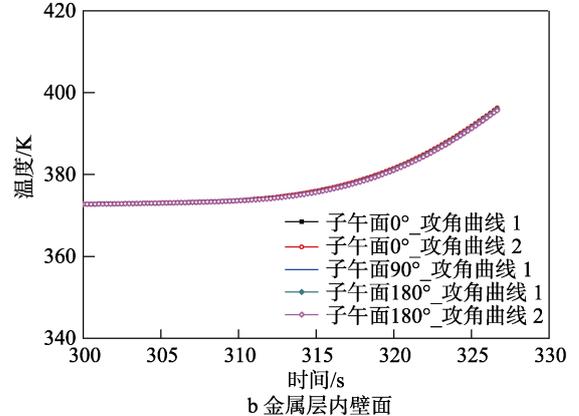


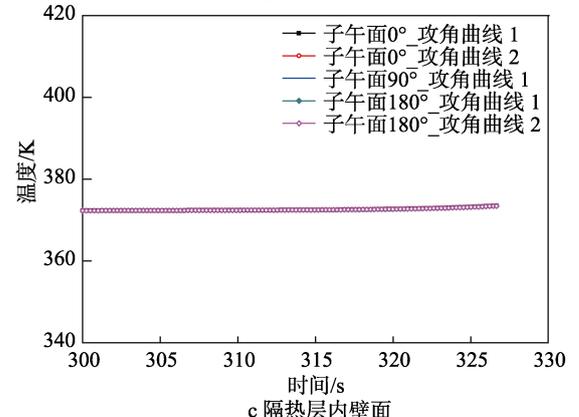
图 8 不同攻角振荡频率时典型子午面热流密度变化曲线
Fig.8 Typical heat fluxcurve with different attack angle oscillation frequencies



a 金属层外壁面



b 金属层内壁面



c 隔热层内壁面

图 9 不同攻角振荡频率时不同子午面各典型位置温度曲线
Fig.9 The temperature curve with attack angle oscillation frequency in different meridian planes on (a) metal outer wall, (b) metal inner wall and (c) heat insulation layer inner wall

4 结论

建立了基于工程法的气动热/结构热响应耦合计算方法,并基于以上计算方法开展了某火箭测试平台弹头锥身典型位置气动热环境及结构热特性分析,研究再入攻角振荡对气动热环境及结构热响应特性的影响规律。得出以下结论:

1) 随着再入攻角的振荡衰减,各子午面冷壁热流密度曲线围绕 90° 子午面热流密度曲线振荡,其振幅呈现先振荡增大、后振荡衰减的变化规律,且越接近于 90° 子午面,振幅越小。计算攻角条件下,与 90° 子午面总加热量相比,各子午面总加热量均有所增大,最大增幅为1.7%。

2) 再入攻角对各子午面金属层外壁面温度的影响规律与热流密度相同,再入过程中,金属层外壁面温度最大振荡幅值为3 K,但对最终时刻结构温度影响较小。

3) 计算攻角条件下,攻角振荡频率对典型子午面热流密度增幅无影响,对壁面总加热量、最终时刻结构温度影响较小,其影响可通过增加余量的方式给予考虑。

4) 考虑再入攻角影响时,该火箭测试平台弹头锥身壳体防隔热方案仍满足设计要求,可用于飞行试验。

参考文献:

- [1] ROGER L K, DAVID A. HIFIRE-1 background and lessons learned[C]// 50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.
- [2] ROGER L K, DAVID A. HIFIRE-1 preliminary aerothermodynamic measurements[C]// 41st AIAA fluid dynamics conference and exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.
- [3] 杨庆涛,周宇,袁先旭,等. MF-1模型飞行试验表面压力与温度测量技术研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 732-741.
YANG Qing-tao, ZHOU Yu, YUAN Xian-xu, et al. Surface pressure and temperature measurement technology in MF-1 modelling flight test[J]. Acta aerodynamica sinica, 2017, 35(5): 732-741.
- [4] 袁先旭,何琨,陈坚强,等. MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 286-293.
YUAN Xian-xu, HE Kun, CHEN Jian-qiang, et al. Preliminary transition research analysis of MF-1[J]. Acta aerodynamica sinica, 2018, 36(2): 286-293.
- [5] ROGER L K. Aerothermal design for the hifire-1 flight vehicle[C]// 38th fluid dynamics conference and exhibit. seattle, Washington: AIAA, 2008.
- [6] 欧朝,吉洪亮,肖涵山,等. MF-1模型飞行试验结构与热防护关键问题研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 742-749.
OU Chao, JI Hong-liang, XIAO Han-shan, et al. Key problems in structure and thermal protection for MF-1 model testing flight vehicle[J]. Acta aerodynamica sinica, 2017, 35(5): 742-749.
- [7] 周印佳,孟松鹤,解维华,等. 高超声速飞行器热环境与结构传热的多场耦合数值研究[J]. 航空学报, 2016, 37(9): 2739-2748.
ZHOU Yin-jia, MENG Song-he, XIE Wei-hua, et al. Multi-field coupling numerical analysis of aerothermal environment and structural heat transfer of hypersonic vehicle[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2016, 37(9): 2739-2748.
- [8] 周树平,陈景昊,张文锋. 不同攻角条件下高超声速飞行器前体气动热技术研究[J]. 航空兵器, 2010(6): 55-59.
ZHOU Shu-ping, CHEN Jing-hao, ZHANG Wen-feng. Aeroheating research of hypersonic vehicle forebody at different attack angles[J]. Aero weaponry, 2010(6): 55-59.
- [9] 任青梅,杨志斌,成竹,等. 气动加热与热响应耦合分析及试验研究[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(3): 304-307.
REN Qing-mei, YANG Zhi-bin, CHENG Zhu, et al. Numerical simulation and experimental study of coupled aeroheating and structural thermal response[J]. Spacecraft environment engineering, 2012, 29(3): 304-307.
- [10] 吴洁,阎超. 气动热与热响应的耦合研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(4): 35-39.
WU Jie, YAN Chao. Research on the coupling of aerodynamic heating and thermal response[J]. Missile and space vehicle, 2009(4): 35-39.
- [11] 张兵,韩景龙. 多场耦合计算平台与高超声速热防护结构传热问题研究[J]. 航空学报, 2011, 32(3): 400-409.
ZHANG Bing, HAN Jing-long. Multi-field coupled platform and thermal transfer of hypersonic protection structures[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2011, 32(3): 400-409.
- [12] ZHANG S T, CHEN F, LIU H. Integrated fluid-thermal-structural analysis for predicting aerothermal environment of hypersonic vehicles[R]. Reston: AIAA, 2014.
- [13] 聂涛,刘伟强. 高超声速飞行器前缘流固耦合计算方法研究[J]. 物理学报, 2012, 61(18): 1-7.
NIE Tao, LIU Wei-qiang. Study of coupled fluid and solid for a hypersonic leading edge[J]. Acta phys sin, 2012, 61(18): 1-7.
- [14] 张胜涛,陈方,刘洪. 基于多场耦合的飞行器热环境数值分析方法研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 861-867.
ZHANG Sheng-tao, CHEN Fang, LIU Hong. Multi-field coupling numerical analysis approach for aerothermal environment of hypersonic vehicles[J]. ACTA aerodynamica sinica, 2014, 32(6): 861-867.

- [15] 李鹏飞, 吴颂平. 类航天飞机前身结构与高超声速流场的耦合传热模拟分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1705-1710.
LI Peng-fei, WU Song-ping. Numerical simulation of fluid-solid-thermal interaction in hypersonic flows[J]. Journal of aerospace power, 2010, 25(8): 1705-1710.
- [16] CULLER A J, MCNAMARA J J. Coupled flow-thermal-structural analysis for response prediction of hypersonic vehicle skin panels[C]// 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference. Orlando, Florida: AIAA, 2010.
- [17] 康甜. 远程火箭弹高弹道飞行温度环境分析[J]. 装备环境工程, 2017, 14(5): 16-20.
KANG Tian. Temperature environment for high trajectory flight of long range rocket projectile[J]. Equipment environmental engineering, 2017, 14(5): 16-20.
- [18] PAULL Allan, HO Sook-Ying. Coupled thermal, structural and vibrational analysis of a hypersonic engine for flight test[J]. Aerospace science and technology, 2006, 10(5): 420-426.
- [19] 蒋友娣, 董葳, 陈勇. 高超声速飞行器瞬态表面热流和温度的工程计算[J]. 能源技术, 2007, 28(6): 315-318.
JIANG You-di, DONG Wei, CHEN Yong. Transient surface heat flux and surface temperature engineering prediction of hypersonic vehicle[J]. Energy technology, 2007, 28(6): 315-318.
- [20] 陈自发, 张晓晨, 王振峰, 等. 高超声速飞行器碳基头锥烧蚀外形计算[J]. 航空学报, 2016, 37(S1): 38-45.
CHEN Zi-fa, ZHANG Xiao-chen, ZHANG Zhen-feng, et al. Hypersonic aircraft's carbon-based nose ablation shape calculation [J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2016, 37(S1): S38-S45.