

文章编号:1674-8190(2020)03-353-07

# 高速飞行器综合热管理方案快速仿真平台

刘开磊,王纯,魏太水,李兰兰

(航空工业成都飞机设计研究所 十部,成都 610073)

**摘要:** 高速飞行器面临严峻的外部气动热和内部设备热环境,以热防护系统和热管理系统组成的综合热管理方案决定该类飞行器总体方案的闭合性,因此需要在飞行器初步方案设计阶段对综合热管理系统设计方案进行快速仿真计算和可行性评估。以电子设备舱为例,采用模块化设计和一维简化方法,构建一个将飞行器热源、传热和热控等热环境因素进行模块化封装的快速仿真平台;通过仿真算例对该平台进行验证。结果表明:该平台可以快速实现飞行器电子设备舱综合热管理方案的模型搭建、计算与评估。

**关键词:** 高速飞行器;综合热管理;热防护系统;仿真平台

中图分类号: V245.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.03.009

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Rapid Simulation Platform for Integrated Thermal Management System of High-speed Aircraft

LIU Kailei, WANG Chun, WEI Taishui, LI Lanlan

(No. 10 Department, AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610073, China)

**Abstract:** Facing severe aerodynamic and inner equipments' heat environment, the integrated thermal management platform composed of thermal protection system and thermal management system decides the closed performance of aircraft overall scheme, so the preliminary design scheme of integrated thermal management system which determines the feasibility of aircraft design needs to be rapidly simulated to judge its feasibility in the aircraft design stage. Taking electronic equipment cabin as an example, the fast simulation platform using modular design and one-dimensional simplification method is built by modularly packaging of heat source, heat transfer, thermal control and other simulation components, and is verified with simulation instance. The results show that the platform can quickly realize the model establishment, simulation and evaluation of aircraft electronic equipment cabin integrated thermal management scheme.

**Key words:** high speed aircraft; integrated thermal management system; thermal protection system; simulation platform

收稿日期:2020-01-14; 修回日期:2020-03-04

基金项目:“十三五”专用技术预先研究项目

通信作者:刘开磊,328281478@qq.com

引用格式:刘开磊,王纯,魏太水,等. 高速飞行器综合热管理方案快速仿真平台[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 353-359.

LIU Kailei, WANG Chun, WEI Taishui, et al. Rapid simulation platform for integrated thermal management system of high-speed aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 353-359. (in Chinese)

## 0 引言

随着快速抵达民用航空技术和军事发展的迫切需求,高速飞行器技术成为近年来各航空大国追逐的新热点<sup>[1-2]</sup>。该类飞行器面临严酷的内、外部热环境,热管理方案的设计和仿真成为技术人员面临的新难题。传统民用飞行器和军用飞行器飞行速度基本在亚声速速域,少部分战斗机具有短时超声速飞行能力,飞行器气动加热问题并不明显,因此目前飞行器的热管理控制方案主要针对机载设备发热和发动机散热等<sup>[3-4]</sup>。随着飞行马赫数的增加,特别是飞行马赫数大于 3 以后,气动加热问题愈发严重,机体表面大部分区域温度可达 200 °C 以上<sup>[5]</sup>,同时随着机载设备数量与电子设备应用的增加,机载设备发热功率可达数十千瓦以上,设备热载荷不断加大<sup>[6]</sup>,需要采取热防护系统和热管理系统联合设计的综合热管理方案。而如何对综合热管理方案进行全面和快速的仿真计算与评估也成为技术人员面临的新挑战。

在飞行器设计过程中,各种仿真方法与试验手段具有各自的优缺点和适用阶段,传统三维数值仿真方法具有较高的计算精度,但时效性较差的弊端难以满足飞行器初步方案设计阶段快速迭代的需求。国外针对飞行器的舱内热环境仿真与热管理控制方案评估,通常采用三维数值仿真方法,通过复杂的仿真模型建立、网格划分和数值计算等步骤,可对某个舱段或子系统进行精确计算、动态仿真与效果评估。针对高速飞行器热管理的仿真研究主要是气动热环境或某些部件、子系统的仿真计算,20 世纪 90 年代初期美国 J. A. Gasner 等<sup>[7]</sup>、M. R. Glickstein 等<sup>[8]</sup>便开始对高速飞行器的热管理系统进行仿真与优化研究。国内,陈悦<sup>[9]</sup>对气动热影响下的油箱流动换热进行了计算分析;陈刘忠<sup>[10]</sup>对燃油换热热管理系统进行了不同方法的对比仿真。常见的仿真方法主要集中在三维仿真和数值计算,单次仿真计算时间往往以月计,若要

对整个综合热管理系统或全机所有舱段热控效果进行仿真评估,所耗费时间成倍数增加。该类方法适合在方案细化设计阶段对特定舱段或子系统开展详细仿真和验证,但在飞行器初步方案设计阶段,需要在短时间内对全机结构和系统方案进行多轮迭代设计与快速可行性评估。如何对综合管理系统方案进行快速仿真和有效评估,从而加快整个飞行器方案迭代速度,成为飞行器设计专业所面临的新挑战。

本文以热平衡原理和一维传热模型为理论基础,采用模块化设计 and 一维简化方法,将飞行器热源、热环境因素和热控功能组件进行模块化封装,基于 Flowmaster 软件搭建高速飞行器电子设备舱综合热管理方案的快速仿真平台。

## 1 高速飞行器综合热管理方案快速建模

设备舱是飞行器机载设备的主要舱段,舱内温度需要满足一定的要求才能保证机载设备的正常工作,也是热管理系统最主要的控制对象。根据所布置设备和环境适应性要求的不同,以无人机为例,通常分为电子设备舱、机电设备舱、起落架舱和发动机舱等。其中电子设备舱用于布置各类机载计算机等重要电子设备,对工作环境,特别是温度要求往往最为严苛,本文即以电子设备舱为例对快速仿真平台的搭建进行介绍。

高速飞行器电子设备舱的环境温度控制需要采用综合热管理方案<sup>[11]</sup>,即综合采用结构热防护系统和舱内热管理控制系统的方案。其中舱内热管理控制系统类似美国 F-22 飞机热管理方案,以燃油作为主要热沉,通过高/低温液体循环冷却系统将电子设备的热量传递给燃油,对电子设备进行冷却,并根据飞行剖面 and 燃油剩余热沉情况综合利用冲压空气冷却和补充热沉冷却<sup>[12-14]</sup>。F-22 飞机热管理系统方案原理图如图 1 所示<sup>[8]</sup>。



内环控设备制冷功率总和;  $Q_{sh}$  为结构蒙皮传热(即舱外气动热流经机体结构蒙皮、隔热材料后传导到舱内的加热量);  $Q_{aih}$  为进气道传热(即进气道气动热经进气道结构、隔热材料后传导到舱内的热量)。

将气动热引起的机体结构传热  $Q_{sh}$  视为多层平面壁传热模型<sup>[15]</sup>, 建立第一类边界条件下的蒙皮与隔热材料导热方程及初始、边界条件:

$$\begin{cases} \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\lambda}{c\rho} \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \\ T|_{\tau=0} = T_0 \\ T|_{y=0} = T_{top} \\ T|_{y=\delta} = T_{down} \end{cases} \quad (2)$$

利用定解条件, 可解出一维双层平面壁热传递模型下, 气动热传导到舱内的结构蒙皮传热为

$$Q_{sh} = A_{sa} \cdot \frac{T_{ss} - T_{air}}{\frac{d_{ss}}{k_{ss}} + \frac{d_{sTPS}}{k_{sTPS}}} \quad (3)$$

式中:  $A_{sa}$  为舱段机体结构表面积;  $T_{ss}$  为机体结构外层蒙皮温度, 可通过查询相关飞行器资料或飞行试验参数或其他热力学工程算法得到;  $d_{ss}$ 、 $d_{sTPS}$  分别为机体结构蒙皮、蒙皮隔热材料厚度;  $k_{ss}$ 、 $k_{sTPS}$  分别为机体结构蒙皮、蒙皮隔热材料导热系数。

同样, 将进气道结构传热  $Q_{aih}$  视为一维双层平面壁热传递模型, 通过建立第一类边界条件的热力学数学模型, 可得到进气道传热为

$$Q_{aih} = A_{ai} \cdot \frac{T_{ais} - T_{air}}{\frac{d_{ais}}{k_{ais}} + \frac{d_{aiTPS}}{k_{aiTPS}}} \quad (4)$$

式中:  $A_{ai}$  为舱段内进气道表面积, 由于进气道高速飞行时内表面温度较高(可达 700 K 以上), 将其内表面视为能温度已知的恒定温度绝热壁;  $T_{ais}$  为进气道蒙皮内表面温度;  $d_{ais}$ 、 $d_{aiTPS}$  分别为进气道结构、进气道隔热材料厚度;  $k_{ais}$ 、 $k_{aiTPS}$  分别为进气道结构、进气道隔热材料导热系数。

对于设备舱内的电子或机械设备, 每个设备的发热/散热满足集总参数传热原则, 将某舱段内机载设备总热功率  $P_{eq}$  近似为直接将热量传导给舱内空气。示例舱段内的  $P_{eq}$  表达式为三个设备的发热功率之和:

$$P_{eq} = P_{e1} + P_{e2} + P_{e3} \quad (5)$$

环控设备的作用是制冷, 即带走舱内热功率。若环控设备为液体循环冷却制冷, 可将管路与舱内

空气的传热模型等效为单层或多层圆筒的管路一维传热模型; 若环控设备为制冷板, 可将制冷板与舱内空气的传热模型等效为多层平面壁的传热模型; 若环控设备为已知制冷功率设备, 可直接将设备制冷量传导给空气。本文中, 环控设备对设备舱的制冷功率  $P_{ec}$ , 即为设备舱热管理系统的制冷功率, 如式(6)所示。

$$P_{ec} = P_{ecr} \cdot k_{ec}(t) \quad (6)$$

式中:  $P_{ecr}$  为环控设备制冷额定功率, 是已知量;  $k_{ec}(t)$  为环控设备热交换系数、设备效率系数、设备工况等综合影响系数, 其为时间变量的函数, 可通过实验或查询设备参数获得, 此处作为已知量。

在合理设置边间条件和初始条件情况下, 通过数值计算或仿真可快速解出舱内空气平衡温度和空气温度变化过程, 通过判断舱内空气温度  $T_{air}$  是否在舱温控制要求范围以内, 从而快速评估环控方案是否满足设计要求。

## 2 基于 Flowmaster 的综合热管理方案快速仿真平台

基于以上传热模型与热管理数学模型, 以商用一维流体热分析软件 Flowmaster 为平台<sup>[16]</sup>, 构建模块化封装的设备舱热管理方案快速仿真平台。

仿真平台包括如下主要模块: 热源模块, 涉及设备舱内、舱外热源, 舱外热源主要为气动加热模块, 舱内热源主要为设备散热模块; 热传递模块, 包括机体结构、隔热材料、进气道、舱间等传热模块; 热控模块, 包括循环冷却、燃油热沉和补充热沉等模块。参照图 2 和图 3 所示简化传热模型, 建立全机综合热管理方案各模块间控制逻辑与参数传递关系, 构建全机综合热管理方案快速仿真平台如图 4 所示, 耗时 2 h。

在构建仿真平台时, 采取了模块化的设计思路, 即将气动加热、进气道散热、舱间传热、补充热沉、热控等特定功能组件进行模块化封装, 可减少仿真模型间的数据传递设计与参数设置, 通过相同功能模块的复制粘贴实现仿真模型的快速搭建。舱间传热和水蒸发补充热沉模块封装如图 5~图 6 所示。

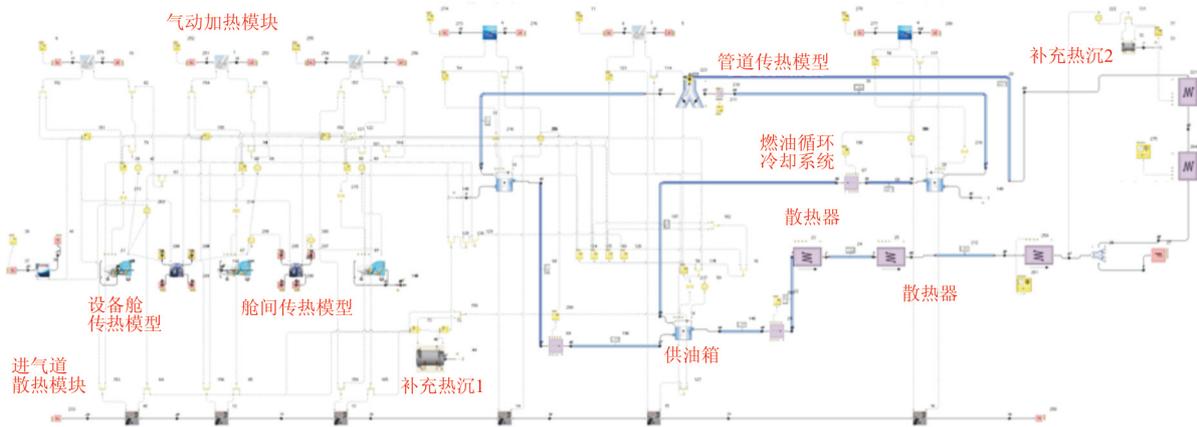


图 4 基于 Flowmaster 的高速飞行器电子设备舱综合热管理方案快速仿真平台

Fig. 4 Rapid simulation platform of high-speed aircraft integrated thermal management system based on Flowmaster

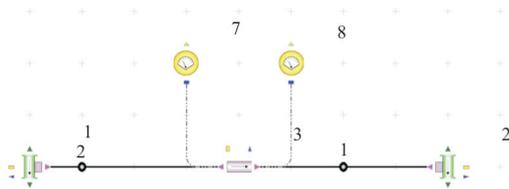


图 5 设备舱舱间传热模块封装

Fig. 5 Modular package of heat transfer model between equipment cabins

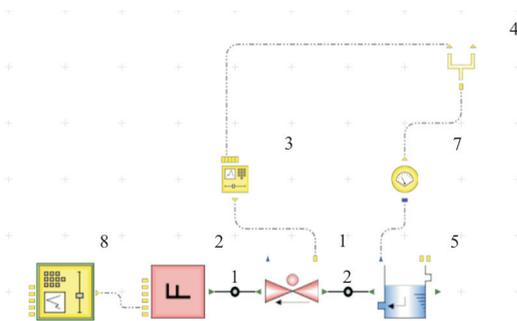


图 6 补充热沉模块封装

Fig. 6 Modular package of spare medium model

较为复杂,且低速飞行时气动加热效应不明显、设备散热可用空气作为热沉。因此主要对热环境最为严峻的高速巡航阶段进行仿真计算,仿真条件设置如表 1 所示,其中热防护系统的隔热材料为气凝胶<sup>[17-18]</sup>,飞行条件以美国 D-21 高速无人飞行器<sup>[19]</sup>的典型飞行剖面作为仿真条件。

表 1 仿真计算条件

Table 1 Input arguments of simulation

类别	参数	数值
飞行条件 (D-21)	巡航速度/ $Ma$	3.3
	巡航高度/ $km$	24
	巡航时间/ $s$	1 000
设备 1	热功能/ $kW$	2
设备 2	热功能/ $kW$	3
设备 3	热功能/ $kW$	3
热防护系统	隔热材料厚度/ $mm$	30
	制冷设备额定功率/ $kW$	30
热管理系统	制冷设备效率系数	0.7
	补充热沉 1(冷却液)/ $kg$	10
	补充热沉 2(冷却液)/ $kg$	10

### 3 仿真算例

#### 3.1 仿真条件设定

由于高速飞行器在起飞到巡航阶段飞行过程

#### 3.2 计算结果与分析

利用构建的电子设备舱综合热管理方案快速仿真平台,对高速飞行器进行了 1 000 s 飞行的仿真计算,软件运行时间约 5 min,计算结果如图 7~图 10 所示。

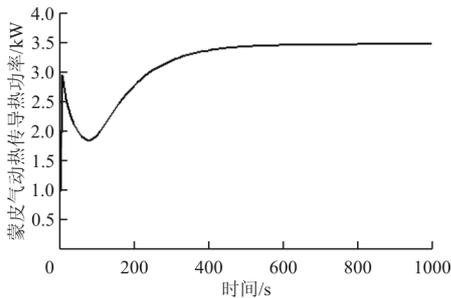


图 7 气动热经蒙皮隔热材料传导到设备舱热功率

Fig. 7 Thermal power of aerodynamic heat transmitted to equipment cabin through skin insulation material

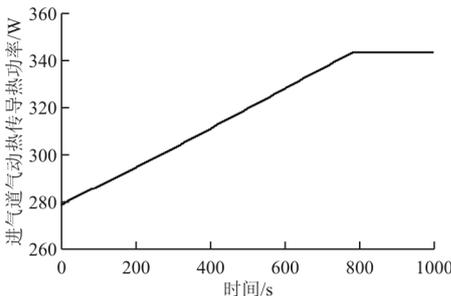


图 8 气动热经进气道隔热材料传导到设备舱热功率

Fig. 8 Thermal power of aerodynamic heat transmitted to equipment cabin through inlet insulation material

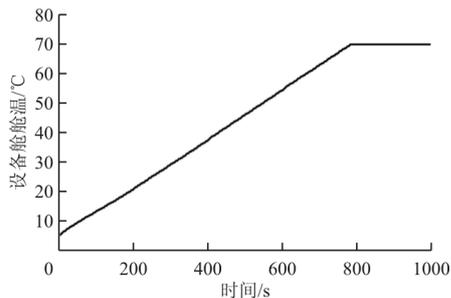


图 9 设备舱舱温变化

Fig. 9 The temperature evolution of equipment cabin environment

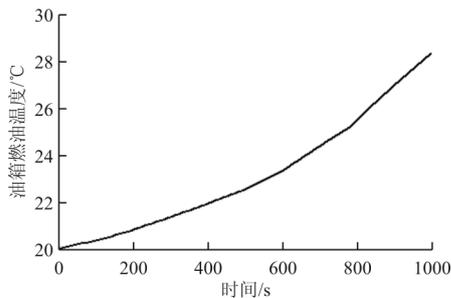


图 10 油箱燃油温度变化

Fig. 10 The temperature evolution of fuel

从图 7~图 10 可以看出:

(1) 热防护系统热阻断效果明显。在气凝胶

热阻断作用下,气动热经蒙皮和进气道隔热材料传导到设备舱内的总热功率仅约 4 kW。

(2) 热管理系统可实现舱温有效控制。在气动加热与设备发热影响下,设备舱内部环境温度在飞行初期逐渐升高到设备舱最高环境温度限制(此处暂定为 70℃),在热管理系统控制下始终保持温度限制以下,可保证舱内机载设备稳定运行。

(3) 通过快速仿真表明该综合热管理方案有效可行,且有较大优化空间。热防护系统和热管理系统综合控制下,飞行器舱温得到有效控制,但由图 10 可知燃油作为热管理系统散热介质和飞行器主要热沉,燃油温度在飞行时间内仅由 20℃ 增加到约 28℃,燃油热容还有较大余量(燃油温度由发动机入口燃油温度和燃油结焦温度等决定,此处暂定为 100℃),可通过减少热防护系统结构材料厚度和适当降低热管理系统能力等方式,充分利用燃油热沉,降低综合热管理系统重量代价与系统复杂度,从而提高飞行器综合性能。

## 4 结 论

(1) 本文研究的高速飞行器综合热管理方案快速仿真平台,在数小时内即可完成综合热管理方案的模型搭建、仿真计算和方案可行性评估。

(2) 该平台应用于高速飞行器初步方案设计阶段,可对综合热管理系统方案进行快速迭代,从而获得更优的飞行器总体设计方案。

(3) 需要说明的是,本文的快速仿真平台采用了一维传热简化,目的是快速获得评估结果,进一步的验证仍需通过高精度三维仿真或地面试验进行。下一步,可通过在部分模块中调用已有的高精度计算数据或实验数据,以提高平台仿真精度。

## 参考文献

- [1] 夏强, 初洪宇, 王阳, 等. 临近空间高速飞行器及其动力系统发展现状[J]. 飞航导弹, 2015(6): 3-10.  
XIA Qiang, CHU Hongyu, WANG Yang, et al. Development status of near space vehicle and its power system[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2015(6): 3-10. (in Chinese)
- [2] 李益翔. 美国高超声速飞行器发展历程研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.  
LI Yixiang. Research on the development history of US hypersonic aircrafts[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [3] 于喜奎, 毛羽丰. 高超声速飞机热管理系统控制模型构建与仿真[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 741-751.

- YU Xikui, MAO Yufeng. Research and simulation of hypersonic aircraft thermal management system and its control model[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 741-751. (in Chinese)
- [4] 雷屹坤. 飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- LEI Qikun. Research on scheme of integrated thermal and energy management system of aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [5] 刘亚. 高超声速飞行器气动热与热环境的数值计算研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.
- LIU Ya. Numerical research of aerodynamic heating and thermal environment over aircraft at hypersonic flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)
- [6] 吕振远, 张兴娟. 先进战斗机电子设备舱冷却系统优化方法研究[J]. 飞机设计, 2013, 33(5): 12-17.
- LÜ Zhenyuan, ZHANG Xingjuan. Research on optimization methods of the advanced fighter's electronic equipment cooling system[J]. Aircraft Design, 2013, 33(5): 12-17. (in Chinese)
- [7] GASNER J A, FOSTER R C, FUJIMURA C. Evaluation of thermal management for a Mach 5.5 hypersonic vehicle[J]. AIAA Journal, 2013, 51(10): 1123-1132.
- [8] GLICKSTEIN M R, Van GRIETHUYSEN V J, HODGE E S. Integration of high heat sink fuels in aircraft thermal management systems[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2003; Power for Land, Sea, and Air. Atlanta, USA: ASME, 2003: 115-119.
- [9] 陈悦. 飞机燃油系统热负荷计算及热管理分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- CHEN Yue. Heat sink calculation and the analysis of thermal management for aircraft fuel system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [10] 陈刘忠. 无人机综合热管理系统建模与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- CHEN Liuzhong. The modeling and simulation of UAV integrated thermal management system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [11] 王佩广, 刘永绩, 王浚. 高超声速飞行器综合热管理系统方案探讨[J]. 中国工程科学, 2007, 9(2): 38-48.
- WANG Peiguang, LIU Yongji, WANG Jun. Discussion on the scheme of integrated thermal management system for high speed hypersonic vehicle[J]. Engineering Science, 2007, 9(2): 38-48. (in Chinese)
- [12] 李楠, 江卓远. 某飞机综合热能管理系统初步研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(2): 13-17.
- LI Nan, JIANG Zhuoyuan. The preliminary research on integration thermal and energy management system for some aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(2): 13-17. (in Chinese)
- [13] 常士楠, 袁美名, 袁修干. 飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(7): 821-824.
- CHANG Shinan, YUAN Meiming, YUAN Xiugan. Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7): 821-824. (in Chinese)
- [14] 张兴娟, 张作琦, 高峰. 先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 258-263.
- ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuoqi, GAO Feng. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 258-263. (in Chinese)
- [15] 王宝官. 传热学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- WANG Baoguan. Heat transfer[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993. (in Chinese)
- [16] 唐玫, 胡娅萍, 王强, 等. 飞行器简化模型热管理系统的非稳态仿真[J]. 重庆理工大学学报, 2017, 31(3): 58-65.
- TANG Mei, HU Yaping, WANG Qiang, et al. Unsteady simulation of thermal management system of a simplified aircraft model[J]. Journal of Chongqing University of Technology, 2017, 31(3): 58-65. (in Chinese)
- [17] 高庆福. 纳米多孔 SiO<sub>2</sub>、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 气凝胶及其高效隔热复合材料研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- GAO Qingfu. Nano-porous silica, alumina aerogels and thermal super-insulation composites[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [18] 刘海涌, 刘朝阳, 刘存良. 气凝胶夹芯金属热防护结构换热特性的实验研究[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(2): 253-258.
- LIU Haiyong, LIU Chaoyang, LIU Cunliang. Experimental investigation on heat transfer characteristics of the metallic thermal protection system with aerogel insulation[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(2): 253-258. (in Chinese)
- [19] 朱宝鏊. 美国 D-21 无人机覆灭记[J]. 兵器知识, 2011(8): 64-67.
- ZHU Baoli. Destruction record of US D-21 UAV[J]. Ordnance Knowledge, 2011(8): 64-67. (in Chinese)

### 作者简介:

刘开磊(1984—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

王纯(1970—),男,学士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

魏太水(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

李兰兰(1995—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:丛艳娟)