

DOI:10.11918/202303040

反向射流作用下可回收火箭升阻特性

张晨曦^{1,2}, 林三春³, 李易^{1,2}, 唐硕^{1,2}

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072; 2. 陕西省空天飞行器设计重点实验室(西北工业大学), 西安 710072; 3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 可回收火箭动力减速过程中反向射流将大幅改变箭体气动特性, 为获得反向射流对箭体气动特性的影响, 利用数值模拟方法获得箭体升阻力系数, 分析升阻特性变化规律并提出升阻特性表征参数。首先, 对反向射流钝体构型进行数值模拟, 将得到的结果与已公开的实验数据进行对比, 验证了数值模拟方法的有效性。其次, 采用 RANS 方法模拟了单喷管构型火箭多种典型飞行状态, 得到箭体升阻力系数随迎角变化曲线以及升阻特性变化规律, 通过对回流区内流动状态进行分析得到升阻特性改变的机理。最后, 由反向射流对箭体气动特性影响程度提出表征参数。结果表明: 反向射流会对箭体形成遮挡作用并影响箭体升阻力特性。有射流时升阻力特性受飞行高度影响较大, 受飞行马赫数影响较小, 与无射流时的规律恰好相反。大部分飞行工况下阻力系数小于 0.1, 部分高空飞行工况将出现负阻力。本研究提出以反向射流与箭体宽度比作为气动特性表征参数, 可以较好地反映反向射流对箭体的遮挡作用并表征箭体在反向射流作用下的气动特性变化规律。

关键词: 火箭垂直回收; 可回收火箭; 反向射流; 气动布局; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2024)04-0024-07

Lift-to-drag characteristics of the propulsive descent stage of reusable rockets

ZHANG Chenxi^{1,2}, LIN Sanchun³, LI Yi^{1,2}, TANG Shuo^{1,2}

(1. School of Astronautics, North-western Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory (North-western Polytechnical University), Xi'an 710072, China; 3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The opposing jet flow significantly alters the aerodynamic characteristics of the rocket body during the power deceleration process of the recoverable rocket. In order to obtain the influence of the opposing jet flow on the aerodynamic characteristics of the rocket body, the lift-drag coefficient of the rocket body is obtained by numerical simulation method. The change law of the lift-drag characteristic is analyzed and the representative parameters of lift-drag characteristic are proposed. Firstly, the numerical simulation of the opposing jet of blunt body was carried out, and the obtained results were compared with the published experimental data to verify the effectiveness of the numerical simulation method. Secondly, the RANS method was used to simulate various typical flight states of single-nozzle configuration rockets. The lift-drag coefficient of the rocket body changed with the angle of attack and the change law of lift-drag characteristics were obtained. The lift-drag characteristics were obtained by analyzing the flow state in the recirculation zone. Finally, the representative parameters are proposed according to the degree of influence of the opposing jet on the aerodynamic characteristics of the rocket body. Research findings indicate that the opposing jet forms a shielding effect on the rocket body and affects the lift-drag characteristics. In the presence of opposing jet, the lift-drag characteristics are greatly affected by the flight height, while the effect of flight Mach number is relatively minor, which is opposite to that observed without the opposing jet. The drag coefficient is less than 0.1 in most flight conditions, and negative drag may occur in some high-altitude flight conditions. To characterize the aerodynamic effects of the opposing jet on the rocket body, a parameter is proposed that represents the ratio of the opposing jet width to the rocket body width. This parameter effectively reflects the shielding effect of the opposing jet on the rocket body and characterizes the variations in its aerodynamic characteristics of the opposing jet.

Keywords: vertical recovery rockets; reusable rockets; opposing jet; aerodynamic layout; aerodynamic characteristics

发展可重复使用的航天运输系统对于满足未来空间开发和降低发射成本等需求具有重要意

义^[1-2], 而垂直回收则是目前运载火箭部分重复使用的主要方式。为了对再入过程中动压及热流峰值

收稿日期: 2023-03-13; 录用日期: 2023-04-27; 网络首发日期: 2023-06-15

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20230615.1037.002>

作者简介: 张晨曦(1991—), 男, 博士; 唐硕(1963—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 李易, dr_liyi@nwpu.edu.cn

密度进行约束,一子级发动机在分离后于合适高度启动,向飞行方向前方喷射气体使火箭减速^[3]。动力减速过程中,方向相反的发动机射流与来流形成反向射流流动,回流至飞行器附近后会显著改变运载火箭的环境特征,因而对反向射流回流区流动特征以及动力减速过程中火箭气动特性的研究就显得尤为重要。

Klevanski 等^[4]以及 Zilker^[5]针对 DLR 拟开发的回收火箭开展了力、热环境数值模拟研究,研究表明箭体力、热环境主要受反向射流的流动特征影响,而流动特征又由高度欠膨胀的反向射流决定。Rincón^[6]对飞行速度较低情况下(包含亚音速)的动力减速过程进行了数值模拟研究,结果表明在低速飞行中来流弓形激波被推移至较远的距离,故箭体表面热流密度与阻力系数更小。Ecker 等^[7]开展了猎鹰9运载火箭反推阶段 CFD 与结构有限元耦合研究,研究表明反向射流产生了低密度气体环境,大幅降低了箭体热载荷。目前对回收火箭动力减速段气动特性研究相对较少,且均从特定工程问题展开,对其气动特性规律及形成机理缺乏系统性的认知。

目前关于反向射流的研究主要集中于火星动力减速、超音速减阻以及热防护^[8-10]领域,这些领域内射流与来流总压比远小于运载火箭动力减速的情况,相关研究^[11-12]则表明总压比是控制反向射流流动特性的关键参数。近年来有学者提出新的表征参数,例如 Rong^[13]提出的参数 R_{PA} , R_{PA} 增加时来流弓形激波远离钝体表面,同时阻力减小。这类参数可以直接表征反向射流的流动特征,但无法较好地预示箭体气动特性变化规律。

本文针对反向射流作用下火箭气动特性变化规律等问题开展数值模拟研究,完成马赫数 4.0~6.0、高度 30~50 km 范围内单喷管构型火箭倒飞状态气动特性分析,获得飞行马赫数、飞行高度以及迎角对升阻特性的影响规律以及影响机理,并提出反映气动特性变化规律的表征参数,以期对回收火箭工程应用提供指导。

1 气动特性分析及验证

1.1 几何模型及网格划分

受连续流超声速风洞试验成本的限制,本文开展了火箭升阻力特性的数值模拟研究。研究对象以 Langley SRP (supersonic retro-propulsion) 实验^[14]单喷管构型为基础。为了在几何尺度上接近运载火箭,将标模直径放大至 2.54 m。喷管几何形状按实验模型等比例放大,喷管出口直径 0.892 m。

图 1 为本文研究所使用的网格,采用四面体非结构网格,总网格数量约为 500 万。所有物面附近划分边界层网格,根据流动特点对边界层网格厚度进行调整,即保证边界层网格可以覆盖实际流动的附面层,也保证物面附近网格的贴体性。根据反向射流形状设置空间锥形加密区域。考虑到无喷射状态下脱体激波贴近火箭底部,在喷管出口附近设置额外的网格加密区域。

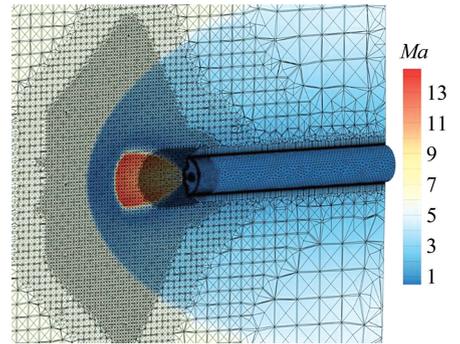


图 1 本文研究所采用的计算网格

Fig. 1 Computational mesh of study objects

1.2 数值模拟方法

数值模拟采用 NNW-FlowStar 软件,该软件平台是中国新一代基于有限体积法 CFD 软件,以面向对象的思想,设计开发了具有高可复用性、高并行可扩展性和高灵活多学科耦合性等特点的软件框架^[15]。控制方程为直角坐标系下三维可压缩定常 Navier-Stokes 方程,包含质量、动量与能量方程。目前国内外关于反向射流的学术研究以单一组分气体为主,主要考察在反向射流作用下箭体力、热环境的变化,故本文的研究使用单一组分气体(空气)。湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 一方程湍流模型^[16],S-A 模型专门为涉及壁面有界流动的航空航天应用而设计,对承受逆压力梯度的边界层流动的求解有着较好效果^[17]。

对流项离散采用 HLLC++ 格式,该格式兼具 Roe 格式的数值精度与 HLLC++ 格式的稳定性,具有可在 2 个网格内捕捉到激波、无熵增、边界层耗散小、精确捕捉接触间断、可大大降低红玉现象的发生等优点。时间项采用隐式 LU-SGS 方法。

数值模拟中所有物面均采用等壁温无滑移壁面。流动的 5 个基本变量分别为密度 ρ 、压力 p 以及速度(含 3 个分量)。发动机入口处的流动为亚声速流动,流向速度使用 Neumann 条件,其余 4 个变量为 Dirichlet 条件。来流为超声速条件,5 个流动基本变量为 Dirichlet 条件。

1.3 可回收火箭动力减速段速度范围研究

以猎鹰 9 运载火箭为参考对象,通过 SpaceX 公

司发布的数次任务中一子级遥测数据(由官方发射视频中包含的高度、速度信息进行转换)提取其高度-马赫数关系,如图 2 所示。

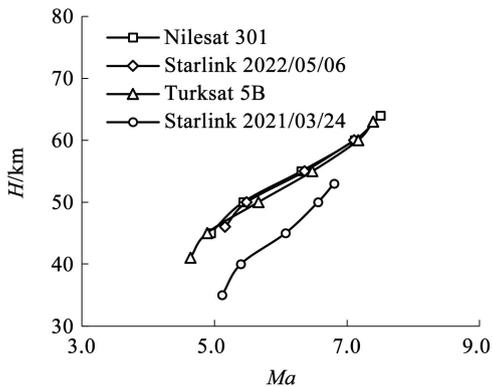


图 2 猎鹰 9 数次任务动力减速段高度-马赫数关系曲线

Fig. 2 Height-mach number relationship curve of Falcon 9 first stage propulsive descent during multiple missions

动力减速段启动高度一般在 50 ~ 60 km,启动时马赫数分布于 7.0 ~ 7.5 之间。关机高度位于 35 ~ 45 km 之间,马赫数在 5.0 附近。本文的研究选择高度 30 ~ 50 km 的区间范围,这一区间可以包括猎鹰 9 任务中主要的飞行任务段。高度 60 km 开始气体性质逐渐偏离连续介质并导致求解误差逐渐增加,且前期研究发现 50 km 高度时发动机射流已经基本达到膨胀的极限,故认为反向射流的性质在 50 ~ 60 km 区间内不会发生显著变化。

飞行马赫数选择为 $Ma = 4.0, Ma = 5.0, Ma = 6.0$,这一范围可以包含绝大部分猎鹰 9 运载火箭动力减速段的速度范围。马赫数更高的情况下,反向射流流动特征没有明显的改变,且过高的马赫数会对数值模拟的稳定性产生一定的负面影响,故本文研究中最高飞行马赫数选为 6.0。

1.4 数值模拟校验

在数值模拟方法的验证工作中,以 NASA Langley 的单喷管构型实验为验证对象,选择其推力系数 $C_T = 4, Ma = 2.4$ 工况以及 $Ma = 4.6$ 无射流工况进行数值模拟校验。提取钝体底面沿径向方向的压力系数,实验数据及数值模拟结果如图 3 所示,图 3 中“Exp”为实验数据,“CFD”为本文数值模拟数据,后缀“ $Ma = 4.6$ ”为马赫数。 $Ma = 4.6$ 工况的数据显示在次坐标轴上。

由图 3 可知,数值模拟方法得到的压力系数分布与实验测量值符合较好,表明本文所采用的数值模拟方法可以较好地计算反向射流作用下箭体气动特性。

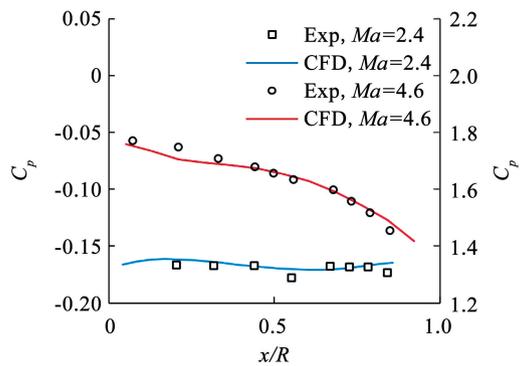


图 3 RANS 数值模拟与实验结果对比

Fig. 3 Comparison between RANS numerical simulation and experimental results

2 火箭动力减速段升阻特性研究

动力减速段中火箭底部(安装发动机的部分)指向飞行方向,这与常规意义上火箭的飞行状态恰好相反。本文的研究将火箭底部视为飞行器的头部,对升阻力、迎角等定义则沿用飞行器的常规定义方式。升阻力通过来流动压与箭体截面的乘积进行无量纲化得到对应的升阻系数。

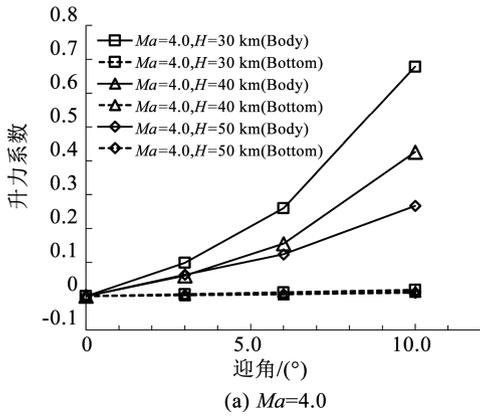
在本文的升阻特性研究中,飞行马赫数设定为 3 个状态,即 $Ma = 4.0, Ma = 5.0, Ma = 6.0$,飞行高度设定为 3 个状态,即 $H = 30 \text{ km}, H = 40 \text{ km}, H = 50 \text{ km}$,飞行马赫数与飞行高度组合后共 9 个飞行条件。每个飞行条件选取 4 个迎角状态,迎角分别为 $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 10^\circ$ 。

2.1 升力特性

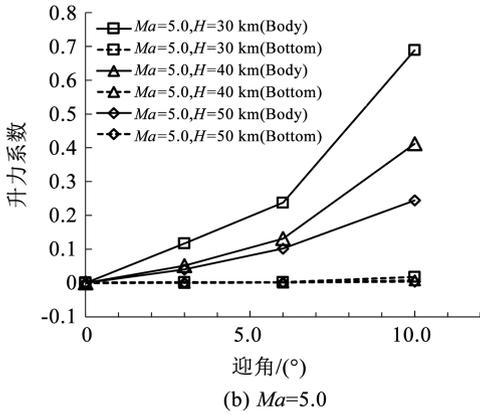
图 4 为火箭各部件升力系数曲线,包括箭体侧壁面和底部的升力系数,分别以 Body 和 Bottom 表示。由图 4 可知,有迎角时箭体底部产生的升力系数明显小于侧壁面,在工程应用中可以忽略底部产生的升力。

9 种飞行状态中侧壁面升力系数曲线均出现不同程度的非线性增长现象,且飞行高度越低,非线性增长现象越明显。其中 $H = 50 \text{ km}$ 时非线性现象尚不明显; $H = 40 \text{ km}$ 时,迎角 $0^\circ \sim 6^\circ$ 区间内线性度较好,而 $6^\circ \sim 10^\circ$ 时升力系数增量较大,使得升力系数曲线出现一定程度的非线性增长现象; $H = 30 \text{ km}$ 时则出现明显的非线性增长现象。

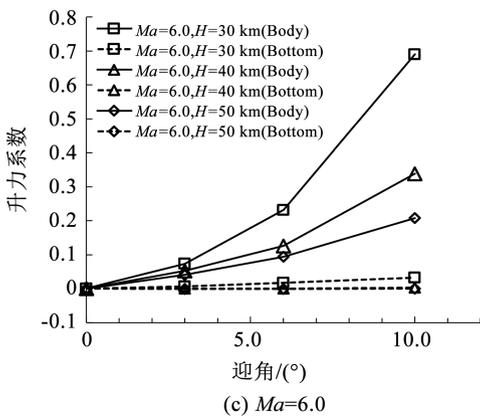
图 5 为全箭升力系数分布曲线图,包含 4 种组合状态,即 $Ma = 4.0, Ma = 6.0, H = 30 \text{ km}, H = 50 \text{ km}$,每种状态包括无射流和有射流两种情况。图例中后缀 N 为无射流情况,均以虚线显示,有射流情况均以实线显示。



(a) $Ma=4.0$



(b) $Ma=5.0$



(c) $Ma=6.0$

图4 火箭各部件升力系数曲线

Fig. 4 Lift coefficient curve of rocket components

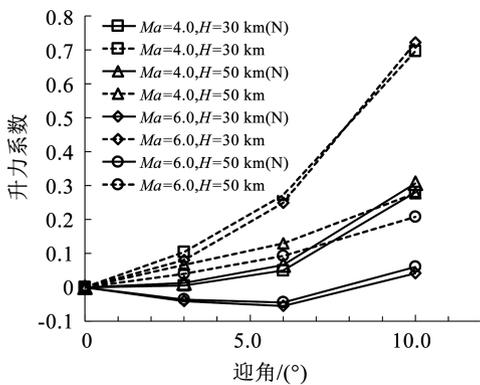


图5 全箭升力系数曲线

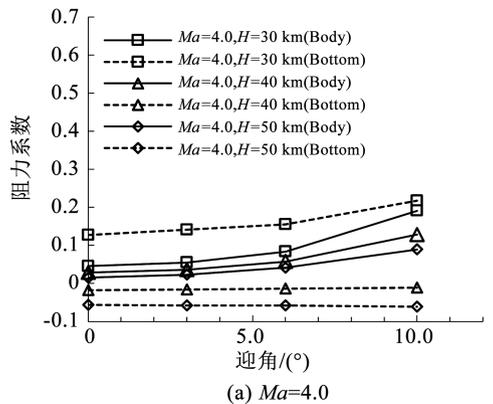
Fig. 5 Lift coefficient curve for rocket

无射流, $Ma = 6.0$ 工况在小迎角时出现了负升力系数, 无射流时倒飞火箭为典型的高超声速钝头体情况, 结合底部几何特征即可得到负升力系数的形成原因, 这里不再进行赘述。

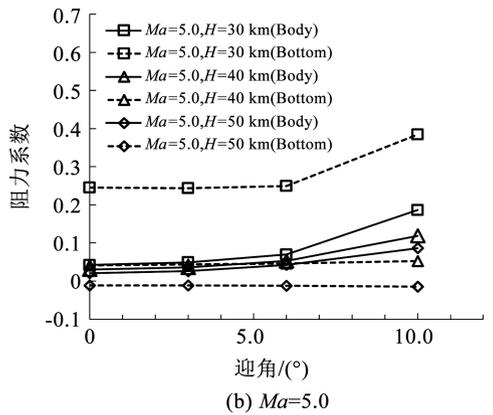
有射流时 $Ma = 4.0, H = 30 \text{ km}$ 与 $Ma = 6.0, H = 30 \text{ km}$ 两种情况的升力系数曲线增长情况相对接近, $Ma = 4.0, H = 50 \text{ km}$ 与 $Ma = 6.0, H = 50 \text{ km}$ 更为接近, 说明在有射流情况下, 升力系数曲线受飞行高度影响较大, 而受飞行马赫数影响较小, 这与无射流情况恰好相反。无射流时相同飞行马赫数的曲线分布更为接近。

2.2 阻力特性

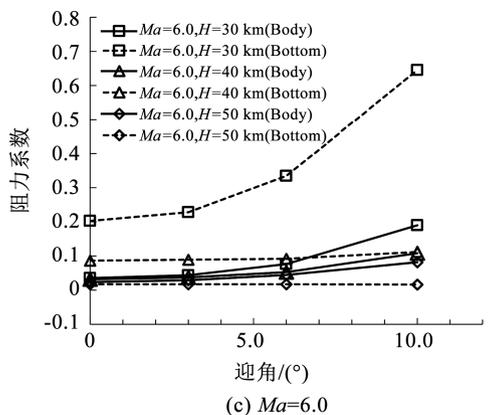
图6为箭体底部与侧壁面阻力系数曲线。 $H = 40 \text{ km}, H = 50 \text{ km}$ 底部阻力系数分布情况相对接近



(a) $Ma=4.0$



(b) $Ma=5.0$



(c) $Ma=6.0$

图6 火箭各部件阻力系数曲线

Fig. 6 Drag coefficient curve of rocket components

且数值均较小, $H = 50$ km 时部分马赫数情况下出现负阻力系数。相比于其他两种高度, $H = 30$ km 时底部阻力系数明显增加, 特别是马赫数增加时, 大迎角情况下底部阻力有大幅提高。

箭体侧壁面的阻力系数曲线在分布上则更为集中且相似, 迎角增加时箭体侧壁面将产生升阻力。当飞行高度降低时, 侧壁面阻力系数将增加。

图 7 为全箭阻力系数曲线图, 包含 4 种组合状态, 即 $Ma = 4.0$, $Ma = 6.0$, $H = 30$ km, $H = 50$ km, 每种状态包括无射流和有射流两种情况。图例中后缀 N 为无射流, 并以虚线显示。

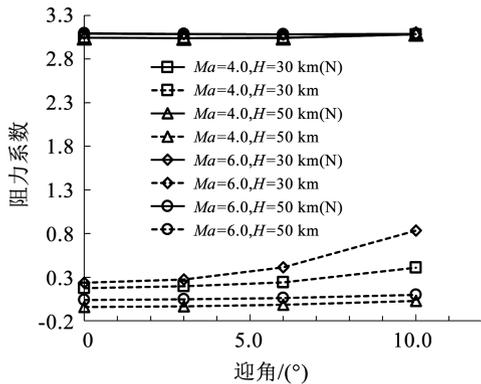


图 7 全箭阻力系数曲线

Fig. 7 Drag coefficient curve for rocket

无射流时阻力系数曲线均集中于 3.1 附近, 这种情况为典型的超声速钝头体流动。有射流时全箭阻力系数大幅减小。Peterson^[18]在推力系数 0 ~ 1.6 的超声速反向射流实验研究中发现阻力系数随推力系数的增加而减小, 推力系数超过 1.5 时阻力系数逐渐趋于 0.1。其他超音速反向射流研究亦观察到阻力系数随推力系数增加而减小的现象^[19-20]。

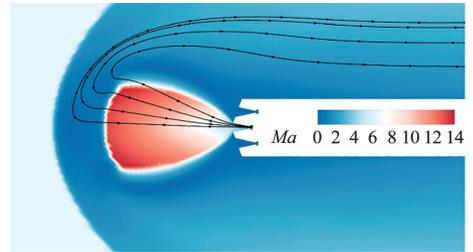
2.3 回流区流场状态分析

上述研究指出, 反向射流对箭体升阻特性产生了较大影响, 这种影响必然通过改变箭体周围气动环境实现。因此需要对反向射流作用下回流区流场状态进行研究, 并为分析气动特性改变机理提供依据。图 8 为 $Ma = 6.0$ 对称面马赫数分布云图。发动机中心处的流线为回流区中发动机射流与来流气体的分界线。

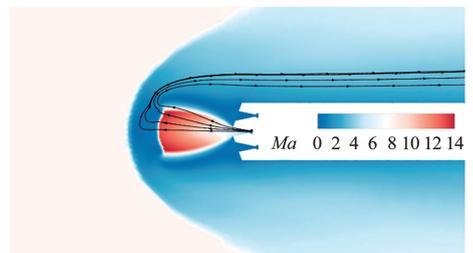
$H = 50$ km 时发动机射流在极低压力下以大角度扩张并形成较大直径的反向射流, 通过终端激波 (terminal shock) 后, 发动机射流较高的径向速度将导致射流回流区域半径明显大于终端激波半径, 并在箭体周围形成低速流动区域。 $H = 40$ km 的流动情况亦是如此, 区别在于环境压力有所提高, 反向射流在径向方向上的膨胀程度较低, 导致回流区直径

也有一定程度的降低。

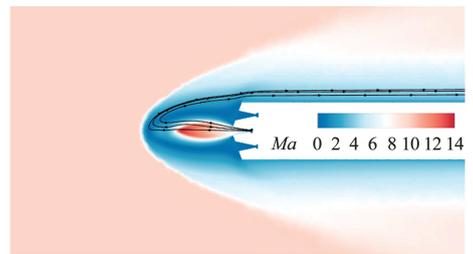
$H = 30$ km 时, 发动机射流并没有以大角度扩张, 而是呈现出“枣核”形状。尽管没有明显的正激波形式的射流终端激波, 气体在到达射流终端后仍然以相对缓慢的速度进行转折并向后流动 (即远场来流方向)。



(a) $Ma = 6.0, H = 50$ km



(b) $Ma = 6.0, H = 40$ km



(c) $Ma = 6.0, H = 30$ km

图 8 $Ma = 6.0$ 情况下马赫数分布云图及部分射流流线

Fig. 8 Mach number distribution contour map and partial jet streamlines for $Ma = 6.0$ condition

综上所述, 发动机射流回流后会将火箭箭体“包裹”, 并显著改变箭体所处的气动环境。高空阶段反向射流直径较大, 对箭体产生的包裹作用较强, 低空阶段反向射流直径明显减小, 发动机射流回流后紧贴箭体表面。

2.4 箭体气动特性改变机理

上述关于升阻特性的研究发现反向射流会对气动特性产生明显影响, 本文将对以下 3 点主要变化进行说明, 并分析其改变的机理。

1) 升阻特性对高度敏感, 对飞行马赫数相对不敏感。无射流时飞行高度变化直接影响环境静压, 不会对飞行器外流场流动结构产生明显影响, 故无量纲化的升阻系数变化较小。而反向射流对飞行器外流场产生显著影响, 环境静压的改变将直接影响反向射流的几何尺度, 进而对飞行器升阻特性产生

明显影响。

2) 气动阻力大幅降低。由上述研究可知,反向射流的存在使得箭体周围形成低速流动区域,进而降低了箭体气动阻力。部分工况下射流的引射作用还将进一步降低底部压力,并产生负阻力。

3) 升力系数非线性增长现象。对于通常的超声速飞行器,其升力系数曲线一般随迎角呈现线性增加的趋势。而火箭在动力减速段中的升力系数曲线则出现了明显的非线性增长趋势。为了对这种现象的形成机理进行分析,这里以 $Ma = 6.0, H = 30 \text{ km}$ 工况作为示例进行研究,图9为两个迎角时压力分布云图。显示时为了不被发动机内过高的压力影响,图9中高于10 kPa的部分在显示上达到饱和。

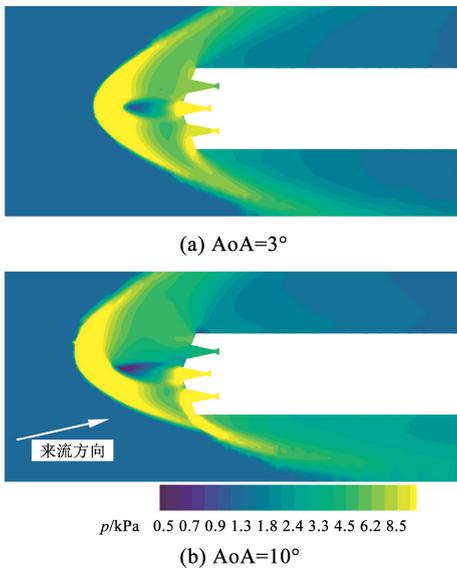


图9 $Ma = 6.0$ 压力分布云图

Fig. 9 Pressure distribution contour map for $Ma = 6.0$

$AoA = 3^\circ$ 时反向射流出现一定程度的不对称情况,箭体底部迎风面出现较弱的脱体激波并产生一定范围的高压区。 $AoA = 10^\circ$ 时来流弓形激波进一步向箭体迎风面偏转,与箭体底部迎风面的脱体激波相干涉,进一步增加底部附近的压力并提高了此工况下的升力系数。由此可见,升力系数的非线性增长现象实质是反向射流几何尺度较小时,来流弓形激波靠近箭体而出现的升力系数额外增加。

若火箭动力减速段结束较晚或发动机总压较小,则有可能形成直径较小的反向射流,此时将会出现较为明显的升力系数非线性增长现象,压力分布的变化也将对纵向力矩系数产生影响。工程应用中可从增加反向射流直径与限制火箭飞行迎角两个角度出发实现降低对气动特性的影响。

3 反向射流气动特性表征参数

上述研究表明反向射流对箭体气动特性产生了

明显影响,升阻特性出现对飞行高度敏感的现象,故需要提出一种表征参数以实现箭体气动特性的快速预估。若单纯以飞行高度作为箭体升阻特性的表征参数,则无法体现反向射流对升阻特性影响的机理。反向射流的遮挡作用是箭体升阻特性改变的根本原因,从影响机理出发可以提出表征参数 D_j/D_b ,即反向射流宽度(直径)与箭体直径之比,可直接反映反向射流对箭体的遮挡比例,如图10所示。利用本文数值模拟计算得到的单喷管反向射流的主要几何参数,计算各工况情况下宽度比数值,见表1。

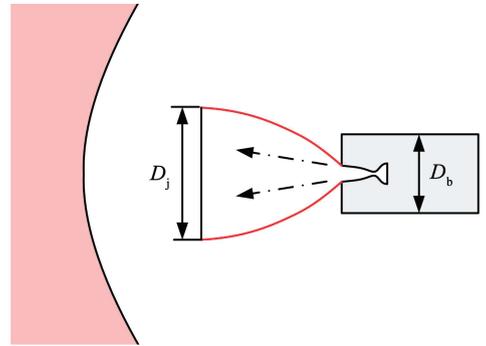


图10 反向射流表征参数示意

Fig. 10 Schematic diagram of characteristic parameters for opposing jet

表1 反向射流表征参数

Tab. 1 Characteristic parameters of opposing jet

| 工况 | 反向射流直径/m | 反向射流长度/m | 升力系数 ($AoA = 10^\circ$) | 零升阻力系数 | D_j/D_b |
|-------------------------------|----------|----------|---------------------------|---------|-----------|
| $Ma = 4.0, H = 50 \text{ km}$ | 6.60 | 8.73 | 0.267 | 0.015 1 | 2.6 |
| $Ma = 5.0, H = 50 \text{ km}$ | 5.48 | 7.00 | 0.245 | 0.020 8 | 2.2 |
| $Ma = 6.0, H = 50 \text{ km}$ | 4.58 | 5.81 | 0.208 | 0.023 8 | 1.8 |
| $Ma = 4.0, H = 40 \text{ km}$ | 3.26 | 4.67 | 0.426 | 0.028 8 | 1.3 |
| $Ma = 5.0, H = 40 \text{ km}$ | 2.70 | 4.00 | 0.412 | 0.030 3 | 1.1 |
| $Ma = 6.0, H = 40 \text{ km}$ | 2.40 | 3.25 | 0.338 | 0.031 6 | 0.9 |
| $Ma = 4.0, H = 30 \text{ km}$ | 1.54 | 2.29 | 0.678 | 0.045 4 | 0.6 |
| $Ma = 5.0, H = 30 \text{ km}$ | 1.38 | 2.87 | 0.689 | 0.042 4 | 0.5 |
| $Ma = 6.0, H = 30 \text{ km}$ | 1.10 | 2.71 | 0.690 | 0.034 8 | 0.4 |

反向射流将导致火箭气动特性对飞行高度较为敏感,结合火箭升阻特性曲线,发现 D_j/D_b 可以较好的表征反向射流对箭体气动特性的影响:

1) $D_j/D_b < 1.0$ 时,反向射流不能完全形成对箭体的遮挡,升力系数的增长将出现较为明显的非线性现象。 D_j/D_b 越小,全箭阻力系数越大,特别是小于0.5时,还存在较大的箭体底部阻力。

2) $D_j/D_b > 1.0$ 时,反向射流对箭体的遮挡作用明显增强,全箭升阻系数将进一步减小,阻力系数逐渐接近于0,底部甚至出现负阻力系数。

表 1 中还加入了各工况下 10° 迎角情况下的升力系数以及零升阻力系数。从表 1 中可以观察到, 升力系数的整体变化规律是随 D_j/D_b 的减小而增加, 但是在相同高度情况下, 升力系数却随 D_j/D_b 的减小而降低。在相同高度情况下 D_j/D_b 减小时, 受反向射流的影响(箭体周围产生低速流动区域), 箭体绝对升力有一定程度的增加, 但参考速度增加更为明显, 反而导致升力系数出现一定程度的下降。而当 D_j/D_b 的数值接近 0.5 时, 反向射流对箭体气动特性的影响明显变弱, 此时升力系数的变化程度开始明显变小。

D_j/D_b 降低时, 零升阻力系数逐渐增加, 表明此参数可以较好反应箭体零升阻力系数的变化规律。直至 0.5 附近时零升阻力系数开始下降, 此时反向射流的直径已明显小于箭体直径, 反向射流对箭体气动特性的影响明显变弱, 且反向射流长度有一定程度的增加, 这将减小来流弓形激波的强度, 进而减小箭体零升阻力系数。

D_j/D_b 同时受到飞行高度以及飞行马赫数的影响, 但受飞行高度的影响最为明显。在火箭动力减速过程中, D_j/D_b 将逐渐降低, 反向射流对箭体气动特性的影响也将逐渐减小。若发动机参数发生变化并导致反向射流直径降低时, 箭体气动特性受反向射流的影响亦会降低。

4 结 论

1) 反向射流会对箭体产生遮挡作用, 回流区内形成的低压、低速流动会对箭体气动特性产生明显的影响。存在反向射流时, 火箭的升阻力特性受飞行高度影响较大, 而受飞行马赫数的影响较低, 与无射流情况存在明显的差异。

2) 飞行高度相对较低时, 来流脱体激波距离箭体较近, 在有迎角来流作用下, 来流弓形激波在箭体底部附近的再附着将导致升力的额外增加, 使升力系数出现明显的非线性增长现象。

3) $H = 40$ km 及以上时, 反向射流的遮挡作用以及引射作用将大幅减小箭体底部的阻力, 阻力系数降至 0.1 以下, 甚至在部分飞行工况下产生负阻力。

4) 提出以宽度比 D_j/D_b 作为箭体气动特性变化规律的表征参数。 $D_j/D_b < 1.0$ 时, 反向射流无法对箭体形成完全的遮挡作用。其数值越小, 反向射流对箭体升阻特性的影响越小。

参 考 文 献

[1] 王辰, 王小军, 张宏剑, 等. 可重复使用运载火箭发展研究[J]. 飞航导弹, 2018(9): 18
WANG Chen, WANG Xiaojun, ZHANG Hongjian, et al. Research on the development of reusable launch vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2018(9): 18. DOI: 10.16338/j.issn.1009-1319.20180017

[2] 高朝辉, 张普卓, 刘宇, 等. 垂直返回重复使用运载火箭技术分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(2): 145
GAO Zhaohui, ZHANG Puzhuo, LIU Yu, et al. Analysis of vertical

landing technique in reusable launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2): 145. DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2016.02.002

[3] 汪小卫, 张普卓, 吴胜宝, 等. 运载火箭子级回收技术研究[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(3): 19
WANG Xiaowei, ZHANG Puzhuo, WU Shengbao, et al. Recovery technology of launch vehicle stage [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(3): 19. DOI:10.3969/j.issn.1009-8518.2016.03.003

[4] KLEVANSKI J, ECKER T, RIEHMER J, et al. Aerodynamic studies in preparation for callisto-Reusable VTVL launcher first stage demonstrator [C]//Proceedings of the 69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: International Astronautical Federation, 2018

[5] ZILKER F. Aerothermal analysis of re-usable first stage during rocket retro-propulsion [D]. Göttingen: Institute for Aerodynamics and Flow Technology, 2018

[6] RINCÓN M J. Supersonic retropropulsion CFD analysis of a reusable vertical landing rocket [D]. Aalborg: Aalborg University, 2018. DOI:10.13140/RG.2.2.31021.31203

[7] ECKER T, KARL S, DUMONT E, et al. A numerical study on the thermal loads during a supersonic rocket retro-propulsion maneuver [C]//Proceedings of the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 4878. DOI:10.2514/6.2017-4878

[8] 王泽江, 李杰, 曾学军, 等. 逆向喷流对双锥导弹外形减阻特性的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 215
WANG Zejiang, LI Jie, ZENG Xuejun, et al. Effect of opposing jet on drag reduction characteristics of double-cone missile shape [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 215. DOI: 10.7527/S1000-6893.2020.24116

[9] LEE J, LEE H J, HUH H. Drag reduction analysis of counterflow jets in a short penetration mode[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106065. DOI:10.1016/j.ast.2020.106065

[10] EGHLEMA Z, MANSOUR K, FARDEPOUR K. Heat transfer reduction using combination of spike and counterflow jet on blunt body at high Mach number flow [J]. Acta Astronautica, 2018, 143: 92. DOI:10.1016/j.actaastro.2017.11.012

[11] HUFF R G, ABDALLA K L. Mixing characteristics downstream of core region of high-temperature axisymmetric jets exhausting into transonic and supersonic streams: NASA-TM-X-151[R]. Washington: NASA, 1960

[12] MOECKEL W E. Flow separation ahead of blunt bodies at supersonic speeds: NACA-TN-2418[R]. Washington: NASA, 1951

[13] RONG Yisheng. Drag reduction research in supersonic flow with opposing jet[J]. Acta Astronautica, 2013, 91: 1. DOI:10.1016/j.actaastro.2013.04.015

[14] BERRY S A, RHODE M N, EDQUIST K T. Supersonic retropropulsion experimental results from NASA Ames 9 x 7 foot supersonic wind tunnel [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(3): 724. DOI:10.2514/1.A32650

[15] 陈坚强. 国家数值风洞(NNW)工程关键技术研究进展[J]. 中国科学(技术科学), 2021, 51(11): 1326
CHEN Jianqiang. Advances in the keytechnologies of Chinese national numerical windtunnel project [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2021, 51(11): 1326. DOI: 10.1360/SST-2020-0334

[16] SPALART P, JOU W, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [C]//Proceedings of first AFOSR international Conference on DNS/LES. Columbus: Greyden Press, 1997

[17] 陈庆民, 胡天翔, 刘沛清, 等. 鸭翼高度对动态俯仰鸭式布局升力特性的影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(7): 36
CHEN Qingmin, HU Tianxiang, LIU Peiqing, et al. Effect of canard's vertical position on dynamic lift characteristics of pitching canard configurations [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(7): 36. DOI: 10.11918/202010024

[18] PETERSON V L. Effects of simulated retrorockets on the aerodynamic characteristics of a body of revolution at mach numbers from 0.25 to 1.90: NASA-TN D-1300[R]. Washington: NASA, 1962

[19] DENG Fan, XIE Feng, QIN Ning, et al. Drag reduction investigation for hypersonic lifting-body vehicles with aerospikes and long penetration mode counterflowing jet[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 361. DOI:10.1016/j.ast.2018.01.039

[20] EGHLEMA Z, MANSOUR K. Drag reduction for the combination of spike and counterflow jet on blunt body at high Mach number flow [J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 103. DOI:10.1016/j.actaastro.2017.01.008