

尾舵—船尾干扰对弹箭飞行器阻力特性的影响

刘乐, 豆子皓, 陈小龙

(西安现代控制技术研究 所 气动力研究中心, 西安 710065)

摘 要: 船尾布局是减小弹箭飞行器底部阻力的有效措施, 飞行器舵面多布置在尾端, 会干扰船尾流动, 对飞行器阻力特性产生影响。为了研究尾舵对船尾的干扰效果, 采用数值模拟方法在跨声速段对带有尾舵和船尾的弹箭飞行器展开研究, 分析尾舵安装位置变化对飞行器阻力特性的影响, 研究船尾附近的流场特性以及压力、压力梯度的变化, 揭示阻力改变的原因, 并研究在尾舵干扰下船尾形状改变时, 船尾与底部阻力的变化规律。结果表明: 随着尾舵向后移动, 船尾附面层逆压梯度增大, 流动发生分离, 船尾和底部压力降低, 飞行器阻力逐渐增大。在尾舵后移的情况下增大船尾拐角处的倒圆半径, 可以降低飞行器阻力; 在尾舵后移的情况下增大船尾角度, 飞行器阻力呈先减小后增大的规律。

关键词: 船尾; 尾舵; 阻力; 干扰; 气动特性

中图分类号: V211.46

文献标识码: A

Effect of fin-boat tail interference on the drag of projectile and rocket aircraft

LIU Le, DOU Zihao, CHEN Xiaolong

(Aerodynamics Research Center, Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: The boattail configuration is an effective measure for reducing the base drag of projectile and rocket aircraft. The tail fins of the aircraft are usually located at the tail end and interfere with the boattail flow, thereby affecting the drag characteristics. To investigate the interference effect of the tail fins on the boattail, numerical simulations are performed on the projectile and rocket aircraft equipped with tail fins and a boattail in the transonic regime. The influence of the tail-fin installation position on the drag characteristics is analyzed, and the flow-field characteristics near the boattail as well as the variations of pressure and pressure gradient are examined to reveal the causes of the drag changes. Furthermore, the variations of the boattail and base drag are studied when the boattail shape is altered under the interference of the tail fins. The results show that as the tail fins move rearward, the adverse pressure gradient in the boattail boundary layer increases, flow separation occurs, the pressures on the boattail and the base decrease, and the vehicle drag gradually increases. When the tail fins are shifted rearward, increasing the fillet radius at the boattail corner can reduce the vehicle drag; when the tail fins are shifted rearward, increasing the boattail angle causes the vehicle drag to first decrease and then increase.

Key words: boat tail; tail fin; drag; interference; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2026-01-07; 修回日期: 2026-04-28

基金项目: 国家自然科学基金(12472234)

通信作者: 刘乐(1996—), 男, 硕士, 工程师。E-mail: liule_0229@foxmail.com

引用格式: 刘乐, 豆子皓, 陈小龙. 尾舵—船尾干扰对弹箭飞行器阻力特性的影响[J]. 航空工程进展.

LIU Le, DOU Zihao, CHEN Xiaolong. Effect of fin-boat tail interference on the drag of projectile and rocket aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

航程是飞行器重要的性能指标之一,减小飞行器阻力是增加航程的重要手段^[1]。飞行器受到的阻力主要包括摩擦阻力、压差阻力和激波阻力^[2],其中压差阻力是由飞行器前后压力分布不均形成的阻力,在弹箭类飞行器中,压差阻力主要来源于弹箭底部的阻力(简称底阻)。底阻是弹箭飞行器飞行过程中受到阻力的主要组成部分,对于亚/跨声速的弹箭飞行器,底阻约占总阻力的50%,对于超声速的弹箭飞行器,底阻约占总阻力的35%^[3-4]。由此可知,降低底阻是减小弹箭飞行器飞行阻力的重要方法。

底阻产生的原因主要是由于弹箭类飞行器在靠近底部时外形曲率发生突变,因气流黏性形成的边界层无法继续附着在弹身表面,流动发生分离并产生脱落的涡状结构,在底部形成低压涡流区,导致弹体前后压差阻力增大^[5-6]。因此,减小底阻的主要方式是抑制飞行器底部的流动分离。减小底阻常见的方法有:底部排气技术^[7-9]、底凹结构^[10-12]、底部船尾修型^[13-16]等。船尾修型方法在亚/跨/超声速均有减阻效果,且可以改善飞行器整体气动效率,使用范围较广。宋超等^[17]通过数值模拟的方式,对不同船尾角下弹箭底部的压力分布进行比较,指出船尾角的变化会对底部的压力产生影响,进而影响飞行器的阻力;邵山等^[18]对比了超声速情况下不同船尾角度的阻力,并找出使飞行器总阻力最小的最优船尾角;徐国武等^[19]研究了亚声速下船尾形状和船尾角度对飞行器阻力的影响,并通过数值模拟和风洞试验进行验证,指出亚声速下不同形状的船尾均可减小底部阻力;谭俊杰等^[20]通过风洞试验对不同长度的船尾进行研究,指出船尾末端的底部直径存在临界值,小于临界值后,船尾的减阻作用会逐渐消失;Jiajan等^[21-22]对SOCBT标模进行研究,改变弹身和船尾过渡段的曲率,指出相比于折角过渡船尾,采用圆弧光滑过渡的船尾可以减小飞行器的阻力。

综上所述,多数研究仅针对船尾角度、长度、外形等单一参数变化对阻力的影响开展分析,未考虑在有尾舵的情况下,尾舵对船尾产生干扰,进而对飞行器的阻力产生影响这一问题。为此,本文采用数值模拟的方式,在跨声速段对带有尾舵和船尾的弹箭类飞行器展开研究,分析尾舵安装

位置变化对飞行器阻力特性的影响和船尾附近的流场特性及压力变化,揭示阻力改变的原因,并研究在尾舵干扰下船尾形状改变时,船尾与底阻的变化规律。

1 模型与计算方法

1.1 研究模型

本文研究的模型如图1所示。模型由半球头、圆柱形弹身、船尾和四片尾舵组成,模型全长1 800 mm,直径200 mm,船尾长100 mm,收缩角(即船尾母线与弹轴夹角)12°,尾舵呈“×”型布局,位于圆柱段与船尾交界拐角(下文简称拐角)之前,尾舵采用NACA0006翼型,展长100 mm,根弦长100 mm,后掠角15°。

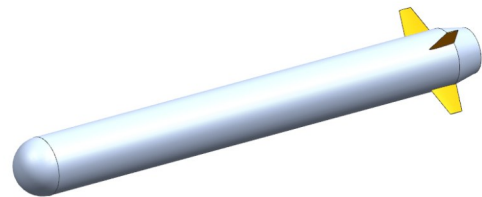


图1 研究模型

Fig. 1 Research model

由于本文重点研究船尾部分流动,首先给出船尾区域与底部区域的定义(如图2所示),即收缩段为船尾区域,尾端垂直于X轴的面为底部区域。

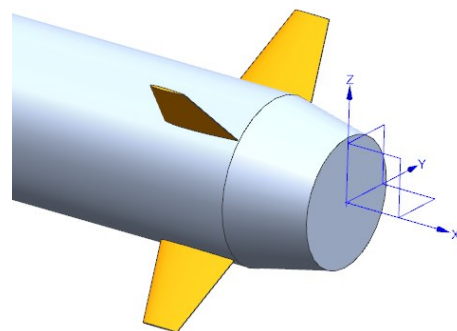


图2 船尾与底部区域

Fig. 2 Boat tail and base

1.2 网格划分与边界条件

采用混合网格方法构建模型的流场拓扑,法向第一层网格高度 1×10^{-5} mm,为精确捕捉流动变化,将船尾与底部的网格在轴向、周向与法向均

进行加密处理。由于模型为面对称外形,为减小计算量,采用半模进行计算。网格模型如图3~图4所示。

计算状态来流马赫数0.8,海拔高度0 km。

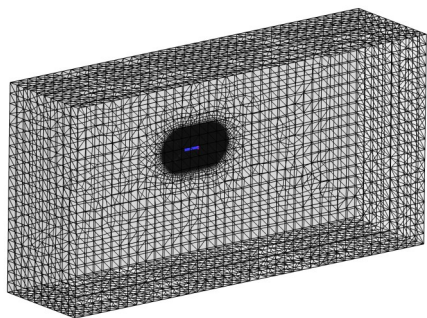


图3 远场网格
Fig. 3 Far field mesh

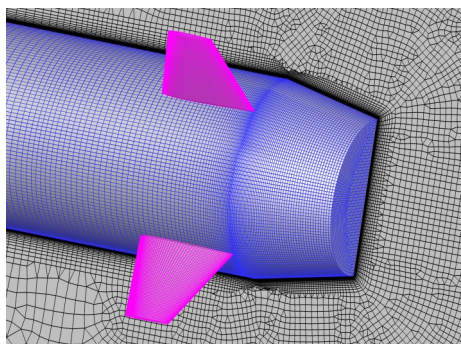


图4 壁面网格
Fig. 4 Wall mesh

据对本文数值算法的有效性进行验证。模型外形与尺寸参数(单位为in, 1 in=2.54 cm)如图5所示。对模型进行网格划分,网格量约500万,网格模型如图6所示。数值计算条件与实验相同,来流马赫数0.94,攻角 0° 。将数值计算的结果与实验进行对比,轴向弹体表面压力系数对比如图7所示,可以看出:数值计算与风洞试验得到的弹体表面压力系数变化规律基本一致,误差较小,因此可以说明本文的数值方法准确,计算结果可靠。

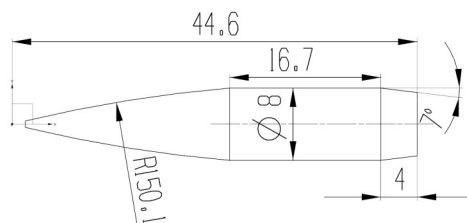


图5 模型参数
Fig. 5 Model parameter

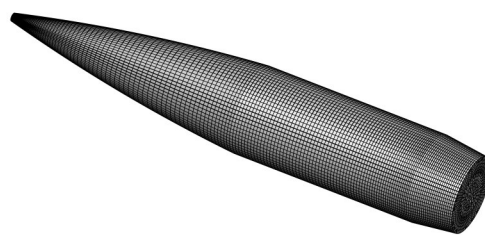


图6 模型网格
Fig. 6 Model mesh

1.3 计算方法

流动控制方程采用三维可压缩 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} dS = \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega \quad (1)$$

式中: t 为时间; Ω 为控制体; $\partial\Omega$ 为其边界; $d\Omega$ 、 dS 分别为体积分及其边界面积分的微元; \mathbf{W} 为守恒变量; $\mathbf{F}=\mathbf{F}_c-\mathbf{F}_v$ 为通量,其中 \mathbf{F}_c 、 \mathbf{F}_v 分别表示对流通量和黏性通量; \mathbf{Q} 为源项。

湍流模型采用考虑可压缩修正的 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型,时间离散采用 LU-SGS 格式,空间离散采用 AUSM+UP 格式。在流场迭代求解过程中,当质量、动量和能量项的残差均稳定且低于 $1e^{-5}$ 时,认为仿真计算收敛。

1.4 算法验证

采用文献[23]中 SOCBT 模型的风洞实验数

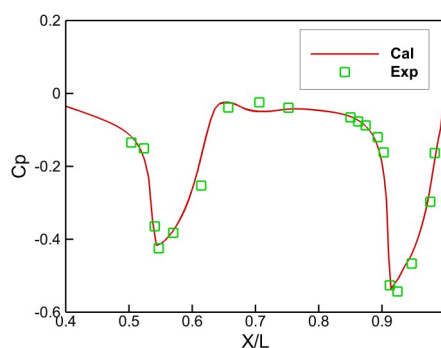


图7 压力系数对比
Fig. 7 Comparison of pressure coefficients

1.5 网格无关性验证

本文通过调整壁面与空间网格的尺寸与数量,以全弹不同攻角下的阻力为对照参数,对网格无关性进行验证。本文网格依据网格量分为400万,600万,800万3套,计算得到的结果如图8所

示,可以看出:网格量为600万与800万的网格计算得到的阻力变化量约为0.3%,变化量较小。为平衡计算效率与精度,后续均采用600万网格进行计算。

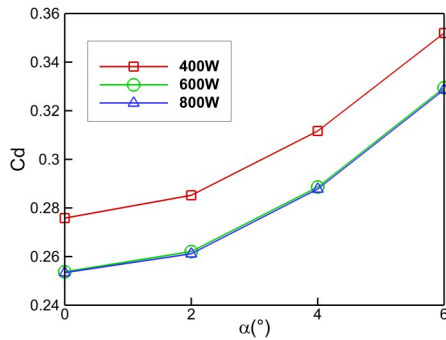


图8 不同网格量模型阻力系数对比
Fig. 8 Comparison of drag coefficients in different mesh model

2 计算结果与分析

2.1 尾舵与船尾相对位置的影响

保持船尾位置不变,将尾舵沿弹体轴向后平移,平移距离为0~60 mm,间隔10 mm。尾舵典型位移示意图如图9所示。弹体轴方向上,图9(a)模型尾舵舵根后缘距拐角的距离为0,图9(b)~图9(d)模型尾舵分别向沿弹体轴向后平移20、40、60 mm。

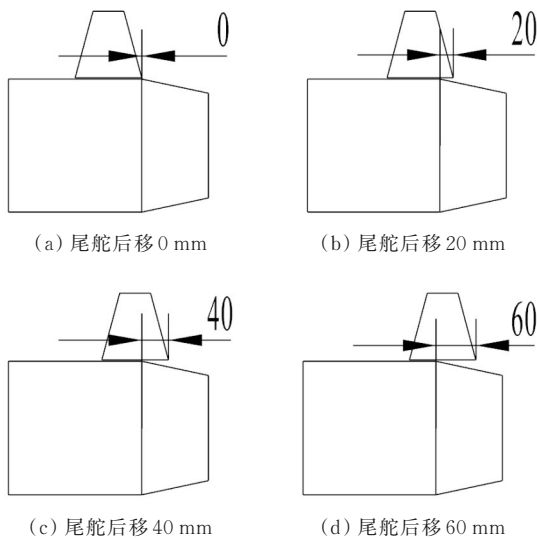


图9 尾舵与船尾相对位置示意图
Fig. 9 Relative position of the fin and boat tail

尾舵后移不同距离时全弹的阻力特性如图10所示,可以看出:在不同攻角下,随着尾舵后移,全弹阻力系数均呈现不断上升的趋势。

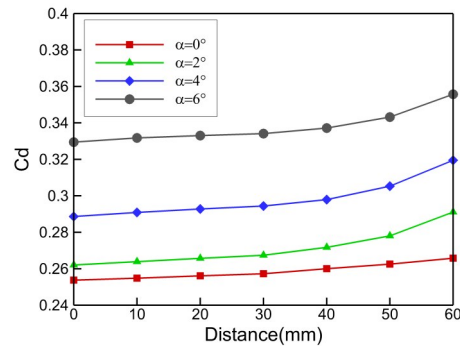


图10 全弹阻力系数随舵位置变化曲线
Fig. 10 Curve of drag coefficient with different fin positions

针对该现象,取 4° 攻角的计算工况对船尾流场进行分析,船尾和底部阻力随舵位置变化的曲线如图11所示,可以看出:随尾舵后移,船尾阻力逐渐增加,而底部阻力在移动距离较小时基本不发生变化,移动距离超过40 mm后阻力逐渐增加。

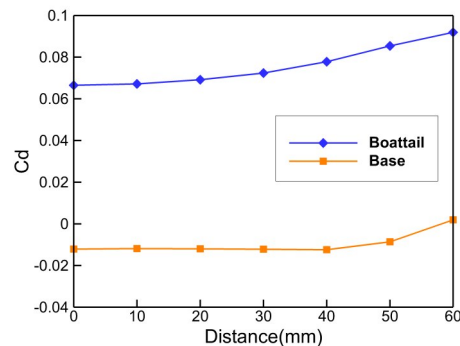


图11 船尾与底部阻力系数随舵位置变化曲线($\alpha=4^{\circ}$)
Fig. 11 Variation curve of boat tail and base drag coefficient with different fin positions($\alpha=4^{\circ}$)

船尾附近的压力云图和流线图如图12所示,可以看出:在尾舵未移动时,两片尾舵之间类似于收缩管道,亚声速气流流经此处受到压缩,速度增加,尾舵间弹身表面压力相比上游壁面有所降低。在拐角处压力达到最低值。在船尾段,气流扩张导致速度降低,船尾表面压力分布由前向后逐渐增大。弹体表面流线较为光滑,附面层未出现流动分离现象。随着尾舵后移,两片舵之间的低压区也随之后移,船尾处的流动受到尾舵干扰,附面层产生流动分离,形成较为明显的分离涡结构,且分离涡的强度与范围逐渐增大,船尾压力明显降

低,底部压力受到上游干扰小幅度降低,船尾与底部阻力均增加。

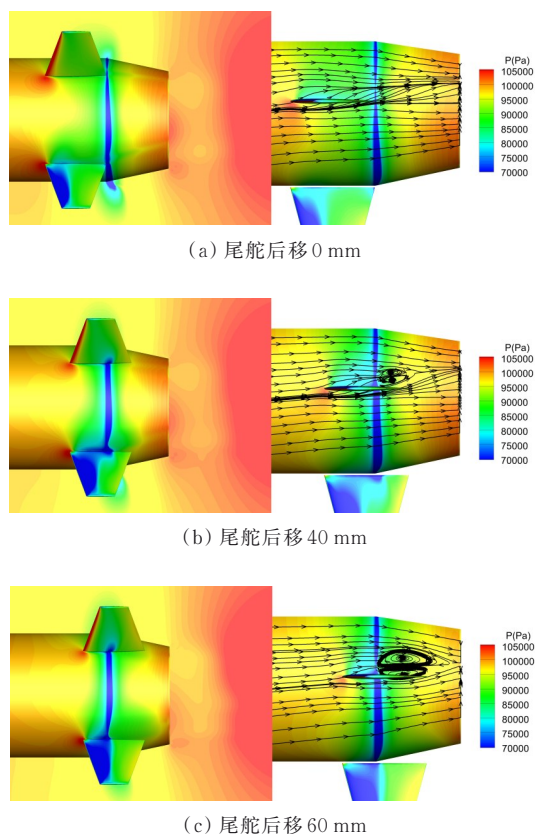


图12 不同尾舵位置背风侧压力云图(左)与流线图(右)
Fig. 12 Pressure contour (left) and streamline (right) on the leeward side at different fin positions

以尾舵未移动(后称0 mm)和尾舵后移60 mm两种典型状态为例,对比船尾截面的压力与压力梯度。截面位置示意图如图13所示,截面与XOZ平面(对称面)夹角 θ 为 35° 。截面经过船尾产生流动分离的区域,可以体现流动分离对船尾处压力与压力梯度的影响。

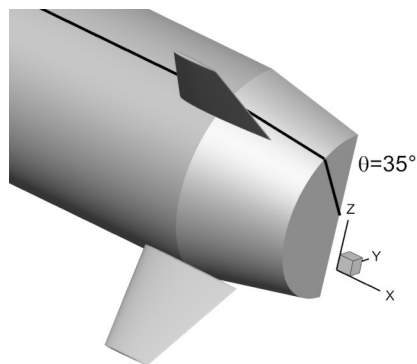
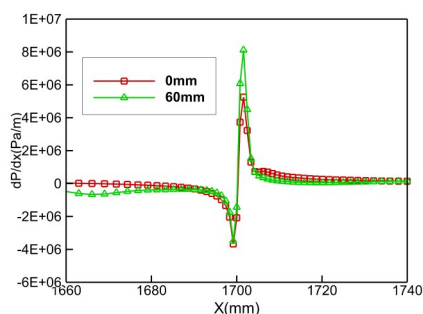
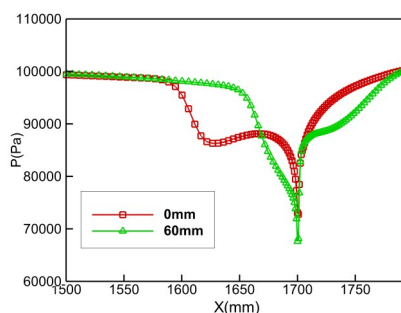


图13 截面位置示意图
Fig. 13 Section position

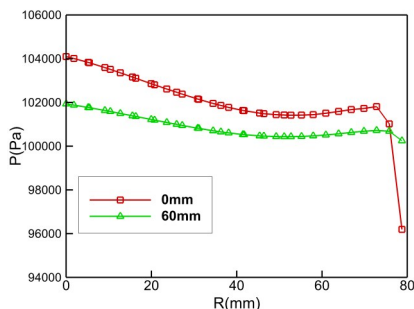
压力与压力梯度分布曲线如图14所示,横坐标1700 mm位置为拐角处。气流沿弹体轴靠近拐角时,壁面压力降低,并在拐角处压力达到最小值,压力梯度为负值;在经过拐角后,流动扩张,速度降低,压力迅速增大,压力梯度由负值突变为正值,即产生了逆压梯度。尾舵未移动时,拐角处逆压梯度较小,流动未能产生明显分离。随着尾舵后移,舵对船尾附近的流动产生干扰,船尾表面逆压梯度增大,导致流动发生分离现象。分离流使得后移60 mm工况在船尾与底部的压力均低于0 mm工况,全弹压差阻力增加,总阻力增加。



(a) 船尾截面压力梯度分布



(b) 船尾截面压力分布



(c) 底部截面压力分布

图14 压力与压力梯度分布曲线
Fig. 14 Distribution of pressure and pressure gradient

2.2 船尾倒圆半径的影响

2.1小节船尾为斜角船尾,在拐角处弹体横截面面积变化率较大,气流流动方向变化较为剧烈。为减小流动方向的变化率,对拐角处进行倒圆处理,即减小弹体横截面面积的变化率。保持尾舵后移60 mm的位置不变,船尾角度 12° 不变,倒圆半径从0增加到150 mm,间隔25 mm,不同倒圆半径示意图如图15所示。全弹阻力系数随倒圆半径变化如图16所示,可以看出:不同攻角下,随倒圆半径增大,全弹阻力系数逐渐降低。

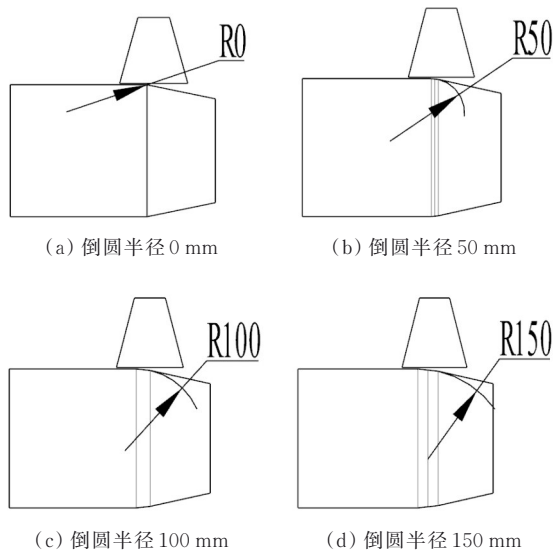


图15 不同倒圆半径示意图
Fig. 15 Different round radius

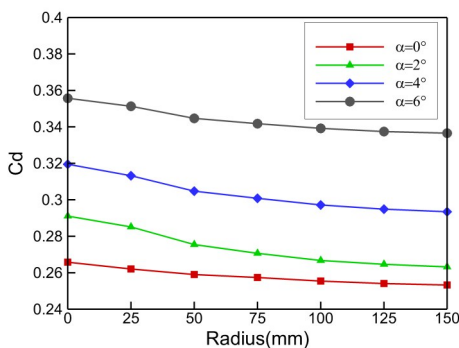


图16 全弹阻力系数随倒圆半径变化曲线
Fig. 16 Variation curve of drag coefficient with different round radius

取 4° 攻角计算工况对船尾流场进行分析,船尾和底部阻力随倒圆半径变化曲线如图17所示,船尾附近的压力云图和流线图如图18所示,可以看

出:随着拐角倒圆半径增大,船尾的分离涡逐渐减小,直至消失,船尾与底部压力逐渐增加,阻力逐渐降低。

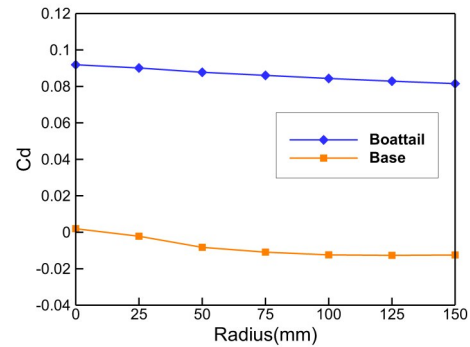


图17 船尾与底部阻力系数随倒圆半径变化曲线($\alpha=4^\circ$)
Fig. 17 Variation curve of boat tail and base drag coefficient with different round radius($\alpha=4^\circ$)

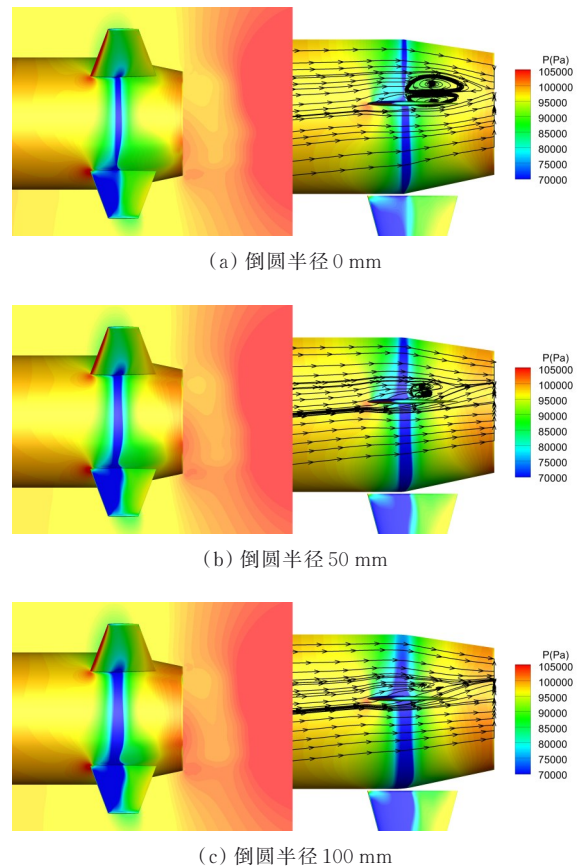
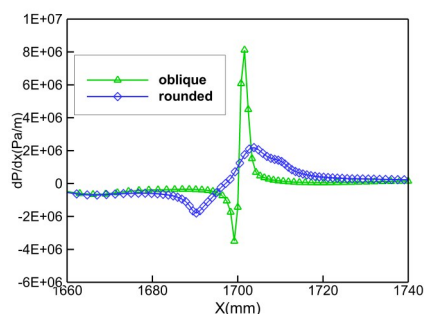


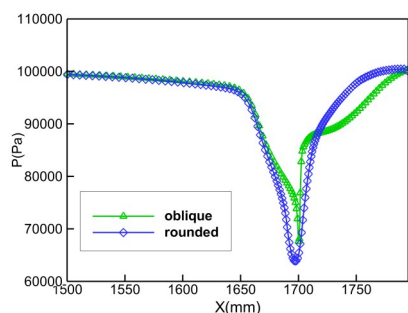
图18 不同倒圆半径背风侧压力云图(左)与流线图(右)
Fig. 18 Pressure contour (left) and streamline (right) on the leeward side at different round radius

以斜角工况和船尾倒圆100 mm工况为例,结合压力梯度与压力分布进行分析,如图19所示,倒圆后船尾拐角处的逆压梯度大幅降低,在较低的

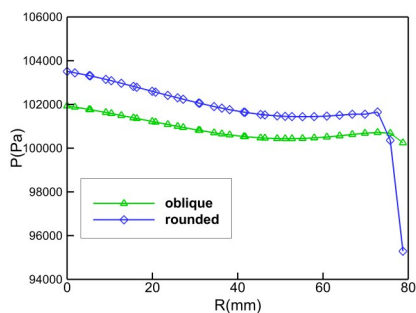
逆压梯度下,船尾流动基本不再产生分离涡,船尾、底部表面压力均增大,全弹压差阻力减小。



(a) 船尾截面压力梯度分布



(b) 船尾截面压力分布



(c) 底部截面压力分布

图19 压力与压力梯度分布曲线

Fig. 19 Distribution of pressure and pressure gradient

2.3 船尾角度的影响

改变船尾角度是另一种改变船尾拐角附近流动方向变化率的方法。保持尾舵后移 60 mm 的位置不变,倒圆半径 0 mm 不变,船尾角度由 8° 增加到 14° ,间隔 1° 。不同船尾角度示意图如图 20 所示。

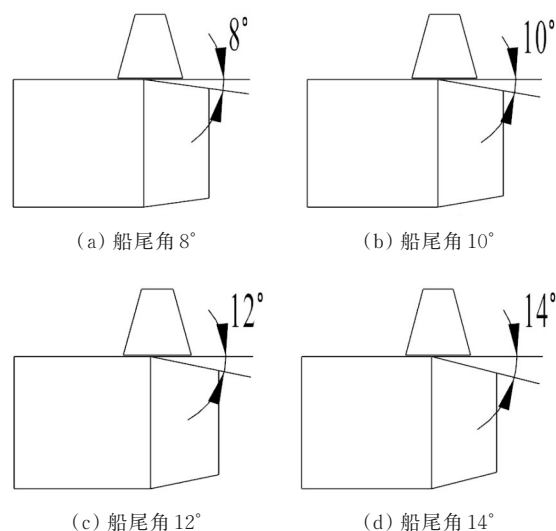


图20 不同船尾角示意图

Fig. 20 Different boat tail angles

全弹阻力系数随船尾角变化曲线如图 21 所示,可以看出:在船尾角由 8° 增加到 11° 时,阻力系数呈下降趋势,当船尾角大于 11° 后,阻力系数开始上升。

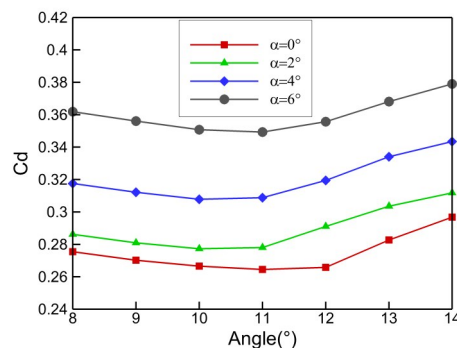


图21 全弹阻力系数随船尾角变化曲线

Fig. 21 Variation curve of drag coefficient with boat tail angles

取 4° 攻角计算工况对船尾流场进行分析,船尾和底部阻力随船尾角变化的曲线如图 22 所示,船尾附近的压力云图和流线图如图 23 所示,可以看出:随着船尾角度增大,船尾在弹底方向投影的面积逐渐增大,船尾的阻力也逐渐增大; $8^\circ \sim 11^\circ$ 船尾角时,船尾流动未分离,由于底部面积随船尾角的增大而减小,且底部压力增加,因此底部产生的阻力逐渐降低,底部阻力的降低幅度大于船尾阻力的增加幅度,所以全弹总阻力降低。船尾角大于 11° 后,船尾出现流动分离,且分离程度随船尾角的

增大而增大,底部受到分离流动的影响,压力降低,阻力开始呈上升趋势,因此全弹阻力也开始增加。

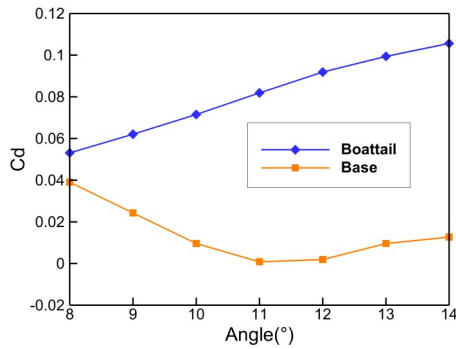
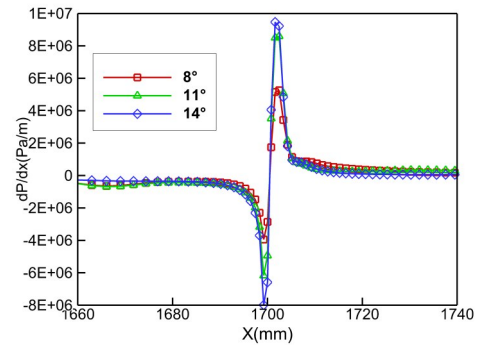
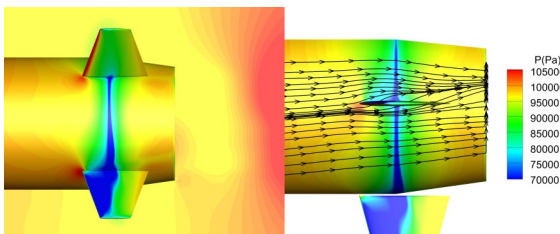


图 22 船尾与底部阻力系数随船尾角变化曲线($\alpha=4^\circ$)
Fig. 22 Variation curve of boat tail and base drag coefficient with boat tail angles($\alpha=4^\circ$)

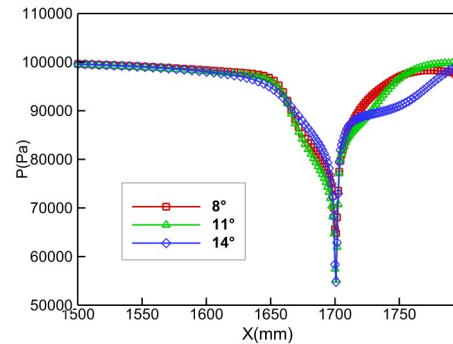
梯度增大,船尾出现小范围流动分离,在此过程中船尾压力变化不大,船尾阻力增加是船尾在弹底方向投影面积增大导致;底部面积减小且压力增加,底部阻力降低。船尾角从 11° 增大至 14° 过程中,船尾流动分离范围逐渐增加,船尾、底部的压力受流动分离影响,均有所降低,全弹阻力增大。



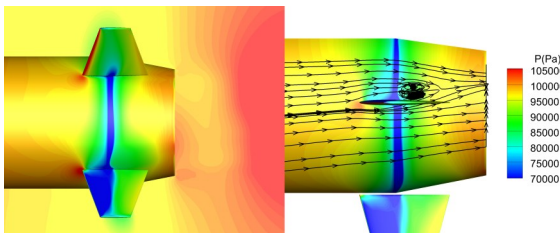
(a) 船尾截面压力梯度分布



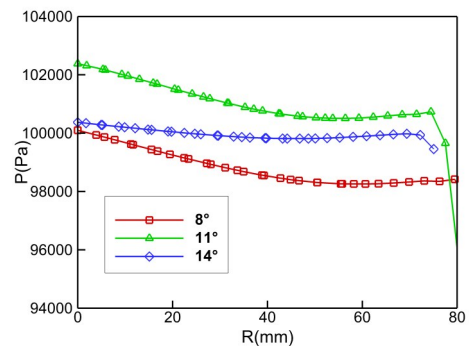
(a) 船尾角 8°



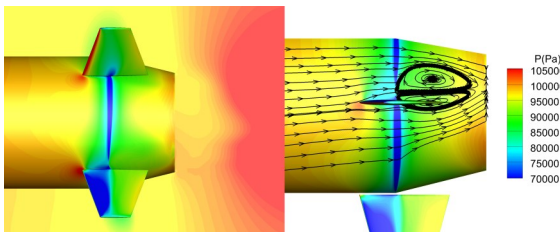
(b) 船尾截面压力分布



(b) 船尾角 11°



(c) 底部截面压力分布



(c) 船尾角 14°

图 23 不同船尾角背风侧压力云图(左)与流线图(右)
Fig. 23 Pressure contour (left) and streamline (right) on the leeward side at different boat tail angles

结合压力梯度与压力分布分析,如图 24 所示, 8° 船尾角时,拐角处逆压梯度较小,船尾流动基本不分离;船尾角从 8° 增大至 11° 过程中,拐角处逆压

图 24 压力与压力梯度分布曲线

Fig. 24 Distribution of pressure and pressure gradient

3 结 论

1) 尾舵沿弹轴后移,会对船尾产生干扰,使得船尾拐角处附面层的逆压梯度增加,流动在船尾产生分离,导致船尾与底部压力降低,全弹阻力增加。

2) 尾舵后移的情况下,增大船尾拐角的倒圆半径可以降低拐角处的逆压梯度,减小流动的分度程度,增加船尾与底部的压力,全弹阻力降低。

3) 尾舵后移的情况下,随着船尾角的增大,全弹阻力呈先减小后增大的规律,该现象主要由底部阻力引起。 $8^{\circ}\sim 11^{\circ}$ 船尾角时,船尾流动基本不分离,底部面积减小且压力增加,阻力减小; $11^{\circ}\sim 14^{\circ}$ 船尾角时,船尾流动受逆压梯度增大的影响产生分离,底部虽然面积继续减小,但压力降低,综合后阻力仍增大。

参 考 文 献

- [1] 韩珊珊,冯晓强,李宏君,等.尾部喷流对飞行器阻力影响的数值模拟分析[J].火箭推进,2023,49(3):105-114.
Han Shanshan, Feng Xiaoqiang, Li Hongjun, et al. Numerical analysis on effect of engine jet on the aircraft drag[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(3): 105-114. (in Chinese)
- [2] 轩海彬,张文洁,于勇,等.亚跨声速流动中底凹减阻的数值模拟[J].兵器装备工程学报,2017,38(11):1-8.
Xuan Haibin, Zhang Wenjie, Yu Yong, et al. Numerical study on drag reduction of projectile in subsonic and transonic speed[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2017, 38(11): 1-8. (in Chinese)
- [3] 顾仁勇.运输机后体流动分离的主动控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
Gu Renyong. Investigation on fuselage after-body flow separation control by spark jet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [4] Tripathi A, Manisankar C, Verma S B. Control of base pressure for a boat-tailed axisymmetric after body via base geometry modifications[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 45: 284-293.
- [5] Fan Y, Parezanovic V, Fichera S, et al. Towards adaptive drag reduction of a flat-back 3D bluff body in variable pitch and crosswind by flow orientation at the base separation[J]. Experiments in Fluids, 2024, 65(3): 25.
- [6] 熊镐.枪弹气动特性计算及外弹道仿真[D].太原:中北大学,2019.
Xiong Hao. Aerodynamic characteristics calculation and external ballistic simulation of bullet[D]. Taiyuan: North University of China, 2019. (in Chinese)
- [7] 朱越亭,马铁华,张红艳,等.基于Fluent的底部排气弹减阻特性数值模拟[J].兵器装备工程学报,2019,40(6):68-72.
Zhu Yueting, Ma Tiehua, Zhang Hongyan, et al. Numerical simulation of drag reduction characteristics of base bleed projectile based on Fluent[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(6): 68-72. (in Chinese)
- [8] 贺金金.37mm榴弹底排增程技术研究[D].太原:中北大学,2020.
He Jinjin. Research on 37 mm grenade bottom row range increase technology[D]. Taiyuan: North University of China, 2020. (in Chinese)
- [9] 张竹伟.底部排气弹减阻特性研究[D].南京:南京理工大学,2018.
Zhang Zhuwei. Study of drag reduction characteristics for the base bleed projectile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [10] 李彪,王良明,杨志伟.底凹结构减阻效应数值分析[J].北京航空航天大学学报,2022,48(4):682-690.
Li Biao, Wang Liangming, Yang Zhiwei. Numerical analysis on drag reduction effect of base cavity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(4): 682-690. (in Chinese)
- [11] 崔文瑶,郭德春.底部凹腔加侧开孔减阻研究[J/OL].航空动力学报,1-11[2026-03-22].https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240307.
Cui Wenyao, Guo Dechun. Study on drag reduction of bottom cavity with side hole [J/OL]. Journal of Aerospace Power, 1-11[2026-03-22]. https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240307. (in Chinese)
- [12] 陆海波,高洁.侧倾底凹结构对火炮弹丸阻力的影响[J].兵器装备工程学报,2019,40(6):5-9.
Lu Haibo, Gao Jie. Research on shrinkage shape of base cavity upon aerodynamic drag of projectile[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2019, 40(6): 5-9. (in Chinese)
- [13] 王文龙,李桦,刘枫,等.底部结构对飞行器阻力特性的影响[J].计算机仿真,2016,33(5):105-110,151.
Wang Wenlong, Li Hua, Liu Feng, et al. Research on drag characteristics of supersonic vehicle influenced by different base flows[J]. Computer Simulation, 2016, 33(5): 105-110, 151. (in Chinese)
- [14] 肖中云,缪涛,陈波,等.船尾形状对旋成体马格努斯效应的影响[J].航空学报,2018,39(6):38-47.
Xiao Zhongyun, Miao Tao, Chen Bo, et al. Influence of boattail shape on Magnus effects of a spinning rotating body [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(6): 38-47. (in Chinese)

- [15] 王桂奇, 刘福朝, 刘宁, 等. 远程尾控制导炮弹气动特性及仿真分析[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(5): 11-16.
Wang Guiqi, Liu Fuchao, Liu Ning, et al. Aerodynamic characteristics and simulation analysis of remote tail control guided projectiles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(5): 11-16. (in Chinese)
- [16] Tran T H, Dao C T, Le D A, et al. Aerodynamic drag of axisymmetric models with different boattail angles under subsonic and supersonic flow conditions[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2023, 37(12): 6523-6535.
- [17] 宋超, 任冬冬, 姚臻. 超音速条件下船尾形弹尾减阻机理研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(11): 154-159.
Song Chao, Ren Dongdong, Yao Liu. Research on drag reduction mechanism of projectile boattail under supersonic condition[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(11): 154-159. (in Chinese)
- [18] 邵山, 谭献忠, 王学德. 船尾外形对超声速弹丸减阻特性的影响研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(9): 113-117.
Shao Shan, Tan Xianzhong, Wang Xuede. Research on drag reduction from boat tail of supersonic projectile [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2021, 42(9): 113-117. (in Chinese)
- [19] 徐国武, 罗雨, 陈冰雁, 等. 飞行器船尾设计对亚声速底阻影响及风洞试验验证[J]. 力学季刊, 2021, 42(1): 149-155.
Xu Guowu, Luo Yu, Chen Bingyan, et al. Analysis and wind tunnel test on the influence of boattail design on aircraft base drag [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2021, 42(1): 149-155. (in Chinese)
- [20] 谭俊杰, 王福华, 徐琴, 等. 支杆及船尾对超声速弹丸底压影响的实验研究和理论计算[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(4): 13-17.
Tan Junjie, Wang Fuhua, Xu Qin, et al. The experimental investigation and analysis about the effects of tail sting and boat tail on the base pressure of projectiles at supersonic [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(4): 13-17. (in Chinese)
- [21] Jiajan W. Studies of aerodynamics of supersonic generic round shaped bodies [D]. Singapore: Nanyang Technological University, 2014.
- [22] Jiajan W, Chue R S M, Nguyen T, et al. Boattail juncture shaping for spin-stabilized rounds in supersonic flight [J]. Shock Waves, 2015, 25(2): 189-204.
- [23] Miller M C. Surface pressure measurements on a transonic spinning projectile [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22(2): 112-118.

(编辑:马文静)