

高超声速火箭橇气动特性优化与风洞试验

周学文¹, 闫华东², 吕水燕², 李康²

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安; 2. 中国兵器工业试验测试研究院, 710100, 西安)

摘要: 为研究如何在不额外增加稳定装置的基础上提高超声速条件下火箭橇的在轨运行稳定性, 基于数值分析方法开展了高超声速火箭橇气动特性优化设计, 并通过风洞试验对优化后的橇体进行了不同工况下的气动特性研究。建立了基于 SST 湍流模型、N-S 控制方程的火箭橇气动特性数值分析方法, 通过经典双椭球模型对计算方法的准确性进行验证。基于气动特性数值分析方法开展橇体气动外形设计, 对整流板俯仰角、侧偏角以及前、后滑靴的位置进行优化。通过风洞试验对优化后的橇体进行不同工况下的气动特性研究, 分析马赫数、雷诺数以及轨道和地面效应的影响。研究表明: 火箭橇高超声速气动特性数值分析方法的精度约为 86.94%, 可以用来模拟火箭橇在超声速流场中的气动特性; 在 $Ma=5$ 时, 优化后的模型相较于优化前的模型, 气动阻力减小了约 23.57%, 气动升力减小了约 38.49%; 随着马赫数的增加, 橇体阻力系数呈下降趋势, 当 Ma 从 4 增加到 6, 橇体的阻力系数下降约 19.98%; 橇体升力系数与俯仰力矩系数均随着雷诺数的增大而增加, $Ma=5$, 当雷诺数从 1.80×10^7 变化到 3.60×10^7 时, 橇体的阻力系数与俯仰力矩系数分别增加约 8.95% 和 13.09%; 轨道和地面会导致橇体阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数同时增加, 其中俯仰力矩系数的变化最为显著, 3 组对比试验的俯仰力矩系数平均增量约为 992%。该研究可为高超声速火箭橇设计提供数据支撑, 具有一定的工程应用价值。

关键词: 火箭橇; 气动特性; 气动外形; 风洞试验

中图分类号: V411 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202405015 **文章编号:** 0253-987X(2024)05-0156-11

Optimization of Hypersonic Rocket Sled Aerodynamic Characteristics and Wind Tunnel Tests

ZHOU Xuwen¹, YAN Huadong², LÜ Shuiyan², LI Kang²

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Test and Measuring Academy of Norinco Group, Xi'an 710100, China)

Abstract: To study how to improve the operational stability of a rocket sled on orbit under hypersonic conditions without using additional stabilizing devices, an optimization design of the aerodynamic characteristics of a hypersonic rocket sled is carried out based on numerical analysis methods, and the aerodynamic characteristics of the optimized sled are studied under different operating conditions through wind tunnel tests. Firstly, a numerical analysis method for the aerodynamic characteristics of rocket sleds based on SST turbulence model and N-S control equation is developed, and the accuracy of the calculation method is verified through the classical

double ellipsoid model. Then, based on the numerical analysis method of aerodynamic characteristics, the aerodynamic shape design of the sled body is conducted, and elevation angle, lateral deviation angle of the rectifier board, and position of the front and rear slipper are optimized. Finally, the aerodynamic characteristics of the optimized sled body under different operating conditions are studied through wind tunnel tests, and the effects of Mach number, Reynolds number, and track and ground effects are analyzed. The accuracy of the numerical analysis method for hypersonic aerodynamic characteristics of rocket sleds is about 86.94%, which can be used to simulate the aerodynamic characteristics of rocket sleds in hypersonic flow fields. At $Ma=5$, the optimized model reduces aerodynamic drag by 23.57% and aerodynamic lift by 38.49% compared to the pre-optimized model. As the Mach number increases, the drag coefficient of the sled body shows a decreasing trend, for example, when the Mach number increases from 4 to 6, the drag coefficient of the sled body decreases by 19.98%. The lift coefficient and pitch moment coefficient of the sled body both increase with the increase of Reynolds number. At $Ma=5$, when the Reynolds number changes from 1.80×10^7 to 3.60×10^7 , the drag coefficient and pitch moment coefficient of the sled increase by 8.95% and 13.09% respectively. The track and ground will lead to a simultaneous increase in the resistance coefficient, lift coefficient, and pitch moment coefficient of the sled body, with the pitch moment coefficient changing the most significantly. The average increment of pitch moment coefficient in the three comparative experiments is about 992%. The research can provide data support for the design of hypersonic rocket sleds and has certain engineering application value.

Keywords: rocket sled; aerodynamic characteristics; numerical analysis; aerodynamic shape; wind tunnel test

火箭橇试验是通过火箭橇发动机提供的动力推动载有被试品的橇体以特定的速度或加速度沿专用滑轨运行,模拟被试品的真实工作环境,测试其在发射、飞行和着靶等全弹道过程中一系列性能指标的一种大型、高精度地面动态模拟试验方法^[1-3]。火箭橇试验实现了“天上的事情地上做”的便捷性、可控性和可测试性,在大幅降低飞行试验风险和成本的同时,增加了试验测试数据获取量,成为一种重要的试验方法,被广泛应用于导弹武器系统及部件、气动力及颤振、结构强度与材料、航宇救生设备及医学等十余个领域^[4-6]。

我国高超声速装备由基础技术研究向工程化应用转进的过程中离不开火箭橇试验的支撑,火箭橇试验的发展面临着难得的机遇。但是,高超声速火箭橇在轨运行过程中,由于运行速度快、地面效应影响大,会受到巨大的气动力及力矩作用^[7-8]。当橇体承受的气动升力大于自身重力时,会造成火箭橇在轨道上的反复弹跳,大大降低火箭橇的在轨运行稳定性,导致滑靴碰撞轨道产生凿削现象^[9-12],因此在分析高超声速火箭橇气动力特性的基础上,对橇体气动外形进行优化,对维持火箭橇稳定运行具有重

要意义。

国内外的研究学者对高超声速火箭橇的气动稳定性开展了一系列研究。Rigali等^[13]通过在单轨火箭橇橇体两侧安装侧翼的方法增大其负升力,并通过超声速风洞试验验证了该方法的有效性。Praharaj等^[14]对前、后同时安装带角度楔形物的火箭橇结构进行稳态流场计算,分析了其对橇体负升力的提升作用。Lofthouse等^[15-16]对橇体与滑靴连接装置前方安装楔形物的双轨火箭橇进行了稳态流场计算。Hegedus等^[17]分析了鸭翼对火箭橇表面压力分布的影响,开展了气动特性分析。张传侠等^[18]分析了不考虑地效影响时火箭橇侧翼的攻角变化、连接位置对气动特性的影响。党天骄等^[7]为了增大火箭橇的负升力设计了带导流板的火箭橇结构,并对其气动特性进行了系统的数值研究。

综上所述,国内外在进行高超声速火箭橇稳定性研究时均是围绕着在橇体结构上增加侧翼、楔形物、导流板等增稳装置的思路开展的。但是,增稳装置在提升橇体负升力的同时也增加了阻力。高超声速火箭橇试验对动力的需求非常高,由于国内目前还没有开发出像美国超级走鹃(SRR)一样的短时大

推力火箭橇专用发动机,所以在进行高超声速火箭橇橇体设计时,首先应该避免额外阻力的引入。针对该问题,基于高超声速火箭橇气动分析方法在不额外增加稳定装置的基础上开展橇体气动外形优化,确保 0° 攻角下升力和阻力都尽可能地减小,然后通过风洞试验对优化后的橇体开展气动特性分析。在当前大力发展高超声速装备急需地面高动态试验支撑与保障的背景下,文中将数值计算和试验研究相结合的高超声速火箭橇气动特性优化与分析工作,是突破国外技术封锁对高超声速火箭橇试验方法进行底层探索的一项重要内容,能够为高超声速火箭橇系统设计与在轨运行稳定性分析提供基础数据。

1 数值分析方法及验证

1.1 计算方法

对模型的气动特性分析时选取耦合隐式求解器,湍流模型设置为能够很好地模拟逆压梯度流场,并且不依赖于来流参数的 SST 模型^[19-21]

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{D(\rho \omega)}{Dt} &= \frac{\gamma}{u_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; k 为湍流动能; τ_{ij} 为雷诺应力张量; u_i 为湍流速度; x_j 为坐标分量; ω 为湍流特殊耗散; μ 为层流黏度; μ_t 为湍流黏度; F_1 为混合函数; σ_k 、 σ_ω 、 β 、 β^* 、 k 为模型常数。

控制方程为三维非定常 N-S 方程^[22-23]

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial z} \quad (3)$$

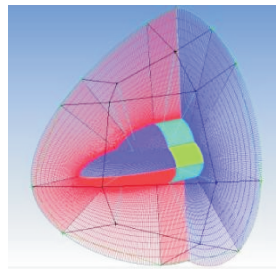
式中: $\mathbf{W}$ 为守恒变量矢量; $\mathbf{f}$ 、 $\mathbf{g}$ 、 $\mathbf{q}$ 为对流通量矢量; $\mathbf{R}$ 、 $\mathbf{S}$ 、 $\mathbf{T}$ 为黏性通量项; x_1 、 x_2 、 x_3 为坐标分量。

1.2 方法验证

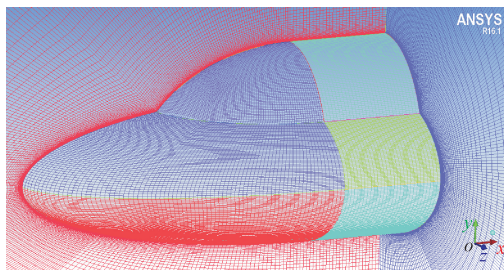
双椭球模型是开展高超声速气动特性研究的经典模型,李素循^[24]针对该模型开展了风洞试验,获得了双椭球模型在高超声速条件下的气动特性试验数据。为了验证文中计算方法的准确性,对经典双椭球模型进行气动分析,并将计算结果与风洞试验结果进行对比。

根据双椭球模型的风洞试验条件,对双椭球模

型进行气动压力模拟时,将迎角设置为 0° ,静温设置为 51.93 K,马赫数设置为 8.02,雷诺数设置为 1.98×10^7 ,双椭球边界条件设置为等温壁面,壁面温度 $T_b = 288$ K。双椭球的气动压力计算模型如图 1 所示。



(a) 全局模型



(b) 局部模型

图 1 双椭球的气动压力计算模型

Fig. 1 Aerodynamic pressure calculation model of double ellipsoid

双椭球模型风洞试验流场图与仿真分析对称面云图对比结果如图 2 所示。由图 2 可以看出,数值计算得到的激波系与试验结果基本一致,在 0° 攻角下,除模型头部的弓形激波外,在模型上表面两椭球相贯处也出现了一道半弓形的激波,即两椭球相贯处出现了明显的激波-激波间嵌套干扰现象。

对双椭球模型开展风洞试验时,在 0° 子午线、 180° 子午线、 $x=78$ mm 剖面线、 $x=120$ mm 剖面线和 $x=170$ mm 剖面线上分别布置了压力测试点位,测量模型表面的压力系数。提取计算模型上压力测试点位处的计算结果,计算出该位置处的压力系数 C_p 。将压力系数计算值与风洞试验实测值进行对比,对比结果如图 3 所示。由图 3(a)可知,子午线上的计算结果与试验值吻合得较好;由图 3(b)可知,剖面线上的计算值与试验值之间存在一定的误差, $x=120$ mm、 $y=80$ mm 剖面线位置处误差最大,但是其值仅为 13.06%。因此,该方法可以用于高超声速流场的仿真,能够采用该方法对物体的高超声速气动特性进行分析。

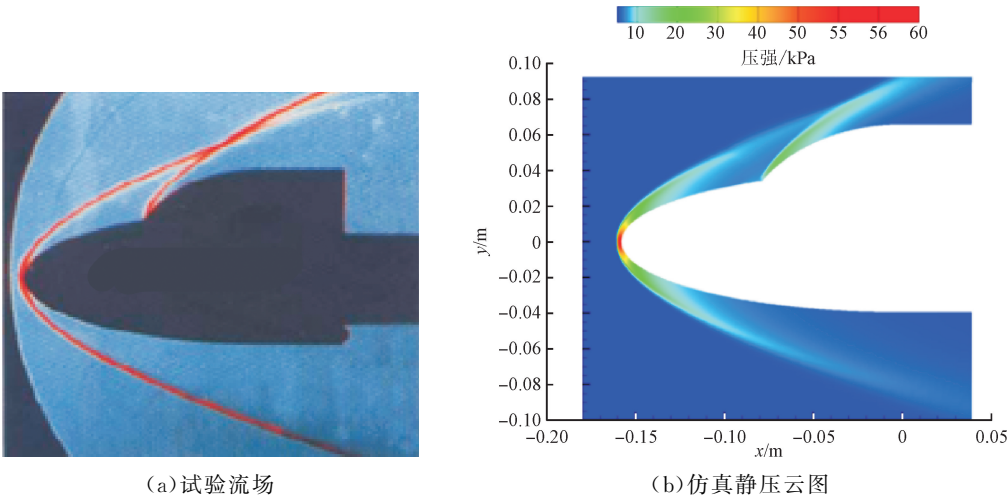


图 2 双椭球模型风洞试验流场图与仿真分析对称面云图对比结果

Fig. 2 Comparison of wind tunnel test flow field diagram and simulation analysis symmetric plane cloud diagram of double ellipsoid model

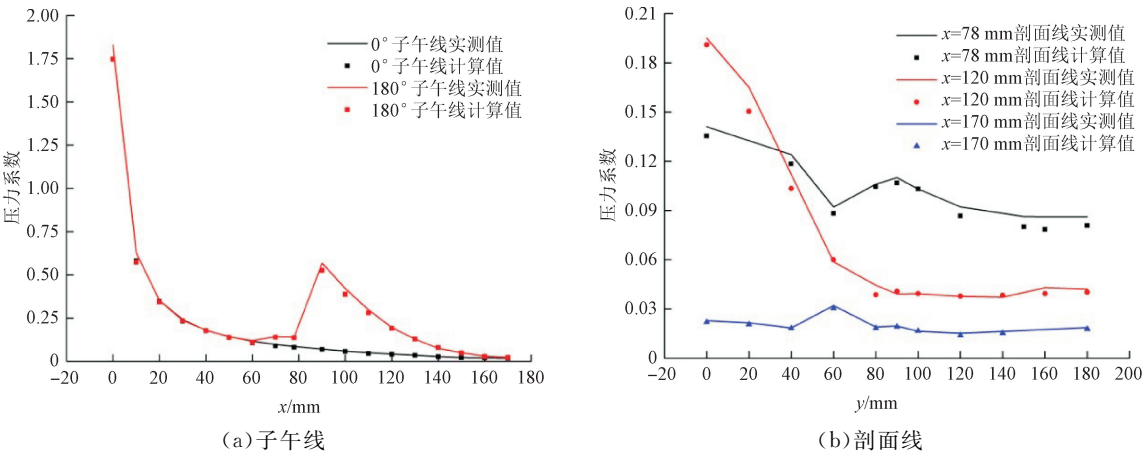


图 3 压力系数实测值与计算值对比

Fig. 3 Comparison between measured and calculated values of pressure coefficient

2 气动外形设计

2.1 初步设计

在翼身融合体思想及轴对称设计原则的指导下,采用一体化集成设计思路,通过焊接或螺栓连接的方式将滑靴固定到被试品上,使被试品成为橇体结构的一部分,设计了高超声速火箭橇橇体。橇体结构初步设计如图 4 所示。弹轴线距轨道上表面的高度为 181 mm;前、后滑靴长度为 200 mm、斜劈角为 90°;前滑靴后端面距产品后端的距离为 1 240 mm;后滑靴后端面距产品后端的距离为 40 mm;前滑靴整流板侧偏角为 30°、俯仰角为 9°,其前端距前滑靴后端面的距离为 412 mm;后滑靴整流板侧偏角为 30°、俯仰角为 9°,其前端距后滑靴后端面的距离为 412 mm。

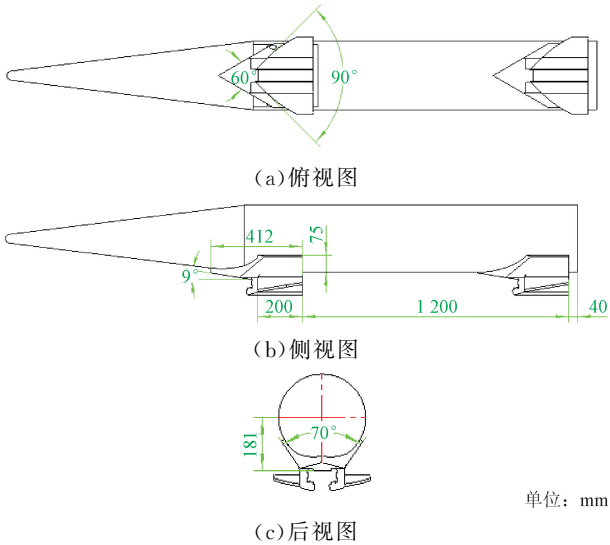


图 4 橇体结构设计图

Fig. 4 Design diagram of the sled structure

2.2 优化设计

采用单变量原则对橇体进行优化,即在其余参数保持不变的情况下,只改动单一参数计算橇体的气动阻力及升力,通过数据对比分析评估优化结果,确定最优布局。优化结果的评估应满足高超声速火箭橇的气动特性要求: 0° 攻角下升力和阻力都应尽可能的小,当气动升力不超过橇体自身重力(4 kN)的 50%时,以最小化气动阻力作为优化指标;当气动升力超过橇体自身重力(4 kN)的 50%时,以最小化气动升力作为优化指标。

被试品的被考核属性决定了橇体设计要根据被试品的外形特征进行,因此不能对被试品的外形参数进行修改。滑靴结构属于标准件,无需优化。滑靴头部整流板的形状改变会造成整个橇体底部气流的急剧变化,前后滑靴的位置变化也会对橇体的气动特性产生影响,因此应该通过优化设计确定整流板最优形状和滑靴的最优布局。

2.2.1 整流板俯仰角

滑靴头部整流板的俯仰角不能深入滑靴本体内部,即不能对滑靴的内部形状结构及强度造成影响,也不能因俯仰角过大导致整流结构出现明显的阻滞区。上述条件将俯仰角的优化范围约束为 $8^{\circ}\sim 15^{\circ}$,整流板俯仰角约束范围如图 5 中阴影线部分所示。

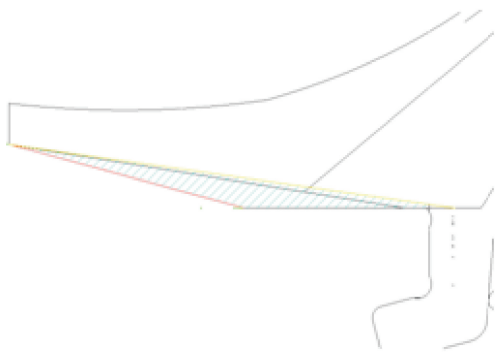


图 5 整流板俯仰角约束范围示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the constraint range for the pitch angle of the rectifier board

滑靴头部整流板的俯仰角分别设置为 8° 、 9° 、 11° 、 13° 和 15° ,在其他参数保持初步设计不变的情况下,分别计算 5 种俯仰角下橇体的气动特性。图 6 为橇体气动力随整流板俯仰角变化的曲线。由图 6 可知,随着整流板俯仰角的增大,整个橇体的气动阻力增加,但增加的趋势逐渐变缓;整个橇体的气动升力减小,减大幅度基本保持一致。橇体阻力增加是因为整流板俯仰角的增大导致了整流板阻力系数

的增大,当其他结构的阻力系数保持不变时,整个橇体的阻力系数会因为整流板俯仰角的增大而增大,因此整个橇体的阻力呈上升趋势。但是,因为整流板阻力系数占整个橇体阻力系数的比有限,所以整流板俯仰角变化引起的阻力增加会逐渐变缓。升力主要来源于滑靴与轨道之间的气体压缩流动,随着整流板俯仰角的增大,气流压缩段长度减小导致橇体的升力减小。整流板俯仰角的变化对气流压缩段长度的改变是恒定的,因此升力变化幅度保持一致。

整流板俯仰角为 8° 时橇体的气动升力最大,最大值为 36 686 N,整流板俯仰角为 15° 时橇体的气动升力最小,最小值为 36 215 N。最小气动升力仍然超过了橇体自身重力的 50%,因此应该以最小化气动升力作为优化目标,整流板的俯仰角最终被确定为 15° 。

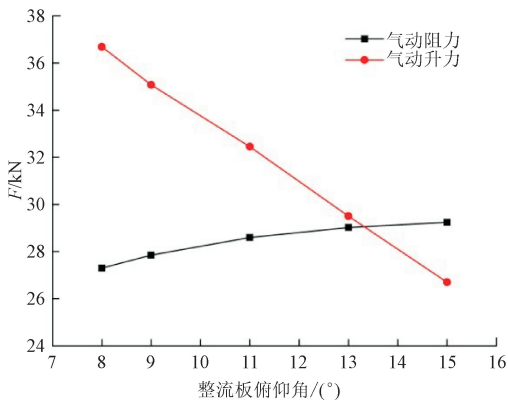


图 6 整流板俯仰角对橇体气动力的影响

Fig. 6 The influence of rectifier board pitch angle on the aerodynamic force of sled

2.2.2 整流板侧偏角

滑靴头部整流结构在水平面内的投影不能超出被试品的投影范围,该约束条件确定了侧偏角的最大角度。整流结构的外形尺寸在设计时不能影响滑靴本体的外形设计及强度,该约束条件确定了侧偏角的最小角。上述条件将整流板侧偏角的优化范围约束在 $25^{\circ}\sim 45^{\circ}$,整流板侧偏角约束范围如图 7 中阴影线部分所示。

将整流板的侧偏角分别设置为 25° 、 30° 、 35° 、 40° 和 45° ,在其他参数保持初步设计不变的情况下,分别计算 5 种侧偏角下橇体的气动特性。整流板侧偏角从 25° 逐渐变化到 35° 时,橇体的气动阻力和气动升力均随着侧偏角的增加而增加。但是,当侧偏角从 35° 变化为 45° 时,气动阻力和升力的变化出现了波动,具体变化趋势如图 8 所示。当整流板侧偏角由 30° 变化为 35° 时,气动阻力急剧增加,这是因

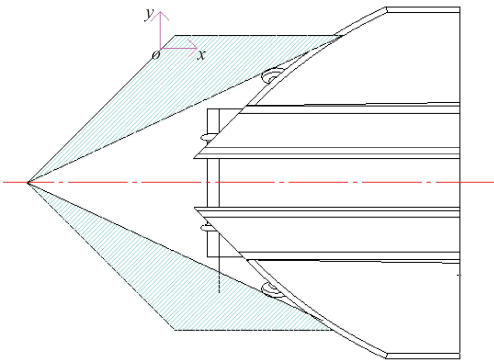


图 7 整流板侧偏角约束范围示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the constraint range of the lateral deviation angle of the rectifier board

为整流板的迎风面由锐角向钝角过渡时阻力系数急剧增加。当侧偏角由 35° 变化为 40° 时,气动升力发生变化,这是由整流板面积改变所致。按照升力和阻力都尽可能小的原则,将整流板侧偏角确定为 25° 。

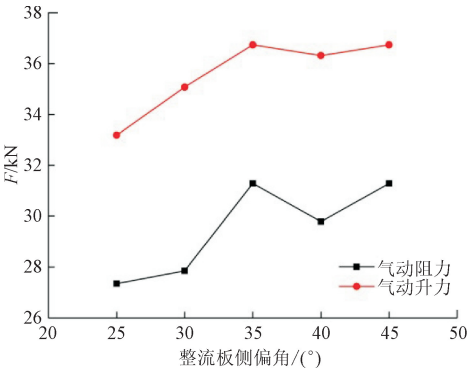


图 8 整流板侧偏角对橇体气动力的影响

Fig. 8 The influence of rectifier board lateral deviation angle on the aerodynamic force of sled

2.2.3 前滑靴位置

前滑靴本体应位于被试品圆柱段内,其前端不能超过圆柱段最前端,该约束条件限制了前滑靴后端面距被试品前端最小距离为 1 454.6 mm。为了避免滑轨受力过大,橇体在轨运行时前后滑靴不应处于同一扣件内,即前、后滑靴的间距不能小于 1 m,该约束条件限制了前滑靴后端面距被试品前端的最大距离为 1 915 mm。根据上述分析可知,前滑靴后端面距被试品前端的距离被约束在 1 454.6 ~ 1 915 mm 之间。

将前滑靴后端面距被试品前端的距离分别设置为 1 605、1 655、1 705、1 755 mm,在其他参数保持初

步设计不变的情况下,分别计算 4 种前滑靴位置下的橇体气动特性。图 9 为橇体气动力随前滑靴位置变化的曲线。由图 9 可知,随着前滑靴后移,橇体气动阻力逐渐减小,橇体气动升力先增加后减小。按照升力和阻力都尽可能小的原则,前滑靴后端面距被试品前端的距离应确定为 1 755 mm。

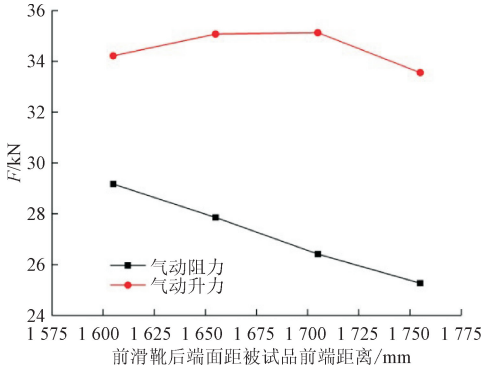


图 9 前滑靴位置对橇体气动力的影响

Fig. 9 The influence of the position of the front slipper on the aerodynamic force of the sled

2.2.4 后滑靴位置

后滑靴本体应位于被试品圆柱段内,其后端不能超过圆柱段最后端,该约束条件限制了后滑靴后端面距被试品前端最大距离为 2 754.6 mm。同前滑靴的受力约束条件一致,后滑靴与前滑靴之间的距离不能小于 1 000 mm,该约束条件限制了后滑靴后端面距被试品前端的最小距离为 2 554.6 mm。根据上述分析可知,后滑靴后端面距被试品前端的距离应处于 2 554.6 ~ 2 754.6 mm 之间。

将后滑靴后端面距被试品前端的距离分别设置为 2 750、2 700、2 650、2 600、2 550 mm,在其他参数保持初步设计不变的情况下,分别计算 5 种后滑靴位置下橇体的气动特性。图 10 为气动力随后滑靴

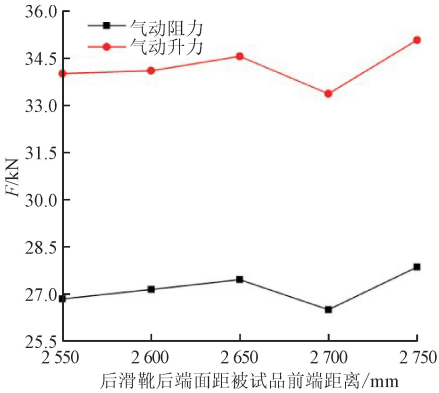


图 10 后滑靴位置对橇体气动力的影响

Fig. 10 The influence of the position of the back slipper on the aerodynamic force of the sled

位置变化的曲线。由图 10 可知,后滑靴后端面距被试品前端的距离从 2 550 mm 逐渐增加到 2 650 mm 时,橇体的气动阻力和气动升力均在增加,但是当后滑靴后端面距被试品前端的距离从 2 650 mm 增加到 2 700 mm,再增加到 2 750 mm 时,气动阻力和气动升力均是先下降后增加。按照气动升力和气动阻力都尽可能小的原则,后滑靴后端面距被试品前端的距离应确定为 2 700 mm。

2.3 优化效果分析

通过数值分析方法计算初步设计橇体与优化后橇体的气动特性,获取两个模型在 $Ma=4$ 和 $Ma=5$ 时的气动阻力和气动升力情况,以评估橇体的气动外形优化效果。橇体各模块的气动阻力与气动升力计算结果见表 1。在 $Ma=4$ 时,优化后的模型相较于优化前的模型,气动阻力增大了 0.21%,气动升力减小了 35.03%。在 $Ma=5$ 时,优化后的模型相较于优化前的模型,气动阻力减小了 23.57%,气动升力减小了 38.49%。因此,以满足高超声速火箭橇的气动特性要求为目标,采用单变量原则对橇体进行优化,可以实现优化目的。

表 1 橇体优化前后的气动阻力与升力
Table 1 Aerodynamic drag and lift before and after sled optimization

Ma	气动力/N			
	气动阻力		气动升力	
	优化前	优化后	优化前	优化后
4	25 252	25 304	34 532	22 434
5	22 836	17 453	34 422	21 174

3 风洞试验

将优化后的高超声速火箭橇橇体在航天某院的 6FD-07 风洞中开展模拟真实火箭橇试验条件的风洞试验,分析高超声速火箭橇的气动特性。6FD-07 风洞外观如图 11 所示^[25]。6FD-07 风洞是一座采



图 11 6FD-07 风洞外观^[25]

Fig. 11 Appearance of 6FD-07 wind tunnel

用两级环形引射器方式的暂冲、吹隐式高超声速风洞。试验装置由六分量应变式天平、支臂、数据传输与采集系统等组成。

3.1 试验模型

考虑到风洞尺寸及气流堵塞比的限制,试验时采用 1:65 的缩比模型。为了分析火箭橇真实在轨运行过程中轨道及地面对橇体气动特性的影响,将模型分为带有轨道、承轨梁及橇体的完整模型以及只有橇体的简化模型,完整模型与简化模型示意图如图 12 所示。完整模型的轨条长度为 2 700 mm,轨条前端距橇体头部航向距离为 400 mm。承轨梁长为 2 500 mm、宽度为 700 mm,其前端距橇体头部航向距离为 600 mm。为了防止轨道支撑对橇体实际受力情况的影响,橇体滑靴与轨道之间留有 4.5 mm 的间隙。

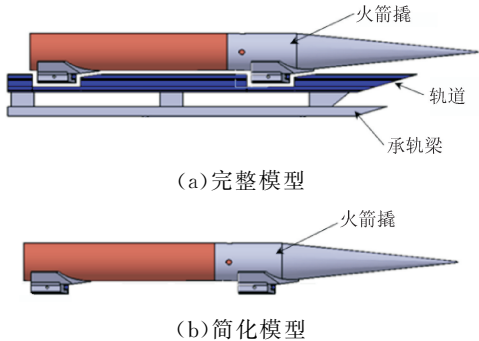


图 12 风洞试验模型

Fig. 12 Wind tunnel test model

对风洞试验模型的气动力系数进行预测,根据预测结果选配 TG618E3 型号的测力天平。该型号测力天平为六分量天平,其测量温度范围为 0~1 200 ℃,精度为 0.5%。将测力天平分别安装在完整模型和简化模型的被试品圆柱段内,通过测力天平使橇体部分完全悬挑。完整模型的轨道和承轨梁部分通过支撑架固定在风洞底部,实际安装如图 13 所示。

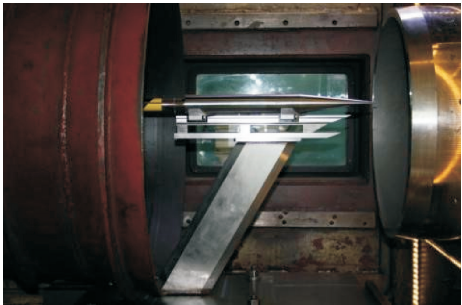


图 13 完整模型的实际安装图

Fig. 13 Actual installation pictures of the complete model

3.2 试验工况

6FD-07 风洞通过改变风洞前室总压和总温来实现雷诺数的变化,通过更换喷管来改变马赫数。针对不同的研究目标,在 4、5 和 6 这 3 个典型马赫数下共开展了 8 种工况的风洞试验,试验工况设置见表 2。试验测得各工况下橇体在 0°攻角时的阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数。测量各工况橇体的气动力时,均需等待气动力及力矩稳定输出 3 s 后再取值。计算俯仰力矩系数的力矩中心在橇体尾端圆心处。

工况 1 和工况 4 各进行了两次试验,每次试验的马赫数与雷诺数设置相同,但是模型和喷管都重新进行安装,以验证风洞试验的有效性。工况 1、2 和 4 的模型相同、雷诺数相同、马赫数不同,目的是研究马赫数对橇体气动特性的影响;工况 2 和 3、工况 4 和 5,模型相同、马赫数相同、雷诺数不同,目的是研究雷诺数对橇体气动特性的影响;工况 1 和 6、工况 4 和 7、工况 5 和 8,马赫数相同、雷诺数相同、模型不同,目的是研究轨道及地面效应对火箭橇气动特性的影响。

表 2 不同马赫数下 8 种风洞试验工况参数信息
Table 2 Parameter information of 8 wind tunnel test conditions under different Mach numbers

工况	模型	马赫数	雷诺数/ 10^7
1	完整模型	4	1.80
2	完整模型	5	1.80
3	完整模型	5	3.60
4	完整模型	6	1.80
5	完整模型	6	5.00
6	简化模型	4	1.80
7	简化模型	6	1.80
8	简化模型	6	5.00

3.3 结果分析

8 个工况的实测阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数见表 3。工况 1 两次重复试验的阻力系数、升力系数与俯仰力矩系数误差分别为-0.016%、0.19%和 0.78%。工况 4 两次重复试验的阻力系数、升力系数与俯仰力矩系数误差分别为 0.33%、2.07%和 1.88%。通过该风洞开展橇体气动特性分析时,重复试验误差最大值仅为 2.07%,因此该风洞试验有效。

通过对比工况 1、2 和 4 的试验结果可知,随着马赫数的增加,橇体阻力系数呈下降趋势,相比于

$Ma=4$ 的工况, $Ma=6$ 工况下橇体的阻力系数下降了 19.98%;马赫数对橇体升力系数和俯仰力矩系数的影响较小,因此马赫数对橇体在轨运行稳定性的影响不大。

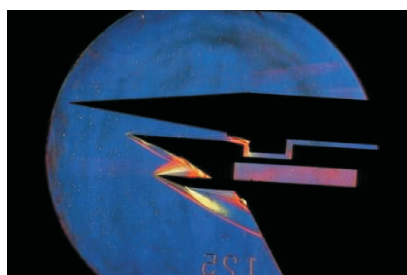
表 3 8 个工况的实测阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数
Table 3 Measured drag coefficient, lift coefficient, and pitch moment coefficient for 8 working conditions

工况	试验次数	阻力系数	升力系数	俯仰力矩系数
1	1	0.366 09	0.205 33	0.136 33
	2	0.366 15	0.204 94	0.135 26
2	1	0.311 97	0.229 66	0.132 91
3	1	0.318 25	0.250 21	0.150 31
4	1	0.305 67	0.222 32	0.120 44
	2	0.304 65	0.217 72	0.118 17
5	1	0.288 68	0.26651	0.149 43
6	1	0.337 89	0.05531	0.008 50
7	1	0.287 14	0.05839	0.015 29
8	1	0.284 18	0.05712	0.016 61

对比工况 2 和 3、工况 4 和 5 可以发现,雷诺数对升力系数与俯仰力矩系数的影响一致,均是随着雷诺数的增加而增大。在 $Ma=5$ 时,当雷诺数从 1.80×10^7 变化到 3.60×10^7 时,橇体的阻力系数与俯仰力矩系数的增量分别为 8.95%和 13.09%。在 $Ma=6$ 时,当雷诺数从 1.80×10^7 变化到 5.00×10^7 时,橇体阻力系数与俯仰力矩系数的增量分别为 21.13%和 25.25%。升力与俯仰力矩对橇体的稳定运行会产生不利影响,因此在进行火箭橇试验设计时应尽可能地减小雷诺数。

对比工况 1 和 6、工况 4 和 7、工况 5 和 8 可以发现,轨道和地面对橇体的气动特性会产生较大影响,导致阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数均增加,其中轨道和地面对橇体俯仰力矩系数的影响最显著。工况 1 相较于工况 6 的俯仰力矩系数增大了 14.97 倍,工况 4 相较于工况 7 的俯仰力矩系数增大了 6.8 倍,工况 5 相较于工况 8 的俯仰力矩系数增大了 8.00 倍。图 14 为工况 4 和 7 的纹影图对比。从工况 4 的纹影图可以看出,在火箭橇头部、轨道前方及滑靴缝隙位置处出现了激波系,从工况 7 的纹影图可以看出,火箭橇头部与前滑靴的迎风面形成了很强的正激波,同时这两种激波也存在相互

作用,形成复杂的激波系。



(a) 工况 4



(b) 工况 7

图 14 不同工况下的纹影图

Fig. 14 Schlieren plots under different operating conditions

4 结论与展望

通过双椭球模型对气动特性数值分析方法的精度进行验证,对火箭橇开展高超声速段的流场分析以优化橇体结构的气动外形,通过风洞试验对优化后的橇体进行不同工况下的气动特性研究,分析马赫数、雷诺数以及轨道和地面效应的影响,主要结论如下。

(1)利用 SST 湍流模型、N-S 控制方程对双椭球模型高超声速条件下的气动特性进行分析时,数值分析结果与风洞试验结果吻合得较好,最大误差约为 13.06%,该数值分析方法可以用来模拟高超声速流场的气动特性。

(2)滑靴头部整流板的俯仰角、侧偏角大小,前、后滑靴的位置变化均会对橇体的气动特性产生影响,以满足高超声速火箭橇的气动特性要求为目标,采用单变量原则对橇体进行优化,当 $Ma=4$ 时,优化后的模型相较于优化前的模型,气动阻力增大 0.21%,气动升力减小约 35.03%;当 $Ma=5$ 时,优化后的模型相较于优化前的模型,气动阻力减小约 23.57%,气动升力减小约 38.49%。

(3)随着马赫数的增加,橇体阻力系数呈下降趋势,当马赫数从 4 增加到 6 时,橇体的阻力系数下降约 19.98%;升力系数与俯仰力矩系数均是随着雷诺数的增大而增加,在 $Ma=5$ 条件下,当雷诺数从

1.80×10^7 变化到 3.60×10^7 时,橇体的阻力系数与俯仰力矩系数的增量分别约为 8.95% 和 13.09%;轨道和地面会导致橇体阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数同时增加,尤其是对俯仰力矩系数的影响最为显著,3 组对比试验的俯仰力矩系数平均增加约 992%。

高超声速条件下火箭橇在轨运行时,地面效应叠加复杂波系相互干扰,使其气动特性变得非常复杂,为进一步提升高超声速火箭橇流动特性分析能力,获得更优的设计方案,后续可在本文工作的基础上围绕以下几点做进一步研究。

(1)通过火箭橇试验模拟飞行器的空中飞行状态时,存在着天地相关的真实气体效应、稀薄气体效应和黏性效应等多种复杂物理、化学效应影响,开展火箭橇气动特性分析时,可采用考虑气体化学平衡的高精度瞬态数值模拟方法进行局部流场演化分析,得到更精确的结果。

(2)真实火箭橇试验实施于外场近地的大空间区域,与风洞试验模拟环境具有一定差异。文中开展的风洞试验无法模拟出火箭橇与轨道之间的相对运动,并且受风洞尺寸和阻塞比限制,只能采用缩比模型,因此风洞试验结果存在一定的误差。为了保证风洞试验结果的准确性,应实测火箭橇试验的气动特性,研究风洞试验与火箭橇试验之间的关系,对风洞试验结果进行修正。

(3)单轨火箭橇存在滚转效应,高超声速运行环境下火箭橇的气动载荷不稳定,单轨橇更容易发生失稳。双轨火箭橇稳定性好,但是因为它的气动阻力大,所以将其加速至高超声速难度很大。因此,未来应从材料、构型出发,重点研究火箭橇的减阻技术,为开发稳定性好的高超声速双轨火箭橇奠定基础。

参考文献:

- [1] 夏有财,孔维红,孙其会,等. 两级推进单轨火箭橇试验研究 [J/OL]. 航空动力学报 [2023-09-21]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230370>.
XIA Youcai, KONG Weihong, SUN Qihui, et al. Experimental study on two-stage propulsion monorail rocket sled [J/OL]. Journal of Aerospace Power [2023-09-21]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230370>.
- [2] ZHOU Xuewen, YAN Huadong, CHEN Cheng, et al. Mechanistic study of rail gouging during hypersonic rocket sled tests [J]. Advances in Materials Science

- and Engineering, 2022, 2022: 7165240.
- [3] ZHOU Xuewen, XU Jian, LÜ Shuiyan. Verification of a ground-based method for simulating high-altitude, supersonic flight conditions [J]. International Journal of Computational Materials Science and Engineering, 2018, 7(2): 1850005.
- [4] DANG Tianjiao, LIU Zhen, ZHOU Xuewen, et al. Dynamic response of a hypersonic rocket sled considering friction and wear [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(4): 1289-1303.
- [5] 赵项伟, 杨珍, 杨洋. 火箭橇靴轨接触特性数值分析 [J]. 振动与冲击, 2022, 41(1): 238-243.
- ZHAO Xiangwei, YANG Zhen, YANG Yang. Numerical analysis for slipper-rail contact characteristics of rocket sled [J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(1): 238-243.
- [6] YAN Peize, ZHANG Lishuang, WANG Wenjie, et al. Numerical simulation of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of subsonic rocket sled [J]. Applied Acoustics, 2021, 182: 108208.
- [7] 党天骄, 刘振, 周学文, 等. 高超声速火箭橇导流板气动参数数值研究 [J]. 固体火箭技术, 2020, 43(3): 355-363.
- DANG Tianjiao, LIU Zhen, ZHOU Xuewen, et al. Numerical investigation on aerodynamic parameters of deflector of hypersonic rocket sled [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(3): 355-363.
- [8] 王文杰, 赵旭, 杨龙, 等. 跨速域强地效水平助推滑跑气动机理 [J]. 航空学报, 2023, 44(21): 218-228.
- WANG Wenjie, ZHAO Xu, YANG Long, et al. Study on aerodynamic mechanism of strong ground effect on horizontal boost run cross velocity domain [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(21): 218-228.
- [9] 夏洪利, 刘振, 闫华东, 等. 高超声速火箭橇刨削效应仿真与验证研究 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(4): 71-79.
- XIA Hongli, LIU Zhen, YAN Huadong, et al. Simulation and verification study on gouging effect of hypersonic rocket sled [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(4): 71-79.
- [10] 干聪, 田晓耕, 汪振兴, 等. 摩擦热对靴轨凿削临界条件的影响 [J]. 材料热处理学报, 2020, 41(10): 143-154.
- GAN Cong, TIAN Xiaogeng, WANG Zhenxing, et al. Effect of friction heat on critical condition of slipper and rail surface gouging [J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2020, 41(10): 143-154.
- [11] 魏兵辉, 孙琨, 王云鹏, 等. 高速干滑动摩擦系数的有限元仿真计算研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(6): 82-89.
- WEI Binghui, SUN Kun, WANG Yunpeng, et al. Finite element prediction for friction coefficient of high speed dry sliding [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(6): 82-89.
- [12] 李雪洁, 孙琨, 陈诚, 等. (Ti/Zr/Hf/Sn/W)NbMoTaV 高熵合金性能第一性原理计算分析方法 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(3): 180-186.
- LI Xuejie, SUN Kun, CHEN Cheng, et al. Investigation on properties of (Ti/Zr/Hf/Sn/W) NbMoTaV high-entropy alloys using first-principles calculation and analysis method [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(3): 180-186.
- [13] RIGALI D J, FELTZ L V. The application of high-speed monorail rocket sleds to aerodynamic testing at high Reynolds numbers [C]//3rd Aerodynamics Testing Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1968: 1968-365.
- [14] PRAHARAJ S C, ROGER R P. Aerodynamic computations of integrated missile-on-sled vehicles [C]//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1966: 1996-290.
- [15] LOFTHOUSE A J, HUGHSON M C, PALAZOTTO A N. Hypersonic test sled external flow field investigation using computational fluid dynamics [C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: 2002-306.
- [16] LOFTHOUSE A J, HUGHSON M C, PALAZOTTO A N. Computational aerodynamic analysis of the flow field about a hypervelocity test sled [C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2003: 2003-981.
- [17] HEGEDUS M C, MENDENHALL M R, PERKINS S C Jr., et al. Engineering analysis for rocket sled aerodynamics [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2006: 2006-664.
- [18] 张传侠, 吕水燕, 谢波涛, 等. 强地效环境下有翼火箭橇侧翼气动特性研究 [J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(9): 89-92.
- ZHANG Chuanxia, LÜ Shuiyan, XIE Botao, et al. Study on aerodynamic characteristics of the wing of winged rocket sled under strong ground effect environment [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(9): 89-92.
- [19] 黄华坤, 孙铁志, 尤天庆, 等. 考虑转捩的 SST 模型

- 在冲击射流传热中的应用 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(5): 92-99.
- HUANG Huakun, SUN Tiezhi, YOU Tianqing, et al. Application of SST model with flow transition in impinging jet heat transfer [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(5): 92-99.
- [20] 舒博文, 杜一鸣, 高正红, 等. 典型航空分离流动的雷诺应力模型数值模拟 [J]. 航空学报, 2022, 43(11): 479-494.
- SHU Bowen, DU Yiming, GAO Zhenghong, et al. Numerical simulation of Reynolds stress model of typical aerospace separated flow [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 479-494.
- [21] LANDA T, KLUG L, RADESPIEL R, et al. Experimental and numerical analysis of a streamwise vortex downstream of a delta wing [J]. AIAA Journal, 2020, 58(7): 2857-2868.
- [22] 张庆, 董彦非, 李恒, 等. 展向自适应机翼总体气动特性分析 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(10): 174-184.
- ZHANG Qing, DONG Yanfei, LI Heng, et al. Computational investigation of overall aerodynamic characteristics for spanwise adaptive wing [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(10): 174-184.
- [23] 许承天, 李志刚, 李军. 考虑气膜冷却脉动特性的涡轮动叶凹槽状叶顶气动和冷却性能研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(5): 127-140.
- XU Chengtian, LI Zhigang, LI Jun. Study on aerodynamic and cooling performance of turbine blade squealer tip with film cooling pulsation characteristics considered [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(5): 127-140.
- [24] 李素循. 典型外形高超声速流动特性 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [25] 韩曙光, 贾广森, 文帅, 等. 磷光热图技术在常规高超声速风洞热环境实验中的应用 [J]. 气体物理, 2017, 2(4): 56-63.
- HAN Shuguang, JIA Guangsen, WEN Shuai, et al. Heat transfer measurement using a quantitative phosphor thermography system in blowdown hypersonic facility [J]. Physics of Gases, 2017, 2(4): 56-63.

(编辑 武红江)