

# 钝化外形对旋成体气动性能的影响

屈志朋, 崔凯, 胡守超, 李广利

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

**摘要:** 为考察钝化外形对高超声速飞行器气动性能的影响, 基于CFD分析, 针对典型旋成体比较2种不同钝化外形(钝化半径均匀/非均匀)的气动性能。结果表明: 在较小的钝化半径/高度下, 由于前缘流向投影面积占整个旋成体流向投影面积比例较小, 前缘气动性能对整个旋成体气动性能影响不大; 但是, 随着钝化半径/高度的增加, 前缘气动性能对整个旋成体气动性能影响会逐渐增大。

**关键词:** 旋成体; 高超声速; 飞行器; 前缘; 气动力; CFD

**中图分类号:** V423.8; TB115.1 **文献标志码:** B

## Effect of blunt shapes on aerodynamic performance of bodies of revolution

QU Zhipeng, CUI Kai, HU Shouchao, LI Guangli

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** To study the effect of blunt shapes on the aerodynamic performance of hypersonic aircraft, based on CFD analysis, the aerodynamic performance of two different blunt shapes (the blunt radius are uniform or non-uniform) are compared for typical bodies of revolution. The results show that, under the smaller blunt radius/height, because the projection area in flow direction of leading-edge accounts for a small proportion of the projection area in flow direction of whole bodies of revolution, the leading-edge aerodynamic performance has a little effect on the aerodynamic performance of the whole bodies of revolution; however, with the increase of blunt radius/height, the effect of leading-edge aerodynamic performance on the aerodynamic performance of whole bodies of revolution increases gradually.

**Key words:** body of revolution; hypersonic speed; aircraft; leading-edge; aerodynamic force; CFD

### 0 引言

飞行器在高超声速飞行时, 来流会对前缘产生较严重的气动热, 而前缘驻点热流更严重。为改善这

一情况, 科学家针对驻点热流进行很多研究<sup>[1-9]</sup>, 结果均表明驻点热流与其驻点曲率半径的平方根成反比。采用较大的钝化半径可有效减小热流, 但也会增强头部弓形激波, 导致激波阻力急剧增加。文献

收稿日期: 2013-06-14 修回日期: 2013-07-12

基金项目: 国家自然科学基金(90916013)

作者简介: 屈志朋(1988—), 男, 河南新乡人, 硕士研究生, 研究方向为高超声速飞行器构型设计及优化, (E-mail) quzhipeng@imech.ac.cn

通信作者: 崔凯(1973—), 男, 辽宁丹东人, 副研究员, 博士, 研究方向为飞行器构型优化设计、多目标/多学科优化方法和软件以及飞行器气动外形反设计复杂外形参数化方法, (E-mail) kcui@imech.ac.cn

<http://www.chinacae.cn>

[10]提出一种钝化半径非均匀的外形,基于数值模拟方法求解高超声速冻结流流场获得前缘热流分布,并应用遗传算法求解获得一个新外形(优化外形).结果表明,在相同的钝化半径/高度下,优化外形最大热流峰值比相应的圆弧钝化热流密度峰值减小大约 20%.采用 2 种钝化外形时热流  $Q$  和压力  $P$  分布比较见图 1 和 2,可以看出,优化前缘驻点附近热流较圆弧前缘有较明显下降,但同时压力分布也有较大差别,优化外形在驻点附近的压力明显高于圆弧钝化.优化外形较圆弧在防热方面有较大的优势,同时又会对手动力产生较大影响.为考察 2 种不同钝化外形对飞行器气动力性能的影响,针对高超声速旋成体,基于 CFD 数值模拟分析,开展 2 种不同钝化外形气动力性能的比较,分析不同钝化半径/高度在一定攻角变化范围内变化时对旋成体气动力性能的影响.

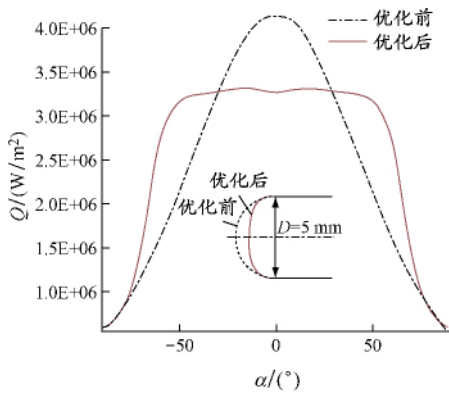


图 1 圆弧外形和优化前缘热流分布比较

Fig. 1 Heat-flux distribution comparison between arc shape and optimized leading-edge

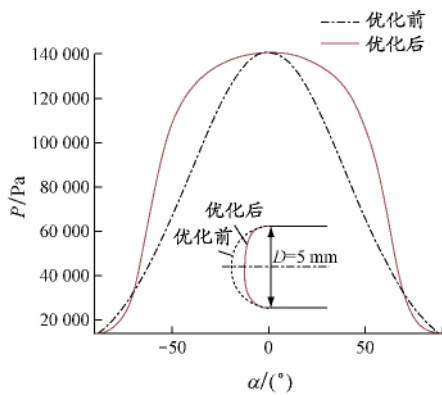


图 2 圆弧外形和优化前缘压力分布比较

Fig. 2 Pressure distribution comparison between arc shape and optimized leading-edge

### 1 模型介绍

采用细长旋成体模型,三维效果示意图 3. 其

中,最大旋成体直径为 600 mm,圆柱段长度为 4 m.旋成体头部为抛物形,抛物形头部与圆柱段相切,旋成体头部理论长度为 2 m.前缘用圆弧/优化外形进行钝化,圆弧外形和优化外形放大图见图 4.



图 3 旋成体三维效果示意

Fig. 3 Schematic of 3D effect of bodies of revolution

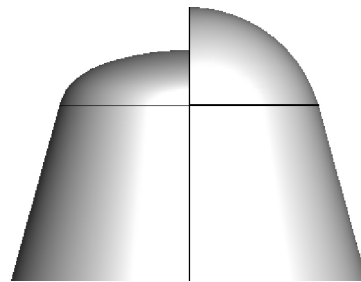


图 4 圆弧和优化外形钝化局部放大图

Fig. 4 Arc and enlarged partial optimized view

### 2 计算条件和网格收敛性测试

采用的计算条件如下:飞行马赫数为 6.5,飞行高度为 25 km,采用湍流  $k-\epsilon-Rt$  模型,物面采用恒温壁面 300 K.计算网格采用结构化网格,由于外形轴对称,选取一半网格进行计算,结构网格见图 5.

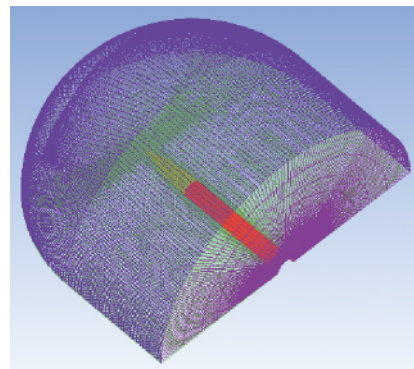


图 5 结构网格示意

Fig. 5 Schematic of structure mesh

为提高数值结果的可靠性,先开展网格收敛性测试,这里采用 3 套拓扑结构相同但网格分布参数不同的网格进行测试.在测试算例中,钝化半径为 6 mm,钝化型线为圆弧.计算结果见表 1,其中  $L$  为旋

成体总长度,计算攻角为0.从表1可以看出,随网格加密,阻力误差基本可控制在1%以内,因此数值结果应具有较高的可信度.后续计算中所采用的网格参数均基于表1中编号为1的网格.

表1 网格收敛性测试的数值结果

Tab.1 Numerical results of mesh convergence tests

| 编号 | 近壁面尺寸/mm         | 网格单元数/个   | 阻力/N     |
|----|------------------|-----------|----------|
| 1  | $L \times 10E-5$ | 1 236 480 | 1 556.39 |
| 2  | $L \times 10E-5$ | 2 213 944 | 1 542.60 |
| 3  | $L \times 10E-6$ | 2 872 224 | 1 553.98 |

### 3 计算结果和分析

不同钝化半径/高度的阻力在0攻角时的阻力见表2.依据计算结果可知,在钝化半径/高度较小(30 mm以内)时,2种外形阻力相差不大;在钝化半径/高度较大(60 mm)时,优化外形阻力有明显增加,增加幅度约为5%.部分计算结果的压力云图比较见图6.

表2 不同钝化半径/高度的阻力

Tab.2 Drag of different blunt radius/heights

| (半径/高度)/mm | 阻力/N     |          |
|------------|----------|----------|
|            | 圆弧       | 优化       |
| 6          | 1 556.39 | 1 556.81 |
| 30         | 1 521.32 | 1 520.49 |
| 60         | 1 640.68 | 1 719.77 |

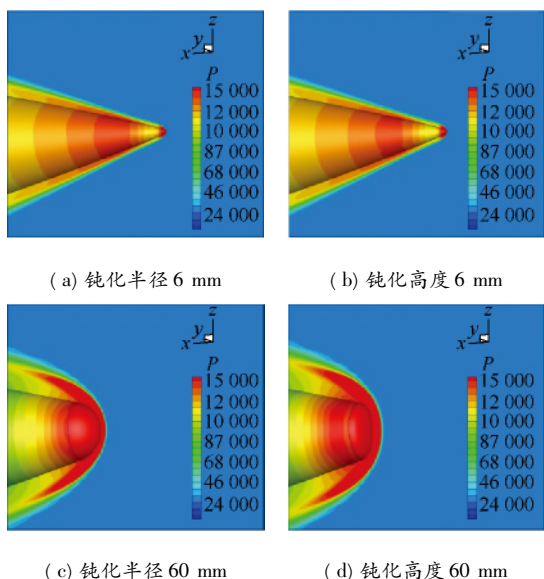


图6 不同钝化外形压力云图, N

Fig.6 Pressure contours of different blunt shapes, N

由图6可见,在钝化半径/高度较小时,物面和对称面的压力分布相差不大,但随着钝化半径/高度增大至60 mm,两者波后压力差别较大,优化外形弓

形激波增强,波后高压作用范围较大,因此导致优化外形阻力相对较大.

基于表2的结果还可以发现,2种钝化外形旋成体阻力均随着钝化半径/高度的增大先减小后增大.从压力云图上可以看出在钝化半径较小时(图6(a))除在驻点附近处出现高压外,前缘后部还出现第二个高压区,而在钝化半径较大时并未出现此现象.这是导致上述结果出现的主要原因.

不同钝化外形阻力-攻角曲线见图7,可知:在相同的钝化外形下,阻力随攻角的增大逐渐增大;在钝化半径/高度较小时,前缘流向投影面积占总流向投影面积比重较小,前缘阻力对整体阻力影响不大,所以优化外形和圆弧外形的阻力随攻角增大但阻力相差不大;在钝化半径/高度较大时,前缘阻力对总阻力影响逐渐增大,故两者阻力差别相对较大,但随着攻角的增大两者的阻力差基本不变,阻力最大相差5%左右.

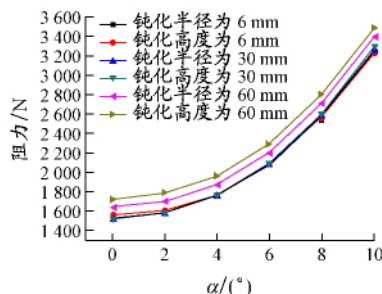


图7 不同钝化外形阻力-攻角曲线

Fig.7 Curves of aerodynamic drag vs angle of attack of different blunt shapes

不同钝化外形升力-攻角曲线见图8,可知:在相同的钝化外形下,升力随攻角的增大逐渐增大;在钝化半径/高度较小时,两者升力随攻角的增大而增大,但两者升力差随着攻角的增大变化不大;在钝化半径/高度较大时,两者升力差相对较大;随着攻角的增大两者升力差先增大后基本不变.

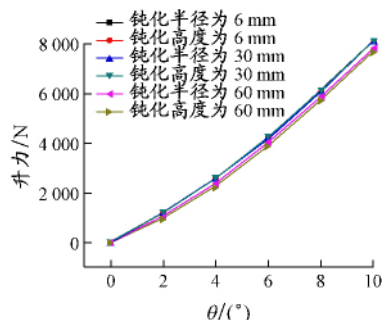


图8 不同钝化外形升力-攻角曲线

Fig.8 Curves of aerodynamic lift vs angle of attack of different blunt shapes

不同钝化外形的升阻比-攻角曲线见图9。

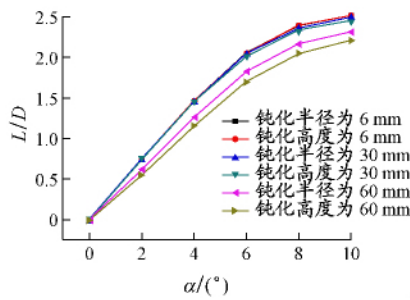


图9 不同钝化外形升阻比-攻角曲线

Fig. 9 Curves of lift to drag ratio vs angle of attack of different blunt shapes

由图9可知:攻角在小范围内变化时,在相同的钝化外形下,升阻比随攻角的增大逐渐增大;在较小

的钝化半径/高度下,优化外形的升阻比在相同的攻角下比圆弧外形的升阻比略低,但两者升阻比相差较小;随着钝化半径/高度的增加,由于阻力增加明显高于升力增加,两者升阻比差随攻角增大逐渐增大。

#### 4 结束语

通过对模型流场进行数值计算,得到优化外形钝化和圆弧钝化的流场,通过对2种不同钝化外形在不同钝化半径/高度下气动性能的分析,发现在较小的钝化半径/高度下,2种不同钝化外形对气动力性能影响不大,并且在小攻角范围内,2种不同钝化外形对气动力性能影响也不大。随着钝化半径/高度的增大,2种不同钝化外形对气动力性能差别逐渐增大。

#### 参考文献:

- [1] REGINALD von DRIEST E. The problem of aerodynamic heating [J]. Aeronautical Eng Review, 1956, 15(10): 26-41.
- [2] LEES L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds [J]. J Jet Propulsion, 1956, 26(4): 259-269.
- [3] FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air [J]. J Aeronautical Sci, 1958, 25(1): 73-85.
- [4] KEMP N H, ROSE P H, DETRA R W. Laminar heat transfer around blunt bodies in dissociated air [J]. J Aeronautical Sci, 1959, 26(7): 421-430.
- [5] ROSE P H, STARK W. Stagnation point heat transfer measurements in dissociated air [J]. J Aeronautical Sci, 1958, 25(2): 86-97.
- [6] ROSE P H, STANKEVICS J O. Stagnation point heat transfer measurements in partially ionized air [J]. AIAA J, 1963, 1(12): 2752-2763.
- [7] MARVIN J G, DEIWERT G S. Convective heat transfer in planetary gases [R]. Washington D C: NASA, 1965.
- [8] SUTTON K, GRAVES R A. A general stagnation-point convective-heating equation for arbitrary gas mixtures [R]. Washington D C: NASA, 1971.
- [9] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. Reston: AIAA, 2006.
- [10] CUI K, HU S C. Shape design to minimize the peak heat-flux of blunt leading-edge [C] // Proc 51st AIAA Aerospace Sci Meeting AIAA 2013-0233. Texas, 2013: 233-259.

(编辑 武晓英)

(上接第63页)

#### 参考文献:

- [1] 姚都,常智勇,莫蓉,等. 罐车罐体的容积精确计算与尺寸反求方法研究 [J]. 现代制造工程, 2012(5): 28-34.  
YAO Du, CHANG Zhiyong, MO Rong, et al. Method of capacity accurate calculation and dimension reverse of tank body [J]. Modern Manufacturing Eng, 2012(5): 28-34.
- [2] 高炳军,苏秀苹. 各种封头的卧式容器不同液面高度体积计算 [J]. 石油化工设备, 1999, 28(4): 24-26.  
GAO Bingjun, SU Xiuping. Volume calculation of horizontal vessels with various formed heads at different liquid heights [J]. Petro-Chem Equipment, 1999, 28(4): 24-26.
- [3] 渡边嘉二郎,铃木悟. 航天器贮箱内液量的检测方法 [J]. 控制工程, 1993(2): 58-62.  
WATANABE Kajiro, SUZUKI Satoru. Vehicle detection method of liquid in tank [J]. Contr Eng China, 1993(2): 58-62.
- [4] YENDLER B. Review of propellant gauging methods [C] // Proc 44th AIAA Aerospace Sci Meeting & Exhibit, AIAA 2006-939. Reno, 2006.
- [5] 傅娟,陈小前,黄奕勇. 测量液体推进剂余量的体积激励法 [J]. 中国空间科学技术, 2012, 32(3): 78-83.  
FU Juan, CHEN Xiaoqian, HUANG Yiyong. Compression mass gauge method for liquid propellant residue [J]. Chin Space Sci & Technol, 2012, 32(3): 78-83.
- [6] 刘鸿文,林建兴,曹曼玲. 板壳理论 [M]. 杭州: 浙江大学出版社, 1987: 103-230.

(编辑 武晓英)