

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.05.001

继承不复旧 创新不弃宗

——从航天技术工程实践谈科技创新

朱广生¹, 沈治², 李芳², 吴亚东², 尹宇辉², 赵亮博³

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

3. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076)

摘要: 原始技术创新是中国航天事业发展的正本之源。本文通过分析航天领域技术攻关中创新实践案例,总结了工程创新的经验和途径。并且在工程实践的基础上,提出独立探究科学本质、辩证分析技术内涵、以系统工程方法破解性能提升途径的航空航天工程创新理念。

关键词: 航天技术; 科技创新; 系统工程

中图分类号: V11 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)05-0737-06

Discussion of Science and Technology Innovation in Cases of Aerospace Engineering Practice

ZHU Guangsheng¹, SHEN Zhi², LI Fang², WU Yadong², YIN Yuhui², ZHAO Liangbo³

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China; 2. Beijing Institute of Astronautical Systems

Engineering, Beijing 100076, China; 3. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

Abstract: The original innovation is the fundamental source of China's aerospace industry development. This paper summarizes the experience and approach of science and technology innovation by analyzing the practices in aerospace engineering. Furthermore, some concepts applicable to the breakthrough in aeronautical and aerospace engineering are put forward, including independent exploration of scientific problems, dialectical analysis of technical connotation, and system engineering approach to performance improvement.

Key words: aerospace technology; scientific and technological innovation; system engineering

中国航天事业发展至今,走过了一条从仿制到自主研制、再到不断创新和发展的道路。经过 60 多年的经验积累,中国航天已经具备从“消化吸收”和“集成创新”走向原始创新道路的条件^[1]。钱学森提出^[2]:“我们不能人云亦云,那不是科学精神,科学精神最重要的是创新。”正因如此,鼓励原始技

术创新才是中国航天赶超世界先进水平的正本之源,唯有创新才有发展。同时也必须认识到,航天工程不允许失败,唯有立足于成功的创新,才能实现长远发展。“工欲善其事,必先利其器”,打造中国航天的大国重器就要走一条“继承不复旧、创新不弃宗”的道路,秉承“知其然知其所以然”的求实信

收稿日期: 2022-09-18; **修订日期:** 2022-10-11

作者简介: 朱广生,男,研究员,中国工程院院士,南京航空航天大学航空学院名誉院长。先后被授予中央国家机关优秀青年、航天工业总公司跨世纪学术和技术带头人、国家级跨世纪学术和技术带头人、中国航天科技集团公司有突出贡献专家等称号。先后获国家科技进步奖二等奖 2 项,部委级一等奖 4 项、二等奖 3 项。2009 年起享受政府特殊津贴。2014 年荣获中国航天科技集团公司 2013 年度航天功勋奖。

通信作者: 沈治,男,博士,高级工程师, E-mail: shenz06@yeah.net。

引用格式: 朱广生,沈治,李芳,等. 继承不复旧 创新不弃宗——从航天技术工程实践谈科技创新[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 737-742. ZHU Guangsheng, SHEN Zhi, LI Fang, et al. Discussion of science and technology innovation in cases of aerospace engineering practice[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 737-742.

念。多年以来,笔者团队肩负强军报国的使命,取得了空气舵机动飞行器^[3]和级间分离新型地面试验技术^[4]等重要创新成果,实现了高空风场辨识技术^[5]、极端气动热环境测量技术^[6-7]、新型气动外形设计技术^[8-9]、主动段减载技术^[10]、先进热防护技术^[11-12]等关键技术的应用与探索,促进了装备性能迅速发展。本文通过总结航天技术工程研制中所走过的创新之路,基于对实践案例的分析,探讨科技创新的经验和路径。

1 以独立思考的精神探究科学问题的本质

在航天装备研制过程中,“保成功”的理念绝不代表着固步自封,保守地遵循已有的设计方法和产品结构就只能“跟跑”,不可能实现“并跑”,也永远无法实现装备最优性能的“领跑”。从近年来国际形势风云变幻中也令人愈发深刻认识到,过去那种逢事必言国外的理念难以令我们真正掌握核心技术、摆脱受制于人的局面。

带空气舵机动飞行器研制中曾面临的一个主要问题是:大攻角飞行状态下上游激波与空气舵产生的激波在舵前缘交叉从而形成激波干扰,随之带来的热环境干扰是工程研制关注的焦点。图1给出了平面斜激波入射弓形激波时的6类激波干扰示意图^[13],其中,I~V类干扰将带来热流激增,约比驻点热流高出近一个量级。因此,若飞行器激波扰存在I~V类中的任何一种,都将给大动压条件下机动飞行带来极大困难。在研制初期,通过调研了解到的国外研究中有关“头部激波不允许打到空气舵”的断言更是进一步给国内工程实践带来极大制约。而当飞行马赫数进一步提高后,由于中国当时的风洞暂不具备试验条件,使得国外的学术结论成为工程设计的基本依据。为规避风险,在初期实验中对该型飞行器的攻角做了较大限制。但这种并非基于实证的限制无疑约束了对飞行器性能的挖掘。出于对科学问题本质的追求,本着不人云亦云、求真务实的态度,对该问题进行独立自主的分析和实践。

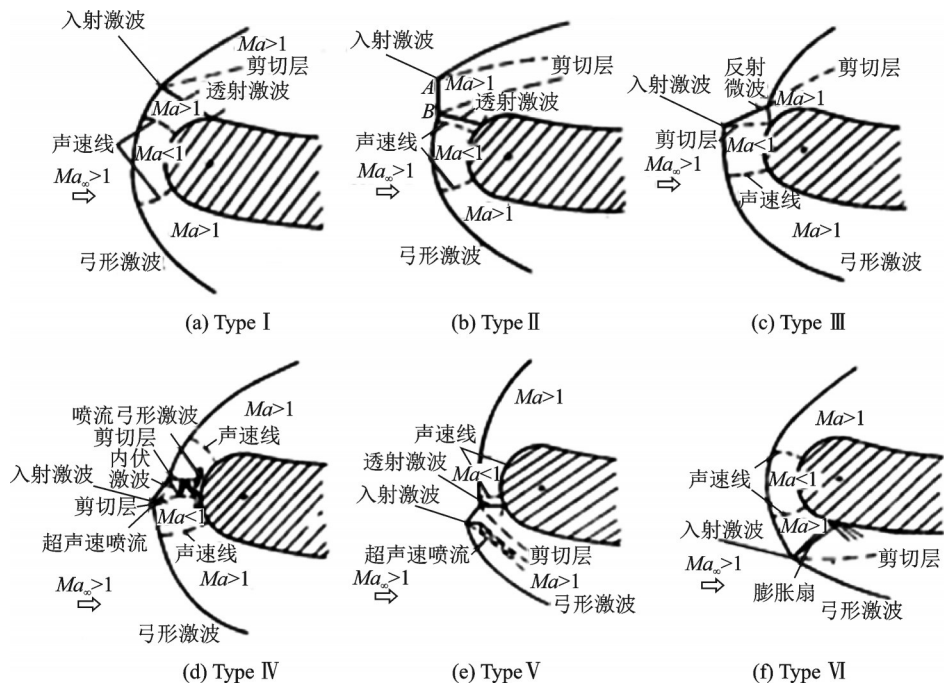


图1 6类激波干扰示意图^[13]

Fig.1 Six types of shock waver inference^[13]

针对飞行器气动布局,可以将其流场简化为以下上游激波与后掠翼前缘激波干扰下的流动结构,如图2所示。上游激波与翼前缘根部产生的斜激波相交后,因斜激波波后气流和来流压强不相等,相交点以上的来流被迫产生第二道斜激波。斜激波后的下游区域可能出现激波或膨胀波,但具体是激波还是膨胀波取决于两道斜激波后的气流静压是否相等、流动方向是否一致。对于大后

掠翼的激波干扰,由于激波角相差不大,但第一道激波波后气体经过了包含上游激波在内两次激波压缩,比第二道激波波后的静压更高。为满足接触面的2个条件,翼前缘根部斜激波后部气流必定膨胀以降低其压力。

在定性分析的基础上还需结合具体的流动参数进行定量的计算,根据斜激波压力关系式以及一定的工程简化,可以推导出两道斜激波波后压强的

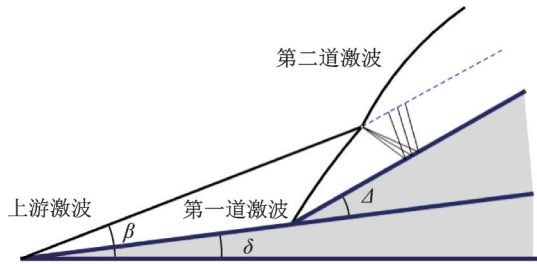


图 2 翼前缘第 VI 类激波干扰^[3]

Fig.2 Type VI of shock wave inference ahead of the wing leading-edge^[3]

比值近似满足以下关系^[3]

$$\begin{cases} \frac{p_3}{p_6} \approx \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_2^2 \sin^2 \beta \\ M_2^2 = \frac{M_1^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_1^2 \sin^2 \beta - 1} + \frac{\frac{2}{\gamma-1} M_1^2 \cos^2 \beta}{M_1^2 \sin^2 \beta + \frac{2}{\gamma-1}} \end{cases} \quad (1)$$

式中物理量含义可参见文献[3]。

基于以上规律可以得到,当来流马赫数和头激波偏转角大于一定范围时,后掠翼前缘激波下游的流动必然为膨胀波及其反射波系。依据该分析结果,在之后数次试验中不断放宽限制,成功破除了“头部激波不允许打到空气舵”的约束条件。

2 以实践与理论相结合进行技术研究的探索

科学的研究离不开哲学的指导,创新思路也常常来源于对事物的辩证认识。如果能够善于挖掘物理现象背后的有用信息,从而加以实践,那么即使是有所失误也可能成为创新的源泉。

封闭式级间热分离过程中级间段内存在显著的气体压强瞬时高动态变化,影响结构产品及分离火工品的环境适应性。传统设计方法中一般通过发动机-分离装置-伺服系统的传统试车试验进行考核,但此种方法因需要真实状态下发动机产品导致试验周期长、代价高。而作为封闭式级间热分离过程,其本质就是气流在封闭的激波管反射振荡的过程。基于对流动本质的理解,提出了激波管理论和非定常流动理论指导下级间分离过程模拟的试验方案,即采用激波管模拟试验替代传统的试车试验方法^[4]。

图 3 给出了试验装置示意图,即利用爆炸激波管流动的非定常特性,使起爆炸药产生的高温高压气体经过整流后打开模拟发动机堵片、进入级间段舱内。试验以发动机堵片时刻的压强短时出现平稳上升段为模拟标准,根据压强的变化确定合理的级间分割与分离指令。

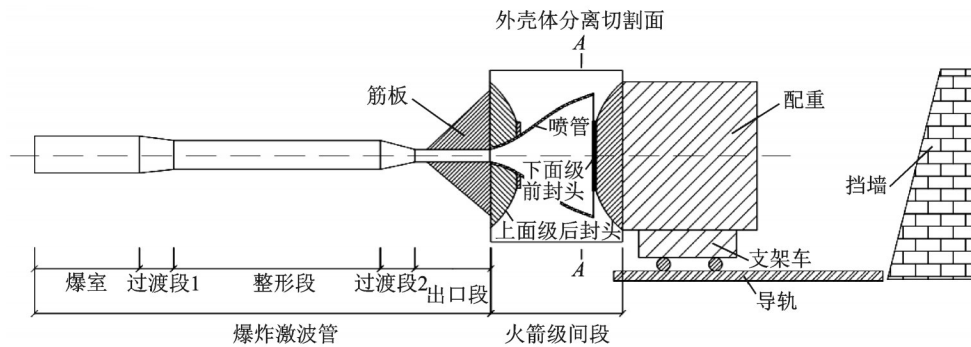


图 3 基于爆炸激波管的级间分离试验平台^[4]

Fig.3 Staging experiment platform based on detonation tube^[4]

试验模拟的等效性在于:若入口总压及喷管内形面与真实状态一致,则出口马赫数可等效模拟,但考虑到总温难以保持一致,因而按照流量公式,总温的差异可由流量弥补。该试验首先进行不分离状态下级间段壳体的“憋压”试验,实现了传统试验所不及的壳体动强度考核,而且从“憋压”的级间段内气体压强曲线的规律上认识到了堵片打开瞬间压强急剧上升、之后又线性缓慢上升的原因,建立了级间段压力非定常变化的相似律,认清了激波管试验、传统地面试验与飞行试验状态下的天地差异^[14]。经过理论推导,上述 3 种试验状态下的气

体压强 p 随时间 t 的变化可统一近似表示为两段线性增长的曲线,如图 4 所示。图中, T_e 为气体温度趋于稳定时与初始时刻温度的比值, p_0 为初始时刻压强,两者乘积 $T_e p_0$ 表征了出现拐点时的气体压力; $a_{12} t_e$ 为级间段温度趋于稳定的特征时间,表征了压力变化过程出现拐点的时刻;拐点之后压强随时间变化导数可表征为 $k = T_e p_0 / t_e$,与拐点前近似相差一个比例因子 a_{12} ,该因子大小为 $a_{12} = (\gamma_1 - 1) / (\gamma_2 - 2)$,与燃气比热容比 γ_1 和空气比热容比 γ_2 有关。

当采用新的激波管试验方法进行分离试验时,

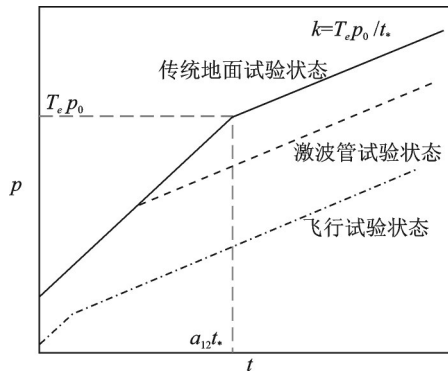


图4 级间分离爆炸激波管试验与传统地面试验状态及飞行试验状态压力变化过程对比^[14]

Fig.4 Comparison of the inter-stage pressure variation process among detonation tube experiment, traditional experiment and flight experiment^[14]

用经过“憋压”试验的同一产品实施分离,不仅证明了理论分析的正确性,而且用同一套产品实现了时序选择、壳体与火工品的动强度和级间分离的3种状态的考核。与传统地面试验相比,爆炸激波管模拟级间分离试验方法具有可重复性好、成本低廉、试验周期短以及验证工况可覆盖飞行极限等突出优势。笔者团队也由此探索出复杂系统产品验收与鉴定的新模式,从设计源头控制风险。同时,从该试验方法中也衍生了级间段网络分离方案的地面试验验证手段,达到了上面级减重、速度提升的优化效果,促进了设计水平的提升。

3 以系统工程的方法破解性能提升的瓶颈

科学是有规律的,不同专业的核心关注点不同,但是其科学规律是相通的。航天装备总体设计是一个复杂的系统工程,突出表现为多学科与新技术的综合、软硬复杂系统的集成、性能高要求与研制高风险的均衡。这就要求其所涉及的不同领域、专业和学科相互交织、相互融合,追求多目标的综合优化。

在某火箭的研制飞行中,曾发生过级间分离过程中发动机伺服跟踪响应与控制指令短时间偏差较大、个别时刻出现喷管摆动限位的情况。该现象虽未影响到试验结果,但不放过非正常的异常现象是工程科技人员必须具备的科学素养。就此现象而言,喷管摆动限位可能引起喷管结构或伺服机构的损坏,将对后续飞行带来极大隐患。如何采取有效措施确保这一现象不再发生给笔者团队提出了挑战。

通过分析伺服机构响应曲线,推算出喷管摆动角速度达到 $130(^{\circ})/s$,显著超过了伺服系统的

限幅值,表明该现象不可能由伺服机构正常控制所为,说明喷管受到了较强的干扰力矩。按照故障树模式排除了分离环节各分系统产品发生故障的可能性后,怀疑这一异常现象与喷管中复杂流场结构导致的侧向干扰力有关。对于喷管流动分离过程引起的侧向力,国内外均已开展了一系列的研究。其中,一种引起侧向力的机理是在级间分离过程中由于受下面级发动机前封头的阻塞影响,喷管出口背压较高,喷管内流动为过膨胀状态。此时喷管内出现的正激波或斜激波将使下游压力升高从而诱导喷管内流动分离,如图5(a)所示;当流动分离在喷管内为非对称分布时,将造成喷管内型面压力分布不均形成侧向干扰力,如图5(b)所示。

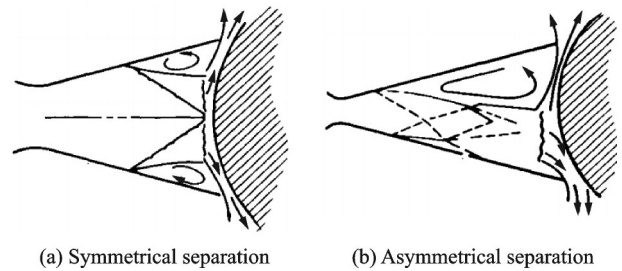
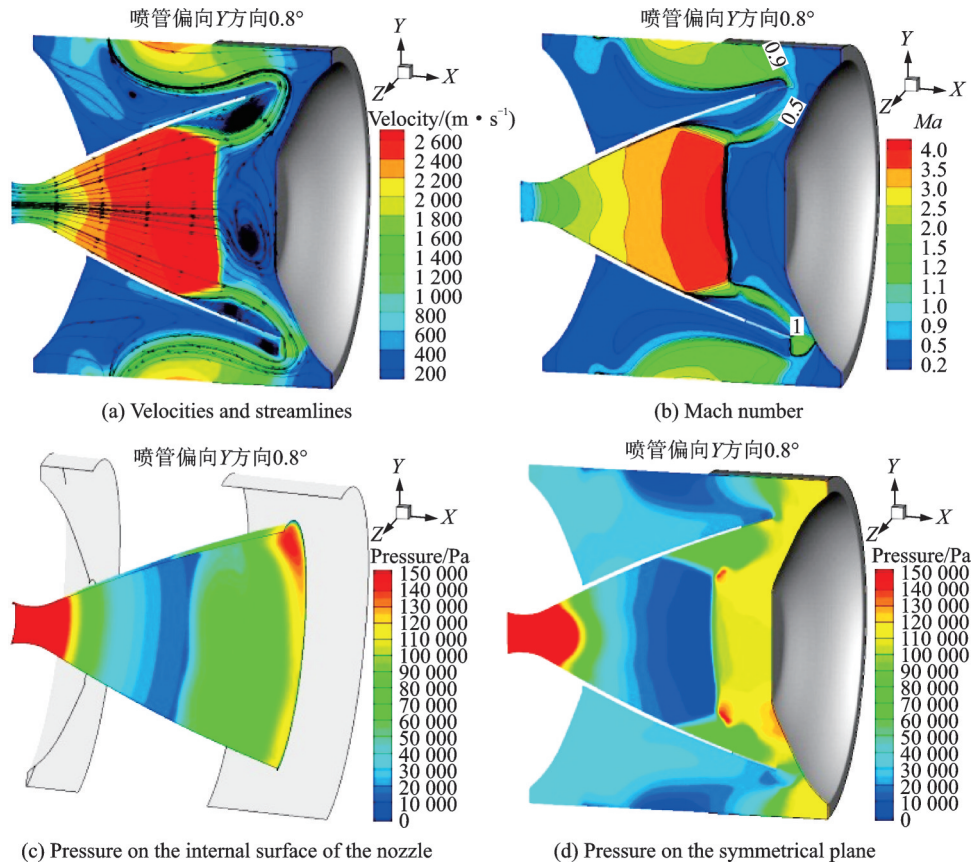


图5 下游存在前封头状态下过膨胀喷管流动分离示意图^[15]

Fig.5 Separation in over-expanded nozzles with restricted exit flow^[15]

这种侧向力具有持续时间短、随机性强、对几何构型和触发机理高度敏感等特点,目前仍缺乏可靠的工程计算方法。为此开展了非定常流动数值仿真研究,通过分析流场发现,在级间分离过程中喷管内呈现包含正激波、膨胀波、斜激波、超声速射流以及分离涡的复杂流动结构,如图6(a, b)所示。当喷管摆动角度取为飞行试验真实状态时,激波诱导的流动分离呈非对称分布,使喷管内侧压力周向分布不均匀;在朝着喷管摆动的方向喷管内侧压力偏高,形成侧向力,如图6(c, d)所示。该过程持续数十毫秒左右,随着分离间隙增大,喷管出口背压逐步较低,激波诱导分离的程度随之减弱,相应的侧向干扰力也逐步消失。

经上述仿真得到的喷管所受到侧向干扰力矩峰值超过了伺服负载能力,不仅验证了文献中提到的流动分离引起侧向力的机理,更进一步揭示了喷管摆角是影响侧向力的一项重要因素,同时也为解决该问题提供了重要线索:即控制级间分离过程中喷管摆角大小,从而降低流动分离的非对称程度,使气动干扰力矩处于较低的水平。其中,级间分离时喷管摆动位置由3部分作用组成:第1项是发动

图 6 基于假想外形的级间分离过程中流场分布^[15]Fig.6 Distribution of flow field during staging^[15]

机在压力上升过程中因喷管和伺服固定部件结构偏移的作用,称为喷管下沉角,可导致喷管可用摆动范围变小;第2项则是为了抵消下沉角影响所设置的预置摆角;第3项来自与飞行控制软件传递给伺服系统的摆动指令,与分离前后飞行时序、下沉角补偿方案以及姿控网络相关。针对这几项因素,笔者团队组织气动、动力、姿控、分离等多专业科研人员按照系统工程的思路开展了多学科论证,通过非定常流动数值仿真、下沉角影响因素偏差梳理、半实物飞行仿真等工作完成了预置摆角、飞行时序和控制网络的联合优化,确保了喷管摆角引起的气动干扰力矩不超过伺服能力。经采用上述联合优化方案,彻底解决了性能提升的重要瓶颈。

4 结 论

航空航天工程不允许失败,回顾多年的工程研制经验,其中给人感受最为深刻的是如何在确保成功的条件下进行创新。对于正在从事或将要从事航空航天装备事业的青年学者而言,在精透自己本专业技术和规律的同时,还要不断拓展自己的知识面,把控和掌握不同学科专业的基础要点以及规律,这样才能做到融会贯通,驾驭工程系统的全局,才能从“确保成功”迈向“必然成功”的自由王国。

对于工程研制的掌舵人,更应当有预见和发现新技术的敏感嗅觉,深入思考提升装备系统性能的新方案。不仅要保成功,而且有责任和义务为更先进的装备设计谋创新。

时逢南京航空航天大学喜迎建校 70 周年华诞,谨以本文总结笔者团队在航空航天工程中的创新实践,希望抛砖引玉,引发对航空航天前沿技术创新发展的思考。

参考文献:

- [1] 鲁宇,朱广生,蔡巧言,等. 航天运输系统及再入飞行器中的高超声速技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(6): 1-5.
LU Yu, ZHU Guangsheng, CAI Qiaoyan, et al. Hypersonic technology for space transportation system and reentry vehicles[J]. Missile and Space Vehicle, 2007(6): 1-5.
- [2] 钱学森. 最后一次系统谈话——谈科技创新人才的培养问题[M]//钱学森文集. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [3] 朱广生. 某型飞行器气动设计与实践[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2015.
- [4] 朱广生,刘瑞朝,周松柏,等. 基于爆炸激波管的火箭级间段强度考核和分离试验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2207-2213.

- ZHU Guangsheng, LIU Ruichao, ZHOU Songbai, et al. Experimental research of strength check and stage separation for a rocket's stage section based on a blast simulator[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(7): 2207-2213.
- [5] 钟震, 李芳, 胡钰, 等. 基于固体运载器飞试数据的风场辨识方法研究[J]. *航天控制*, 2019, 37(1): 3-8.
- ZHONG Zhen, LI Fang, HU Yu, et al. The identification method of wind field based on flight test of solid launch vehicle[J]. *Aerospace Control*, 2019, 37(1): 3-8.
- [6] 朱广生, 聂春生, 曹占伟, 等. 气动热环境试验及测量技术研究进展[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(2): 1-10.
- ZHU Guangsheng, NIE Chunsheng, CAO Zhanwei, et al. Research progress of aerodynamic thermal environment test and measurement technology[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(2): 1-10.
- [7] 李宇, 朱广生, 聂春生, 等. 高速对流环境下冷点效应对圆箔式热流传感器测热特性的影响研究[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(4): 39-44.
- LI Yu, ZHU Guangsheng, NIE Chunsheng, et al. Study on the influence of cold spot effect on the thermal measurement characteristics of circular foil heat flow sensor in hypersonic convection environment[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(4): 39-44.
- [8] 朱广生, 杨攀, 段毅, 等. 新型飞行器气动布局的高升阻比设计[J]. *导弹与航天运载技术*, 2022(4): 7-10.
- ZHU Guangsheng, YANG Pan, DUAN Yi, et al. Design of high lift-drag ratio aerodynamic configuration for near space vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2022(4): 7-10.
- [9] 蔡巧言, 杜涛, 朱广生. 新型飞行器的气动设计技术探讨[J]. *宇航学报*, 2009, 30(6): 2086-2091.
- CAI Qiaoyan, DU Tao, ZHU Guangsheng. The aerodynamic design technology for new type hypersonic vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(6): 2086-2091.
- [10] 王晓雷, 钟震, 李强, 等. 基于头舵联动控制的主动段减载技术[J]. *导弹与航天运载技术*, 2021(1): 68-71.
- WANG Xiaolei, ZHONG Zhen, LI Qiang, et al. A load-relief technology based on auxiliary control of warhead air rudders for a rocket in ascent stage[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021(1): 68-71.
- [11] 吴亚东, 朱广生, 高波, 等. 多孔介质相变发汗冷却主动热防护试验研究[J]. *宇航学报*, 2017, 38(2): 212-218.
- WU Yadong, ZHU Guangsheng, GAO Bo, et al. An experimental study on the phase-changed transpiration cooling for active thermal protection[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(2): 212-218.
- [12] 吴亚东, 朱广生, 蒋平, 等. 先进的热防护方法及在飞行器的应用前景初探[J]. *宇航总体技术*, 2017, 1(1): 60-65.
- WU Yadong, ZHU Guangsheng, JIANG Ping, et al. Advanced thermal protection methods and applications in future vehicles[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2017, 1(1): 60-65.
- [13] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [14] 沈治, 朱广生, 吴亚东, 等. 基于爆炸激波管的固体火箭级间热分离天地差异研究[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2021, 51(10): 81-93.
- SHEN Zhi, ZHU Guangsheng, WU Yadong, et al. Differences of chamber pressure variations during stage separation between flight and detonation-shock-tube-based ground tests[J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2021, 51(10): 81-93.
- [15] SADUNAS J A, FRENCH E P, DAINES W L. Prediction of nozzle side forces which occur during staging[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1981, 18(5): 406-410.

(编辑:张黄群)