

文章编号:1674-8190(2020)06-894-06

# 超声速进气道压力估算方法及验证

李强, 操小龙

(中国航天科工飞航技术研究院 北京机电工程研究所, 北京 100074)

**摘要:** 进气道载荷的预示和限制是超声速飞行器设计中的关键问题。以典型领下进气超声速飞行器为研究对象, 对其进气道流场进行数值仿真, 研究不同马赫数、攻角、侧滑角及余气系数条件下的进气道压力特性; 针对进气道压力工程估算及设计需求, 使用无量纲和解耦的方法, 对进气道压力经验公式进行拟合; 反算飞行试验中的进气道压力, 并与测量结果进行对比。结果表明: 进气道压力随马赫数增大而增大, 随余气系数增大而减小; 正常工作包线内, 较小的攻角、侧滑角对进气道压力影响不明显; 进气道压力经验公式计算值与飞行试验测量值符合较好, 具有较高的精度。

**关键词:** 超声速; 进气道; 压力; 经验公式; 飞行试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.018

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Estimation Method and Verification of Pressure in Supersonic Inlet

LI Qiang, CAO Xiaolong

(Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, HIWING Technology Academy of  
CASIC, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Prediction and limitation of inlet pressure are important for supersonic vehicles. Numerical simulation on high speed inlet flow is conducted, and pressure characteristics with different Mach numbers, attack angles, yaw angles and excess air coefficients is analyzed. Based on dimensionless and decoupled method, empirical formula for high speed inlet pressure is fitted and verified by flight results. The results show that, with the Mach number increasing and excess air coefficient decreasing, the pressure in inlet increases. Attack angle and yaw angle have little influence on inlet pressure in normal work envelope. The inlet pressure estimated by empirical formula is in good agreement with measured data in flight tests, which means that the formula established in this paper has a high precision.

**Key words:** supersonic; inlet; pressure; empirical formula; flight test

## 0 引言

对于在大气层内的高速飞行器, 冲压发动机具有比冲高、推重比大、可长时间工作的特点。其进气道通过激波系的压缩使来流减速增压, 以满足发

动机的使用要求, 是冲压发动机的关键部件<sup>[1]</sup>。低空高速飞行时, 该类型飞行器的进气道压力可达来流压力的数十倍, 对结构安全产生较大威胁。因此进气道压力载荷的预示和限制, 成为飞行器研制过程中必须解决的关键问题之一。国外亚燃冲压发

收稿日期: 2020-09-29; 修回日期: 2020-12-05

通信作者: 李强, liqiang001@qq.com

引用格式: 李强, 操小龙. 超声速进气道压力估算方法及验证[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 894-899.

LI Qiang, CAO Xiaolong. Estimation method and verification of pressure in supersonic inlet[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 894-899. (in Chinese)

动机 PTV 的研制中,采用了进气道压力限制技术,通过控制燃料供应量以降低由于进气道超压导致的结构失效风险<sup>[2]</sup>。

进气道压力载荷预示一般使用数值仿真和风洞试验方法。白晓征等<sup>[3]</sup>对马赫数 3.5 飞行条件下整流罩开启过程中的进气道非定常流动进行了数值模拟,压力振荡峰值达到了来流压力的 51.6 倍;熊志平等<sup>[4]</sup>利用有限体积法研究了超声速轴对称进气道流场,其中马赫数 3.0、进气道超临界状态的扩张段压力峰值为来流的 17.5 倍;张晓旻等<sup>[5]</sup>开展了进气道堵盖打开过程非稳态流场研究,其中马赫数 2.5 情况下出口堵盖处的压力峰值为来流压力的 20 倍以上;卫峰等<sup>[6]</sup>研究了曲外锥乘波前体进气道在超声速风洞中的压力特性,其中马赫数 4.0 下的进气道抗反压能力为来流压力的 33 倍。与进气道压力经验公式研究相关的文献鲜有发表,仅有少数工程设计人员从事该领域研究。蒲晓航等<sup>[7]</sup>针对弹用 ATR 进气道,建立了进气道超声速性能快速预估模型,绝大多数来流及背压组合工况下的总压恢复系数计算误差不超过 10%。

本文以典型颌下进气高速飞行器为研究对象,使用 Fluent 软件对其进气道流场进行数值仿真,研究不同马赫数、攻角、侧滑角及余气系数条件下的进气道压力特性;针对进气道载荷快速估算及限制设计需要,以马赫数和余气系数为主要变量,采用最小二乘法拟合进气道压力载荷经验公式;使用经验公式反算真实飞行状态下的进气道压力,并与飞行试验测压结果进行对比,对经验公式的精度进行验证。

## 1 进气道压力特性计算

### 1.1 计算模型

本文以美国 ASALM 飞行器进气道为研究对象,如图 1 所示。

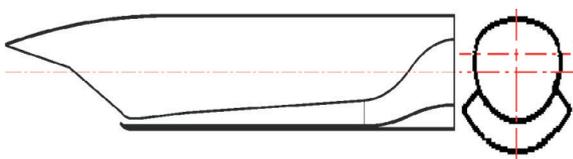


图 1 ASALM 飞行器进气道构型<sup>[8]</sup>

Fig. 1 Inlet configuration of ASALM<sup>[8]</sup>

该进气道为混压式超声速进气道,采用两级锥压缩,进气道迎风面捕获面为扇形,内通道为扇环形通道,在尾部转弯导流到飞行器中部变为圆形。该进气道具有良好的攻角特性,能够适应马赫数 2.5~4.5 工作范围要求<sup>[9-10]</sup>。

### 1.2 数值模拟方法

采用 Fluent 软件,利用有限体积法求解定常三维 Navier-Stokes 方程,湍流模型为  $k-\omega$  SST 模型,采用隐式离散方法进行时间推进。计算网格为六面体结构化网格,在进气道壁面附近适当加密。进气道出口设置为压力出口边界。通过风洞试验和发动机试车射流试验测量得到。壁面为绝热、无滑移、固体边界。流场计算时先选择一阶精度,待一阶精度计算收敛,正激波在进气道内稳定下来后,再选择二阶精度进行计算<sup>[11]</sup>。

计算参数为:来流马赫数 2.5~3.5,攻角  $-3^\circ \sim +3^\circ$ ,侧滑角  $0^\circ \sim 3^\circ$ ,余气系数(A)1.2~5.0 (对应进气道出口反压/静压比范围为 4.8~33.0)。需要说明的是,余气系数是实际空气流量与供入燃料完全燃烧所需理论空气流量的比值,一般为大于 1.0 的正数,其值越小表明燃料供应越多,燃烧室内压力越大<sup>[12]</sup>。本文中,变余气系数是通过改变出口压力边界条件实现的,具体方法为:首先在风洞试验中测量进气道捕获流量,然后在发动机试车射流试验中根据已知流量,通过改变供油量实现不同余气系数条件,同时测量发动机热态工作下的进气道出口压力,作为数值模拟的输入。

### 1.3 计算结果

余气系数 1.2 条件下不同马赫数的进气道壁面压比如图 2 所示,截取进气道压缩锥到 S 型扩张段的上母线部分, $P_{d1}$ 为进气道压力与来流压力之比。可以看出,经过两级锥面压缩,进气道内压力逐渐升高,到扩张段前基本趋于平稳;同等余气系数条件下,随着来流马赫数增大,前体锥面激波对气流的压缩能力不断提高,进气道捕获流量逐渐增大,进气道压力也随之升高;马赫数由 2.5 增大到 3.5,进气道扩张段压比由 12 增大到 33,增大到 175%。

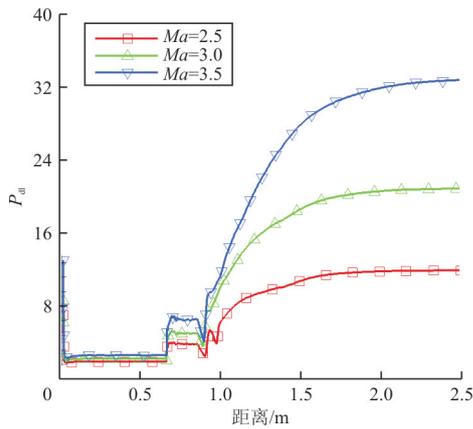


图 2 不同马赫数来流的进气道壁面压比

Fig. 2 Dimensionless pressure of inlet in different Mach flows

马赫数 2.5 条件下、不同余气系数的进气道壁面压比如图 3 所示。

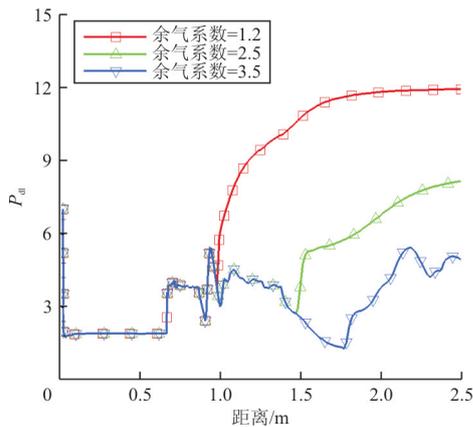


图 3 进气道壁面压比与余气系数的关系

Fig. 3 Dimensionless pressure of inlet with different excess air coefficients

从图 3 可以看出：在同等来流马赫数条件下，进气道捕获流量不变；但随着余气系数增大，发动机燃料供应量减小，燃烧室压力降低，进气道压力也随之降低，结尾激波不断后移（如图 4 所示），这与文献[13]中的激波结构变化趋势类似。余气系数由 1.2 增大到 3.5，进气道扩张段压比从 12 减小到 5 左右，降低约 58%。在发动机正常包线内，进气道工作在超临界状态，燃烧室压力仅影响结尾激波后的流场，进气道喉道前的压力不受余气系数影响。这对简化进气道载荷的分析是有利的。

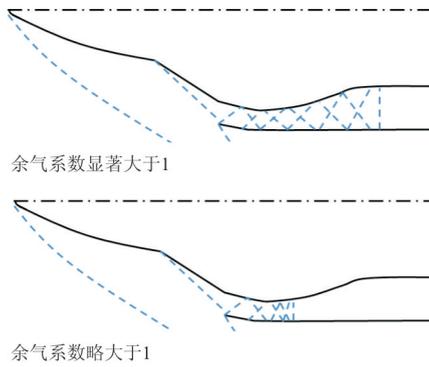
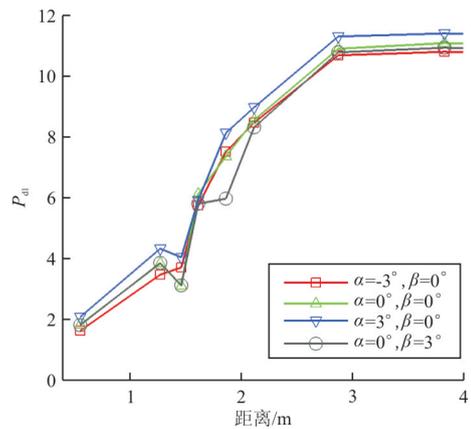


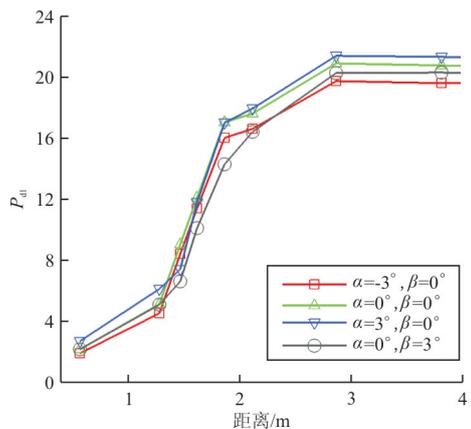
图 4 不同余气系数状态的进气道激波结构

Fig. 4 Shock configuration of inlet with different excess air coefficients

马赫数分别为 2.5 和 3.0，余气系数 1.2，不同攻角和侧滑角条件下的进气道壁面压比如图 5 所示。



(a) Ma = 2.5



(b) Ma = 3.0

图 5 进气道壁面压比与姿态角的关系

Fig. 5 Dimensionless pressure of inlet with different attack and yaw angles

从图 5 可以看出:对于颌下进气道,攻角由负变正,进气道捕获空气流量增大,因此在同等余气系数条件下,进气道压力略有升高,其中攻角 +3° 状态的压比较攻角 -3° 状态大约 5%;侧滑角对进气道压力影响较小,侧滑 3° 状态的进气道压力较侧滑角 0° 状态小约 1%。总体来看,正常工作包线内,较小的攻角、侧滑角对进气道压力影响不明显。

## 2 进气道压力经验公式研究

在飞行器进气道结构设计时,考虑各种拉偏情况的弹道点往往数以万计,都开展数值计算难以实现,只能从中筛选严酷情况进行载荷分析。通过数值仿真和风洞试验数据的归纳总结,将进气道压力拟合为若干变量的函数,不仅方便载荷严酷情况的筛选,也能满足工程上快速估算的需要。另外,在进气道载荷较大、需要进行限制时,函数形式的进气道压力经验公式也更方便弹道的设计。因此进气道压力经验公式研究在型号研制过程中有较迫切的需求。

基于数值仿真掌握的进气道压力载荷规律特性,开展经验公式的拟合研究。研究时主要采用以下思路:

(1) 进气道结构主要薄弱点在亚声速扩张段,该处载荷不仅与飞行马赫数、高度、燃料供应量有关,而且受任务需求限制,弹道的马赫数-高度剖面难以作大的调整;可供控制的主要是燃料供应量,可使用余气系数进行定量描述。

(2) 与零攻角、零侧滑角状态相比,攻角 ±3° 状态的进气道扩张段压力变化小于 3%,侧滑角 3° 的变化小于 1%。在小姿态角范围内,可忽略攻角、侧滑角对进气道压力的影响。

(3) 将有量纲的进气道扩张段压力分解为来流压力 and 无量纲进气道压比的乘积。前者主要与飞行高度有关,后者与飞行马赫数和余气系数有关。进气道压力可描述为

$$P_{inlet}(Ma, H, A) = P_{\infty}(H) \times P_{dl}(Ma, A) \quad (1)$$

式中:  $P_{inlet}$ 、 $P_{\infty}$ 、 $P_{dl}$  和  $A$  分别为进气道压力、来流压力、无量纲进气道压比和余气系数。 $P_{\infty}$  可根据国军标<sup>[14]</sup>或文献<sup>[15]</sup>中的公式确定。

(4) 采用解耦思想,将无量纲进气道压比分解为临界压比  $P_{dl(A=1,2)}$  和余气系数变化函数  $P_{dl}^*(A)$  的乘积:

$$P_{dl} = P_{dl(A=1,2)}(Ma) \times P_{dl}^*(A) \quad (2)$$

临界压比  $P_{dl(A=1,2)}$  与马赫数有关,使用最小二乘法拟合为马赫数的线性函数<sup>[16]</sup>,如式(3)所示。式(3)与仿真数据的对比如图 6 所示。

$$P_{dl(A=1,2)} = -15.25 + 9.943 Ma \quad (3)$$

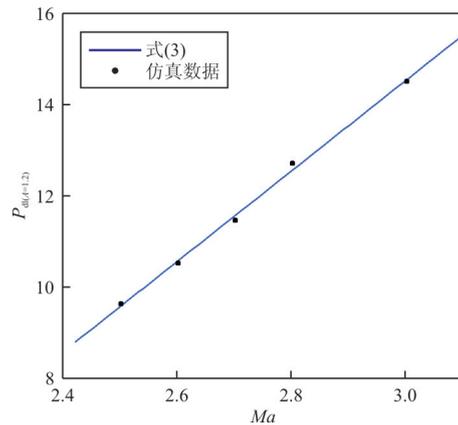


图 6 式(3)与仿真数据的对比

Fig. 6 Formula (3) compared with simulation data

$P_{dl}^*(A)$  与余气系数有关,使用最小二乘法拟合为余气系数的抛物线函数,如式(4)所示。式(4)与仿真数据的对比如图 7 所示。

$$P_{dl}^* = 1.328 - 0.305A + 0.0287A^2 \quad (4)$$

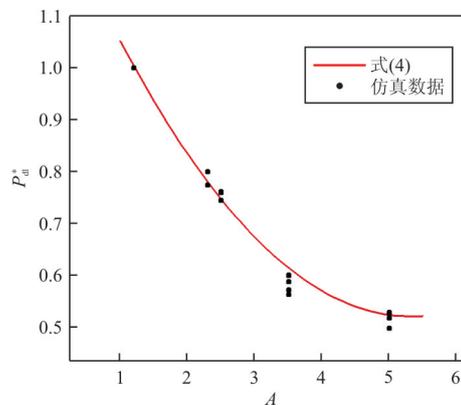


图 7 式(4)与仿真数据的对比

Fig. 7 Formula (4) compared with simulation data

使用式(2)~式(4)计算马赫数 2.5~3.0、余气系数 1.2~5.0 状态的进气道扩张段压比,并与

数值仿真的对比如图 8 所示。

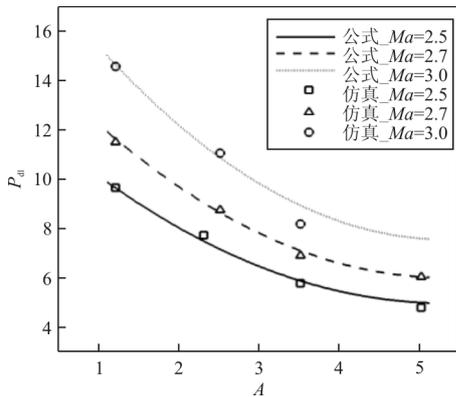


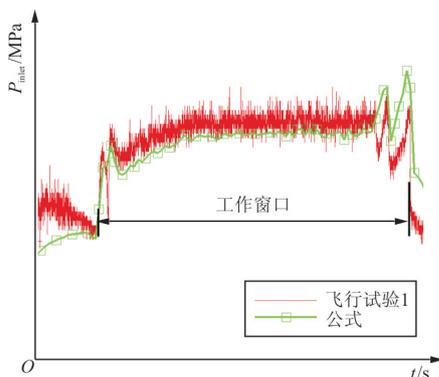
图 8 进气道压比经验公式与仿真值的对比

Fig. 8 Dimensionless inlet pressure calculated by empirical formula compared with simulation

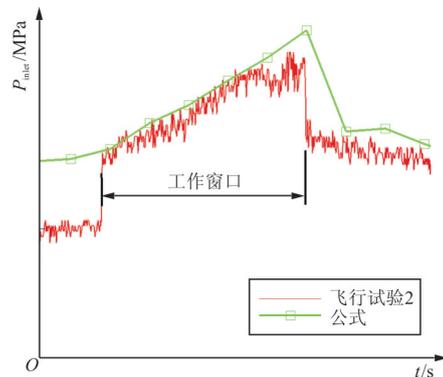
从图 8 可以看出:对于图 8 中的 11 个状态点,除 1 个点拟合误差较大外,其他点拟合误差均小于 5%,平均拟合误差为 2.46%。考虑到经验公式主要用于进气道压力快速评估和弹道控制律设计,因此该精度能够满足型号工程研制阶段的载荷预示要求。

### 3 飞行试验验证

该飞行器两次飞行试验中,在发动机工作窗口对进气道扩张段壁面压力进行测量,采集频率为 50 Hz,采集时长分别为 59.8 和 5.2 s。试验后利用飞行试验遥测的静压、马赫数、余气系数,使用式(1)~式(4)对进气道扩张段压力进行反算,其与飞行试验测量值的对比如图 9 所示。



(a) 飞行试验 1



(b) 飞行试验 2

图 9 进气道压力计算值与飞行试验的对比

Fig. 9 Inlet pressure calculated by empirical formula compared with flight test

从图 9 可以看出:在测试窗口内,计算的进气道载荷变化趋势和遥测值符合较好,有效测试时间内大部分计算值与飞行试验测量值相差小于 5%,载荷峰值最大相差 13.6%。经分析,误差一方面与经验公式本身的拟合误差有关,另一方面也与飞行试验遥测误差及飞行器姿态的快速变化有关。考虑到经验公式主要用于设计阶段的载荷情况筛选和快速估算,该精度已经能够满足工程应用需要。

### 4 结 论

(1) 超声速进气道压比随马赫数增大而增大,随余气系数增大而减小;较小的攻角、侧滑角对进气道压力的影响不明显。

(2) 进气道压力主要受马赫数、高度和余气系数影响,基于无量纲化、解耦方法拟合的经验公式具有较高的精度,可用于载荷快速评估和弹道控制律设计。

#### 参考文献

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.  
LIU Xingzhou. Propulsion system of aerodynamic missile [M]. Beijing: China Astronautic Press, 1992. (in Chinese)
- [2] WEBSTER F. Evaluation of the ASALM-PTV propulsion system flight data correlation results and analysis techniques: AIAA-81-1606[R]. USA: AIAA, 1981.

- [3] 白晓征, 刘君, 郭正, 等. 冲压发动机进气道压力振荡过程中的数值研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 562-565.  
BAI Xiaozheng, LIU Jun, GUO Zheng, et al. Numerical simulation of pressure oscillation in ramjet inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 562-565. (in Chinese)
- [4] 熊志平, 武晓松, 夏强. 超声速轴对称进气道流场的数值模拟[J]. 兵工学报, 2009, 30(1): 5-8.  
XIONG Zhiping, WU Xiaosong, XIA Qiang. Numerical simulation of supersonic axisymmetric inlet flow field[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(1): 5-8. (in Chinese)
- [5] 张晓旻, 杨石林, 李璞. 进气道堵盖打开过程数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(3): 307-318.  
ZHANG Xiaomin, YANG Shilin, LI Pu. Numerical simulations of the inlet cover opening process[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(3): 307-318. (in Chinese)
- [6] 卫锋, 周正, 李莉, 等. 曲外锥乘波前体进气道低马赫数段实验研究[J]. 实验流体力学, 2017, 31(6): 1-7.  
WEI Feng, ZHOU Zheng, LI Li, et al. Experimental studies of curved cone waverider forebody inlet (CCWI) at low Mach number range[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(6): 1-7. (in Chinese)
- [7] 蒲晓航, 蔡强, 常浩, 等. ATR 进气道改进设计及其超声速性能快速预估[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(3): 49-54.  
PU Xiaohang, CAI Qiang, CHANG Hao, et al. Improved design and rapid supersonic performance estimation for an ATR engine inlet[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(3): 49-54. (in Chinese)
- [8] WEBSTER F, BUCY J. ASALM PTV chin inlet technology overview[C]// AIAA /SAE/ASME 15th Joint Propulsion Conference. Las Vegas: AIAA, 2014: 1231-1240.
- [9] 王新月, 廉小纯. 超声速颌下式进气道/前机身一体化方案设计[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 142-145.  
WANG Xinyue, LIAN Xiaochun. Supersonic chin inlet/airframe integration design[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 142-145. (in Chinese)
- [10] 孟宇鹏, 高雄, 朱守梅, 等. 超声速颌下乘波进气道一体化设计[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1720-1727.  
MENG Yupeng, GAO Xiong, ZHU Shoumei, et al. Integration design of supersonic waverider chin inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1720-1727. (in Chinese)
- [11] 朱宇, 李天, 李椿萱. CFD在超声速进气道设计上的应用状况[J]. 飞机设计, 2002(4): 11-18.  
ZHU Yu, LI Tian, LI Chunxuan. CFD status for supersonic inlet design support[J]. Aircraft Design, 2002(4): 11-18. (in Chinese)
- [12] 李存杰, 王树声. 冲压发动机技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.  
LI Cunjie, WANG Shusheng. Ramjet technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980. (in Chinese)
- [13] 郭敬涛. 颌下进气道研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.  
GUO Jingtao. Research on chin inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [14] 陈昭. 中华人民共和国国家军用标准——北半球标准大气(-2~80 km): GJB 365.1-87[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1987.  
CHEN Zhao. National military standard of The People's Republic of China—Northern hemisphere standard atmosphere (-2~80 km): GJB 365.1-87[S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA, 1987. (in Chinese)
- [15] 杨炳尉. 标准大气参数的公式表示[J]. 宇航学报, 1983(1): 83-86.  
YANG Bingwei. Formulization of standard atmosphere parameters[J]. Journal of Astronautics, 1983(1): 83-86. (in Chinese)
- [16] 陈仲堂, 赵德平, 李彦平. 数理统计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.  
CHEN Zhongtang, ZHAO Deping, LI Yanping. Mathematical statistics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)

#### 作者简介:

李强(1986—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:流体力学仿真、载荷设计等。

操小龙(1976—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行载荷设计与仿真。

(编辑:马文静)