

# 高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述

许晨豪\* 蒋崇文\*,1) 高振勋\* 钱战森† 李椿萱\*

\*(北京航空航天大学国家计算流体力学实验室, 北京 100191)

†(中航工业空气动力研究院, 北京 100012)



许晨豪, 北京航空航天大学博士研究生. 2011 年本科毕业于北京航空航天大学航空科学与工程学院. 2014 年毕业于北京航空航天大学航空科学与工程学院, 获航空工程专业硕士学位. 2014 年至今于北京航空航天大学航空科学与工程学院攻读博士学位.

**摘要** 反作用控制系统 (reaction control system, RCS) 在高超声速飞行器上取得了较为广泛的应用, 已成为高超声速飞行器重要的控制手段之一. RCS 工作过程中喷流与来流形成了复杂的干扰流场, 使得对 RCS 的控制能力预测存在困难. 根据 RCS 在不同高超声速飞行器上的布局位置及飞行器局部外形特点将 RCS 布局方式归纳为 4 类, 包括小曲率表面喷流、大曲率表面喷流、头部喷流和翼面附近喷流. 对用于模拟各布局方式流动特征的 4 种典型模型进行了概述, 并对各典型模型喷流干扰问题的研究进展进行了总结. 最后, 对今后研究方向提出了一些建议.

**关键词** 喷流干扰, 反作用控制系统, 高超声速飞行器

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-13-376

## THE JET INTERACTION EFFECTS OF REACTION CONTROL SYSTEMS IN HYPERSONIC VEHICLES

XU Chenhao\* JIANG Chongwen\*,1) GAO Zhenxun\* QIAN Zhansen† LI Chunxuan\*

\*(National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beihang University, Beijing 100191, China)

†(Aerodynamic Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China)

**Abstract** The reaction control system (RCS) is widely used in hypersonic vehicles and is one of the most important maneuvering apparatuses. When the RCS is activated, a complicated jet interaction flow field caused by the mixture of the jet and the freestream would lead to difficulties in predicting the effectiveness of the RCS. In this paper, the layouts of the RCS are put into 4 categories based on the layout of the RCS in different hypersonic flight vehicles and the local shape characteristics, which are the jet on surfaces with small curvature, the jet on surfaces with large curvature, the jet on the nose and the jet near the wings. Four typical models are used to simulate the flow characteristics of each type of layout, and the state-of-the-art of each typical model is summarized in this paper. In the end, some suggestions for the future research are proposed.

**Key words** jet interaction, reaction control system, hypersonic vehicle

2013-09-09 收到第 1 稿, 2013-10-24 收到修改稿.

1) E-mail: cwjiang@buaa.edu.cn

## 引言

反作用控制系统 (reaction control system, RCS) 是目前许多高超声速飞行器采用的气动控制方法之一, 其典型应用实例包括: 无升力再入飞行器 (如飞船返回舱等)、升力式再入飞行器 (如航天飞机, X-37B, X-38, HTV-2 等)、高速拦截导弹 (如 PAC-3, THAAD (terminal high-altitude area defense) 等)。对再入飞行器而言, RCS 的主要作用是提供在轨机动的控制力, 以及再入过程中的一部分或整个轨道上 (对无升力再入飞行器) 的控制力<sup>[1]</sup>。而对新一代拦截导弹而言, RCS 与气动舵面复合控制可提高其接近目标时的碰撞杀伤概率和解决不同拦截高度的适应性问题<sup>[2]</sup>。因此, RCS 的设计是高超声速飞行器控制研究中的关键技术之一。

RCS 依靠喷流对飞行器进行控制, 在该过程中喷流对来流产生干扰, 形成了复杂的流动结构, 影响了飞行器的气动特性和 RCS 的控制能力<sup>[3]</sup>。而在 RCS 与气动舵面共同作用时, 喷流干扰对气动舵面的控制能力也会产生影响。因此, 对 RCS 作用下飞行器控制能力的预测涉及到对复杂流动机理的研究。此外, 影响 RCS 控制能力的因素众多, 喷流参数、来流参数、飞行器外形、喷口布局等均有一定作用。因此, 各国对 RCS 的横向喷流干扰问题进行了大量研究<sup>[4-7]</sup>, 力图掌握其中的流动机理和参数影响规律, 并能指导 RCS 的设计。

本文调研了高超声速飞行器中 RCS 的应用情况, 总结出 4 类典型的 RCS 布局方式, 包括小曲率表面喷流、大曲率表面喷流、头部喷流和翼面附近喷流。对用于模拟各布局方式流动特征的 4 种典型模型进行了概述, 包括平板喷流模型、旋成体喷流模型、钝头体喷流模型、压缩拐角喷流模型。对各典型模型喷流干扰问题的研究进展进行了总结。最后, 对高超声速飞行器反作用控制系统的喷流干扰研究现状及未来研究方向做了简要概括。

## 1 反作用控制系统的典型应用

反作用控制系统可用于全速域和全空域, 尤其是在中高空 (高度大于 30 km) 区域, 由于大气密度迅速下降导致气动舵效率降低, 需要反作用控制系统进行辅助控制<sup>[3]</sup>。以航天飞机为例, 如图 1 所示, 位于主发动机两侧的垂直 RCS 系统在动压  $q_\infty \leq 0.48 \text{ kPa}$  ( $H \geq 81 \text{ km}$ ,  $M_\infty \geq 27$ ) 时在滚转方向上工作, 在  $q_\infty \leq 1.9 \text{ kPa}$  ( $H \geq 69 \text{ km}$ ,  $M_\infty \geq 22$ )

时在俯仰方向上工作。偏航 RCS 喷流一直工作到  $M_\infty > 1$ 。机身襟翼和升降副翼在  $q_\infty \geq 0.1 \text{ kPa}$  ( $H \leq 90 \text{ km}$ ,  $M_\infty \leq 27$ ) 时开始工作。方向舵仅在马赫数  $M_\infty \leq 5$  时才起作用<sup>[1]</sup>。

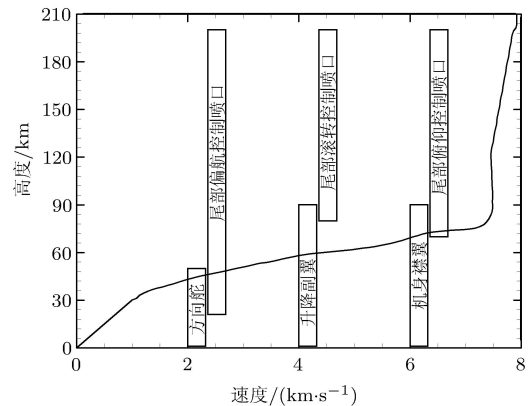


图 1 航天飞机再入剖面及 RCS 与气动舵任务剖面<sup>[1]</sup>

RCS 在飞行器上的布置位置多样, 航天飞机, X-37B 等 (图 2) 的 RCS 喷口位于机体头部和尾部, 而类似 PAC-3 (图 3) 的拦截导弹则在弹身中部布置有 RCS 喷口。总结已有反作用控制系统在飞行器上的布局位置和局部外形特点, RCS 的布局方式大致可

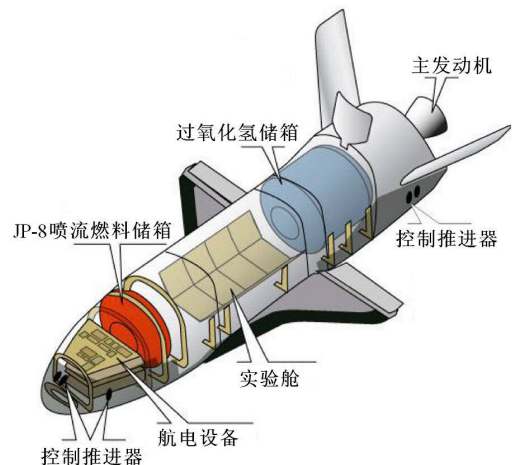


图 2 X-37B 系统图示



图 3 PAC-3 拦截导弹上的 RCS 喷口

分为 4 类; 同时, 分析不同布局方式的局部流场特点, 4 类布局的喷流问题分别类似于以下 4 类典型模型的喷流干扰问题。

### 1.1 模拟小曲率表面喷流的平板喷流模型

小曲率表面多见于飞行器底部或安定面, 图 4 为日本 HYFLEX (hypersonic flight experiment) 试验飞行器<sup>[8]</sup>, 在飞行器的两个垂直安定面上使用了控制偏航的 RCS。

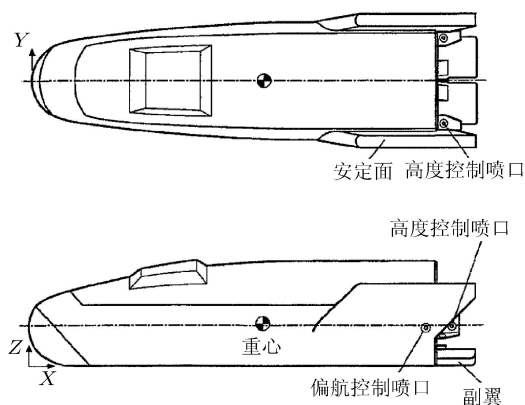


图 4 日本 HYFLEX 试验飞行器<sup>[8]</sup>

当喷流所在物面曲率较小时, 喷口直径与飞行器当地直径比值较小, 可采用当地化平板假设, 将该喷流近似看成平板喷流干扰问题<sup>[9]</sup>。

### 1.2 模拟大曲率表面喷流的旋成体喷流模型

该类布局以导弹为代表 (图 3), 其流动特点是物面曲率造成干扰流动的缠绕效应<sup>[3]</sup>, 因此当其他飞行器在曲率较大的表面布置 RCS 喷口时 (图 5 的喷口 2), 局部的喷流干扰也可近似看成旋成体喷流问题。

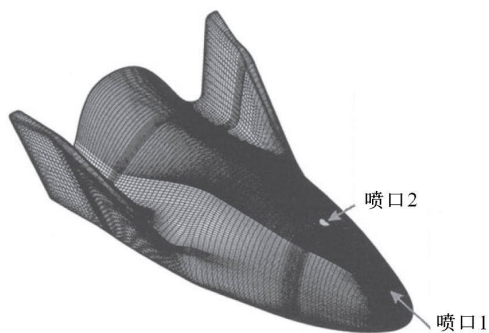


图 5 X-38 的 RCS 喷口位置及表面网格图示<sup>[10]</sup>

### 1.3 模拟头部喷流的钝头体喷流模型

在飞行器头部布置反作用控制系统的飞行器有

航天飞机, X-37B 等, 这类飞行器头部钝化半径较大, 因此 RCS 的喷流干扰可近似看成钝头体喷流干扰问题。此外, 类似“神舟”飞船返回舱的无升力飞行器再入返回喷流问题也可看作钝头体喷流干扰问题。

### 1.4 模拟翼面附近喷流的压缩拐角喷流模型

升力式再入飞行器多采用体襟翼、方向舵等气动舵面来进行中低空气动力控制, 在一些飞行姿态下翼面附近的流动类似于压缩拐角流动, 因此布置于翼面附近 RCS 产生的喷流干扰问题可采用压缩拐角喷流模型进行模拟。另外, 再入飞行器未来可能采用 RCS/气动舵复合控制技术, 其中的喷流干扰问题也可采用此模型进行模拟<sup>[11]</sup>。

通过上述分类可见, 虽然飞行器形状各异, 反作用控制系统的布局方式也不尽相同, 但均可根据布局位置的外形特点以典型模型来近似代表其作用特点, 这有利于对喷流干扰规律进行研究, 避免了复杂外形的影响。

## 2 平板喷流干扰研究进展

平板喷流模型可用于模拟飞行器小曲率表面的喷流干扰问题, 该模型是研究最多的喷流干扰问题, 超过半数的研究涉及到这类问题<sup>[3]</sup>。平板喷流模型常用于对喷流结构和机理方面的研究, 在此基础上对平板喷流干扰的总体力学特性也开展了一些规律性研究。

### 2.1 平板喷流干扰的典型流动结构

图 6 为 Champigny 等<sup>[12]</sup>给出的超声速来流中欠膨胀喷流干扰的典型流场结构模型。当喷流欠膨胀度很高时, 流场结构会发生显著变化<sup>[13]</sup>。

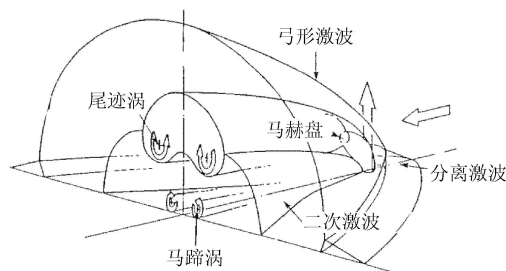


图 6 平板喷流流动结构模型<sup>[12]</sup>

从图 6 中看到, 流场上游弓形激波产生的分离区与边界层发生干扰, 产生了  $\lambda$  激波或分离激波; 射流喷出后首先发生膨胀, 随后在干扰和周围激波

的作用下向下游偏转,形成了桶形激波;桶形激波终止于一层马赫盘,并产生了向下游移动的尾涡;在喷流后方还形成了二次激波和马蹄涡<sup>[14]</sup>。

## 2.2 平板喷流干扰的力学特性

通常在 RCS 研究中更为关注喷流产生的力和力矩大小. 实验表明,分离引起物面压力分布改变,上游压力增高,接近一常数,呈现平台状,即平台压力或称作第一峰值压力;接近喷口时出现第二峰值压力;喷口下游压力下降,低于无干扰时的压力并在再附羽流处达到另一峰值<sup>[9]</sup>. 图 7 为 Dowdy 等<sup>[15]</sup>测得的喷口中心线压力分布,其中  $x = 0$  为喷口位置,  $P_\infty$  代表未受扰表面静压,从图中可清楚地看到喷口上游的两个峰值压力以及喷口下游压力的峰值及恢复.

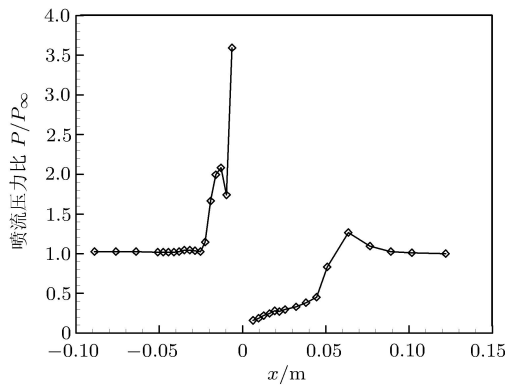


图 7 喷口中心线压力分布<sup>[15]</sup>

为表征喷流干扰的总体力学效果,工程上常采用力和力矩放大因子,其定义为控制系统总气动力与发动机真空推力的比值. 力放大因子可表示为

$$K_F = (C_{F_{j \neq 0}} - C_{F_{j=0}}) / C_T \quad (1)$$

力矩放大因子可表示为

$$K_M = (C_{M_{j \neq 0}} - C_{M_{j=0}}) / C_T l \quad (2)$$

式中,  $C_{F_{j \neq 0}}$ ,  $C_{M_{j \neq 0}}$  分别代表有喷流时的气动力和力矩系数;  $C_{F_{j=0}}$ ,  $C_{M_{j=0}}$  分别代表无喷流时的气动力和力矩系数;  $C_T$  为发动机推力系数;  $l$  为喷口到质心的无量纲距离<sup>[3]</sup>. 放大因子大于 1 表示喷流产生了有利干扰,增强了控制能力;反之,则表示喷流干扰对控制带来了不利影响. 因此,对放大因子随流动参数变化规律的研究是掌握 RCS 控制能力的关键问题.

## 2.3 平板喷流干扰的影响因素

影响平板喷流干扰流场结构和力学特性的参数众多,包括来流马赫数、喷流压力比、喷流角度、喷口形状、喷口布局方式等.

Rizzetta<sup>[16]</sup>对二维平板狭缝喷流进行了数值模拟研究,结果表明在喷流压力比相同时,狭缝宽度越大,喷流干扰流场的分离区越长.

Dickmann 等<sup>[14]</sup>对来流马赫数的研究表明,来流马赫数增大导致喷口上游峰值压力增大,但高压区范围减小;下游峰值压力和低压区范围均减小;力和力矩放大因子均随来流马赫数增大而增大.

Erdem 等<sup>[17]</sup>对喷流压力比的研究表明,喷流压力比增大时,喷口上游压力平台长度增加,峰值压力增大;喷口下游峰值压力位置向下游移动,峰值压力增大.

Bowersox 等<sup>[18]</sup>对菱形和圆形喷口的对比研究表明,在喷口面积和其他参数相同时,圆形喷口上游的压力峰值大于菱形喷口压力峰值,喷口下游压力分布则几乎没有差别.

Beresh 等<sup>[19]</sup>比较了不同喷流角度对平板横向喷流中涡结构的影响,结果表明喷流方向与平板夹角越小,靠近壁面的涡强度越大,与喷口的横向距离也越大. Bowersox 等<sup>[18]</sup>的研究则表明,喷口为菱形时,喷流方向越靠近平板,喷口前的峰值压力越小.

喷口布局方式指多喷口时的喷口布置方式, Viti 等<sup>[20]</sup>研究了一个主喷口位于最前方,后方两侧斜向布置 5 组副喷口的布局方式,结果表明该布局降低了喷流产生的低头力矩,同时法向力有少量增大.

平板喷流干扰构型简单,且具有典型的流场结构,因而得到了广泛的研究. 在总结大量实验结果的基础上,人们试图建立一些经验关系式<sup>[21]</sup>和工程估算方法<sup>[9]</sup>,以总结和评估喷流干扰的作用效果. 然而,目前的工程估算方法仅考虑基本来流及喷流参数的影响,对喷口形状或布局等因素的影响尚未充分考虑. 因此,在继续进行机理和影响因素研究的基础上,仍需进行工程估算模型的研究,建立考虑更多因素的干扰模型,为喷流干扰效果的快速评估提供方法.

## 3 旋成体喷流干扰研究进展

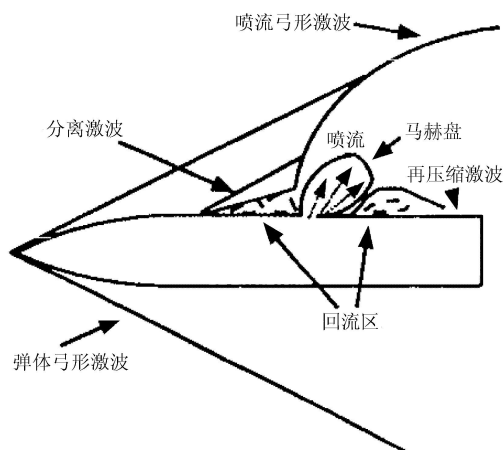
旋成体喷流干扰的典型应用之一是导弹表面的喷流干扰问题. 另外,飞行器大曲率表面的喷流干扰也可近似看成旋成体喷流干扰问题,当表面曲率较

大时会发生类似旋成体喷流中的缠绕效应<sup>[3]</sup>. 因此对旋成体喷流干扰的研究有较为直接的工程应用背景.

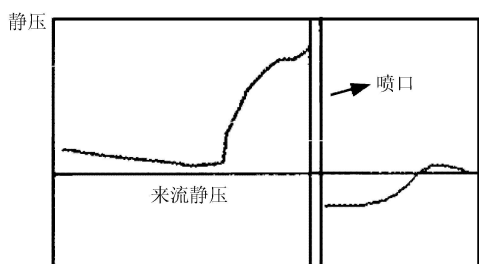
### 3.1 无尾翼旋成体喷流的典型干扰流场

旋成体喷流干扰研究模型可分为不带尾翼的“光弹”模型及带尾翼模型两种. 图 8 显示了无尾翼旋成体喷流的典型流场结构和喷口中心线上的压力分布<sup>[22]</sup>, 图 9(a) 为 Gnemmi 等<sup>[23]</sup> 得到的喷口附近的纹影照片.

旋成体喷流在纵向对称面内沿喷口所在子午线上的流场特征与平板喷流流场相似<sup>[3]</sup>. 从图 8(a) 中可见, 旋成体头部形成了一道弓形激波; 喷流对来流产生阻碍作用, 形成喷口上游一楔形分离区, 并产生分离激波<sup>[22]</sup>; 在喷口下游喷流首先强烈膨胀, 然后压缩扰动, 在物体后部可能形成弱的再压缩激波<sup>[24]</sup>. 图 8(b) 所示喷口中心线上的压力分布也有与平板喷口中心线压力分布相似的特征.



(a) 旋成体喷流典型流场结构

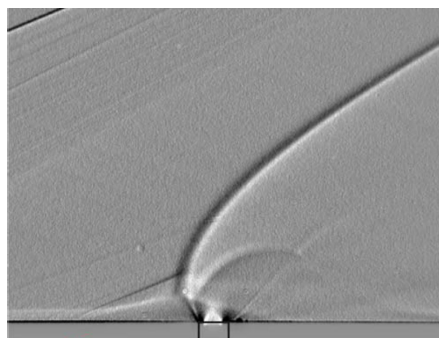


(b) 旋成体喷流喷口中心线典型压力分布

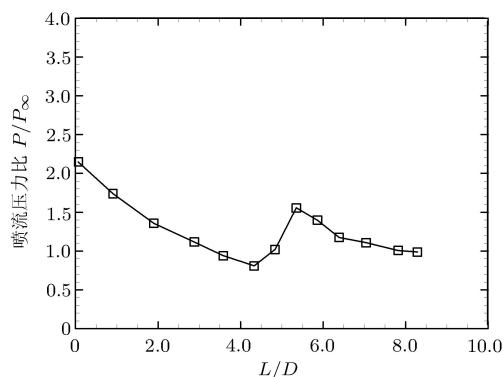
图 8 旋成体喷流典型流场结构和压力分布<sup>[22]</sup>

然而, 由于旋成体表面曲率较大, 喷流干扰流场的空间特征与平板喷流干扰流场有所不同, 主要表

现为曲率带来的流场缠绕效应. 图 9(b) 为喷口背面的压力分布情况<sup>[24]</sup>, 喷口位于  $L = 4.5D$  处. 可以看到, 压力在靠近喷口下游位置有一提升, 这是由于喷口上游形成的激波沿弹体横向运动, 在弹体下表面形成高压区域, 这就是所谓缠绕效应. 缠绕效应使喷口下游弹体下表面压力增大, 而上表面则处于低压区, 进而形成了一个与喷流推力相反的力, 对喷流放大因子不利<sup>[24]</sup>.



(a) 旋成体喷口附近流场纹影图<sup>[23]</sup>



(b) 喷口背面压力分布<sup>[24]</sup>

图 9 旋成体喷口附近流场纹影图和喷口背面压力分布

### 3.2 无尾翼旋成体喷流干扰的影响因素

无尾翼旋成体喷流干扰流场与平板喷流干扰流场具有相似性, 来流马赫数<sup>[25]</sup>、喷流压力比<sup>[23]</sup>等参数对喷流干扰力和力矩放大因子的影响规律也与平板喷流时相似. 但与平板喷流相比, 旋成体喷流还受来流攻角、旋成体外形等因素影响, 喷流干扰问题更加复杂.

Brandeis 等<sup>[22]</sup> 实验研究了攻角对喷流干扰流场特性的影响, 结果表明在来流马赫数为 8 时,  $0^\circ$  攻角附近力放大因子最小; 负攻角时力放大因子随攻角增大缓慢增大, 正攻角时放大因子显著增大, 但在  $6^\circ$  攻角之后基本保持不变.

Graham 等<sup>[25-26]</sup>比较了喷流质量流量、来流马赫数以及不同旋成体外形对喷流干扰法向力分布的影响,结果表明:在研究条件下,喷流质量流量增大再压缩激波后移,进而使喷流干扰力有小幅增大;研究条件下来流马赫数较低时喷流干扰的影响更为明显,最多可使喷流作用力降低 20%;在头部长度相同时,尖头和钝头对法向力分布影响很小;头部形式相同时,长度增加后头部斜率减小,使得回流区有向上游扩展的趋势,进而使法向力较大的区域有所增大。

Srivastava<sup>[27]</sup>研究了迎风面和背风面喷流、喷流角度和喷流压力比对旋成体横向喷流力放大因子的影响。结果表明:迎风面喷流时力放大因子低于背风面喷流时的大小;当喷流方向与旋成体轴线夹角小于  $90^\circ$  且指向旋成体头部方向时,喷流干扰引起的高压区有所增大,有利于提高法向干扰力,但倾斜的角度同时减小了喷流反作用力在法向的分量,综合结果并不能显著提高力放大因子;喷流压力比增大会提高力放大因子,但在大喷流压力比时倾斜角度喷流造成的法向力损失也更为明显。

Finseth 等<sup>[28]</sup>对喷口布局的影响进行了实验研究,喷口分别位于弹身中央及尾部,结果表明尾部喷流作用受到了中央喷流干扰流场的影响,多喷口共同作用对力矩的影响大于对力的影响。

### 3.3 尾翼对旋成体喷流干扰的影响

对有尾翼的旋成体,尾翼也会受到喷流干扰的影响,使旋成体气动特性发生变化。同时,不同的尾翼形式对喷流干扰流场也会产生不同的影响。

Graham 等<sup>[29]</sup>对 3 种形式的旋成体喷流干扰进行了研究,结果表明普通尾翼在大攻角条件下受喷流干扰的影响很小,在负攻角时则受明显影响;条形翼使高压区和低压区的作用范围增大均得到增大,但总体上仍提高了喷流的作用力。Brandeis 等<sup>[30]</sup>比较了 5 种不同形式的翼身组合体与无尾翼旋成体在喷流干扰下的气动特性,结果表明翼身组合体的力放大因子均大于不带翼的旋成体;在超声速来流条件下机翼靠近喷口时产生的力放大因子最大,在高超声速来流条件下条形翼产生了最大的力放大因子。

### 3.4 旋成体喷流干扰研究现状分析

上述研究着重于对旋成体喷流干扰的机理和规律的探索,对实验和数值模拟条件与真实状况的差

异并未加以考虑。Takanashi 等<sup>[31]</sup>和 Kikumoto 等<sup>[32]</sup>对导弹的喷流干扰进行了风洞实验、数值模拟和实弹自由飞试验,结果表明喷流的真实气体效应、发动机脉冲的非定常效应等对导弹气动特性造成了很大影响。另外,跨大气层飞行器等在高空飞行时,稀薄气体效应<sup>[33]</sup>对喷流干扰的力学特性也会产生影响。因此,为更准确地预测 RCS 在真实飞行环境中的控制能力,应对上述因素开展更深入的研究。

然而,众多影响因素对实验和数值模拟方法带来了困难。对实验方法而言,复杂的影响因素导致实验时相似准则选取的困难,目前仅得到少数相似准则<sup>[3]</sup>;对数值模拟方法而言,复杂的效应导致描述流动的模型十分复杂,对模拟的准确性及计算的效率提出了挑战<sup>[34]</sup>。因此,在实验和数值模拟方法上仍有许多问题有待解决。

## 4 钝头体喷流干扰研究进展

航天飞机, X-37B 等再入飞行器头部均为半径较大的钝头体,且布置有 RCS 喷口。钝头体喷流不仅可用于飞行器气动控制,也可用于飞行器减阻及防热,因此对钝头体喷流干扰的研究具有较高的工程应用价值。

### 4.1 钝头体横向喷流研究进展

图 10 为  $0^\circ$  攻角时钝头体横向喷流的纹影照片<sup>[35]</sup>,可以看到图中的流场特征与旋成体喷流十分相似。

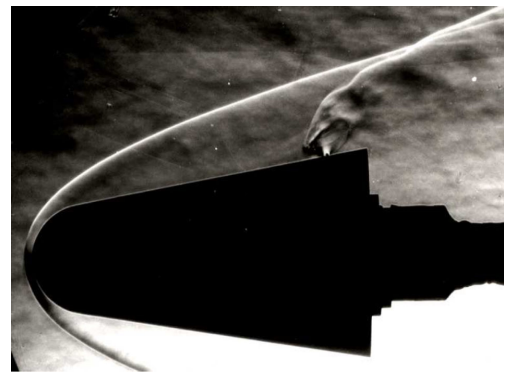


图 10 钝头体横向喷流纹影图<sup>[35]</sup>

Ibrahim 等<sup>[36]</sup>比较了钝头体横向喷流的实验和数值模拟结果,在验证数值模拟结果的准确性后,计算了不同攻角下的钝头体横向喷流流场,认为在较小攻角时喷流上游分离涡和马蹄涡使喷流下游压

力降低, 但攻角较大时涡对表面压力分布的影响则很小. 此外, 定量研究表明在研究条件下喷流干扰提高了 35%~45% 的喷流反作用力.

在参数研究方面, Nakamura 等 [35] 比较了  $0^\circ \sim 40^\circ$  攻角的喷流干扰力放大因子, 结果表明各攻角下力放大因子均大于 1, 在  $20^\circ$  攻角时达到最大值.

此外, Haidinger 等 [37] 对一返回舱外形的 RCS 喷流流场进行了数值模拟研究, 计算的 RCS 喷口位于返回舱背风面. 结果表明喷流干扰增大了亚声速尾迹区域, 消除了迎风面角点处的激波, 从角点向后表面压力几乎不变, 在喷口附近有一高压区. 力统计结果表明喷流干扰显著增大了喷流作用力.

当前对钝头体横向喷流的研究较少, 对影响因素的影响规律掌握尚不充分, 有待于进一步研究. 另外, 类似于航天飞机, X-37B 头部的横向喷流与研究采用的模型存在较大差异, 因此还需开展对真实飞行器的喷流干扰研究, 以较准确地掌握飞行器头部 RCS 的控制特性.

#### 4.2 钝头体逆向喷流研究进展

逆向喷流可用于钝头体减阻及降热 [38]. 另外, 逆向喷流还可直接用于产生反推力, 如“探路者”火星车在着陆前使用固体火箭进行气动减速 [39]. 逆向喷流的典型流场如图 11 所示 [40]. 可以看到, 在逆向喷流流场中也存在马赫盘、回流区、再压缩激波等流动结构. 但逆向喷流使钝头体头部弓形激波脱离表面, 降低了头部压力和温度以及表面摩擦阻力, 改善了头部高阻力、高热量的情况 [41].

在减阻效果的研究上, Venukumar 等 [40] 比较

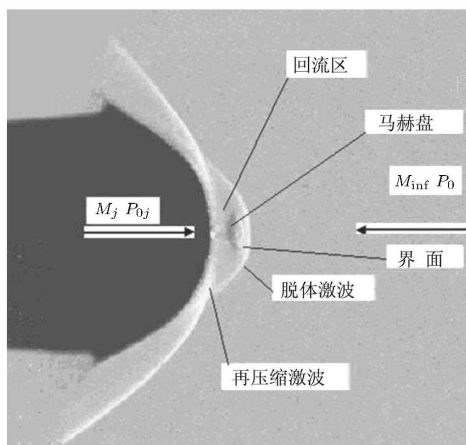


图 11 钝头体逆向喷流流场结构 [40]

了马赫数 8、攻角为  $0^\circ$  时不同喷流压力比条件下的钝头体阻力, 结果表明喷流压力比越大, 减阻效果越好. Meyer 等 [42] 分析了喷流马赫数及喷口与头部直径之比对减阻效果的影响, 结果表明在直径之比固定时, 存在一最佳喷流马赫数; 当喷流马赫数过小时, 头部激波不能有效地被推离壁面, 当喷流马赫数过大时, 喷流本身的推力增大了钝头体阻力.

在隔热效果的研究上, Meyer 等 [42] 的研究表明降低喷流马赫数以及喷口与头部的直径之比有利于减小头部热流率. Daso 等 [43] 对“阿波罗”返回舱的缩比模型进行了实验研究, 结果表明增大喷流质量流量有利于降低头部热通量.

对跨大气层飞行器而言, 降热比减阻更加重要, 但目前在钝头体逆向喷流的降热效果研究中考虑的影响因素较少, 有必要在该方面进行更细致的研究.

#### 5 压缩拐角喷流干扰研究进展

再入飞行器上的体襟翼等气动舵面附近的流动类似于压缩拐角流动, 而像 X-37B 等飞行器在气动舵面附近也布置了 RCS, 因此研究压缩拐角喷流干扰问题具有一定的实际意义.

图 12 为压缩拐角喷流干扰流场纹影图 [44]. 压缩拐角喷流干扰流场与平板喷流干扰流场相似, 但表面压力分布测试的结果表明, 由于压缩拐角的存在, 喷口下游低压区的扩展得到了抑制 [44].

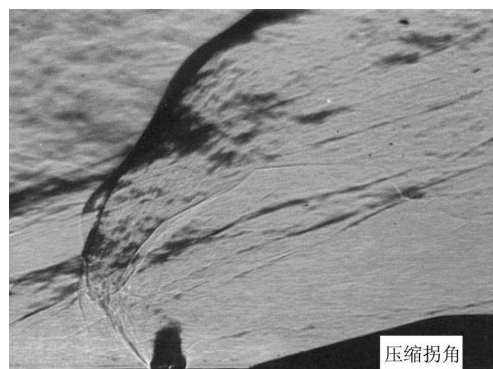


图 12 压缩拐角喷流干扰纹影图 [44]

Byun 等 [44] 对比了平板喷流与压缩拐角喷流产生的力和力矩, 结果表明在研究条件下压缩拐角的存在对力的影响不大, 但明显减小了低头力矩.

Viti 等 [45] 数值模拟了有喷和无喷时的压缩拐角流动问题, 结果表明喷流对轴向力系数影响不大, 对法向力系数和力矩系数有明显影响.

Zhen 等<sup>[46]</sup>对超声速层流流场中压缩拐角横向喷流干扰进行了较为详细的数值模拟研究,计算了不同喷口位置、喷流角度、喷流温度和自由来流马赫数下的法向力相对增量及喷流放大因子,结果表明当喷口与拐角距离大于5倍喷口直径时,随两者距离减小,法向力相对增量及喷流放大因子均增大;喷流角度的变化导致分离区范围、平台压力和喷口周围峰值压力的变化;在研究选择的模型和喷流温度范围内,喷流温度的变化对压力分布的影响较小,但降低喷流温度可能有利于提高控制效率;当喷流压力比一定时,来流马赫数增大对法向力影响很小,但喷流放大因子显著增大。

压缩拐角喷流可用于模拟飞行器翼面附近的喷流干扰问题,也可用于模拟RCS/气动舵复合控制中喷流干扰问题。然而,对压缩拐角喷流中各参数的影响规律以及真实飞行器上RCS的控制效果还需进一步研究。另外,在来流与方向舵夹角较小时,类似于X-37B尾部RCS喷口的喷流干扰问题与压缩拐角喷流干扰有所不同,需对其另外开展研究。

## 6 未来研究方向建议

喷流干扰问题是高度非线性的复杂流动问题,尽管已有大量研究工作,仍有一些问题尚未解决。基于上述对4类模型喷流干扰研究现状的分析和总结,未来还需进一步开展以下研究工作,包括:

(1) 钝头体横向喷流及压缩拐角喷流干扰研究。钝头体横向喷流可用于模拟再入飞行器头部RCS的喷流干扰问题,而压缩拐角喷流则可对翼面附近RCS喷流及RCS/气动舵复合控制技术中的喷流干扰问题进行模拟。但目前对以上两类模型的研究并不充分,对各参数的影响规律尚未完全掌握,因此需要开展进一步研究。

(2) 喷流非定常特性的影响研究。喷流的干扰作用伴随着非定常特性,发动机开启和关闭时飞行器的气动特性与稳态喷流时呈现显著差异,因此有必要对喷流非定常特性的影响进行研究。

(3) 真实气体效应的影响研究。喷流是由固体或液体火箭发动机产生的,在喷出过程中喷流工质处于化学非平衡状态。已有研究也表明了冷、热喷流对干扰流场的影响差异。因此为提高模拟的真实性,喷流的真实气体效应有必要加以考虑。

(4) 稀薄气体效应的影响研究。对跨大气层飞行器而言,反作用控制系统在高空区域就须启动,此时

周围大气密度极低,稀薄气体效应对飞行器气动特性及反作用控制特性有一定影响。目前考虑稀薄气体效应的喷流干扰研究尚不多见,有待于进一步研究。

另外,在实验和数值模拟方法上,也有一些问题有待解决,包括:

(1) 相似准则的选取。由于喷流干扰涉及的参数众多,而地面风洞实验受设备能力限制难以保证所有参数的相似性,因此相似准则的选取是保证实验结果可靠性的关键因素之一。

(2) 计算模型和方法。喷流干扰问题可能涉及层流、湍流、转捩流及相互间的干扰,若考虑各种真实条件则还有多相流、非平衡流、稀薄流等流动,针对不同类型的流动需采用不同的计算模型。其次,流动中的复杂波系和涡系结构需高精度数值格式进行分辨。最后,真实飞行器与喷流特征尺度的差异导致需要对计算网格进行合理划分,以兼顾计算效率与准确性。

在考虑上述影响因素和改进研究方法的基础上,还需进一步开展真实飞行器外形RCS的喷流干扰研究和RCS工程估算方法研究,掌握RCS的控制规律,为今后RCS的设计提供理论和技术指导。

## 7 结束语

反作用控制系统因其适用范围广、控制响应快等特点在高超声速飞行器中得到了较为广泛的应用,但目前对其中的机理和规律的掌握还不充分。本文对当前反作用控制系统的喷流干扰研究成果进行了总结,将RCS布局方式分为4类,并对用于模拟各布局方式流动特征的4种典型模型进行了概述。总结了各典型模型的研究进展,对高超声速飞行器反作用控制系统的喷流干扰研究现状做了简要概括,并对未来研究方向提出了一些建议。

相信通过研究人员的不断努力,喷流干扰的机理和规律将得到进一步认识和掌握,并为设计控制效果更好的反作用控制系统提供理论依据和技术支持。

## 参考文献

- 1 Hirsechel EH, Weiland C. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2009
- 2 周松柏. 超声速内外流干扰的数值方法研究及其实验验证与应用. [博士学位论文]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009 (Zhou Songbai. Research on numerical method, experimental verifica-



- tion and application in simulating jet interaction in supersonic external flow. [PhD Thesis]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2009 (in Chinese)
- 3 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展. 力学进展, 2009, 39(6): 740-755 (Li Suxun. Progress in aerodynamics of combination control for vehicles at high speed. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 740-755 (in Chinese))
  - 4 Rausch JR, Roberts BB. Reaction control system aerodynamic interaction effects on space shuttle orbiter. *Journal of Spacecraft*, 1975, 12(11): 660-666
  - 5 Kanipe DB. Plume/flowfield jet interaction effects on the Space Shuttle Orbiter during entry. *Journal of Spacecraft*, 1983, 20(4): 351-355
  - 6 Chamberlain R, McClure D, Dang A. CFD analysis of lateral jet interaction phenomena for the THAAD interceptor. AIAA Paper 00-0963, 2000
  - 7 Dyakonov AA, Schoenenberger M, Scallion WI, et al. Aerodynamic interference due to MSL reaction control system. AIAA Paper 2009-3915, 2009
  - 8 Watanabe S, Takaki R, Yamamoto Y. RCS gas-jet interaction in the hypersonic flight experiment, HYFLEX. AIAA Paper 97-0524, 1997
  - 9 唐伟, 张勇, 李为吉等. 侧向喷流干扰工程估算模型研究. 流体力学实验与测量, 2003, 17(3): 88-92 (Tang Wei, Zhang Yong, Li Weiji, et al. A study for engineering prediction model of jet disturbance. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2003, 17(3): 88-92 (in Chinese))
  - 10 Zeiss W, Behr R. Vortical type flow with respect to jet-external airflow interaction. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2004, 87: 188-195
  - 11 甄华萍. 高超声速飞行器气动舵/反作用控制系统复合气动控制研究. [博士学位]. 北京: 北京航空航天大学, 2013 (Zhen Huaping. Numerical investigation on combined control techniques of aerodynamic surfaces and reaction control system for hypersonic vehicles. [PhD Thesis]. Beijing: Beihang University, 2013 (in Chinese))
  - 12 Champigny P, Lacau RG. Lateral jet control for tactical missiles. *Special Course On Missile Aerodynamics*, AGARD-R-804, No.3, 1994
  - 13 Seivwright DL, Shreeve RP. Flat plate in a highly-underexpanded sonic jet. AIAA Paper 97-0066, 1997
  - 14 Dickmann DA, Lu FK. Jet in supersonic crossflow on a flat plate. AIAA Paper 2006-3451, 2006
  - 15 Dowdy MW, Newton JF. Investigation of liquid and gaseous secondary injection phenomena on a flat plate with  $M = 2.01$  to  $M = 4.54$ . JPL-TR-32-542, 1963
  - 16 Rizzetta DP. Numerical simulation of slot injection into a turbulent supersonic stream. *AIAA Journal*, 1992, 30(10): 2434-2439
  - 17 Erdem E, Kontis K. Numerical and experimental investigation of transverse injection flows. *Shock Waves*, 2010, 20(2): 103-118
  - 18 Bowersox RDW, Fan HG, Lee DN. Sonic injection into a Mach 5.0 freestream through diamond orifices. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(2): 280-287
  - 19 Beresh SJ, Henfling JF, Erven RJ, et al. Vortex structure produced by a laterally inclined supersonic jet in transonic crossflow. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(2): 353-363
  - 20 Viti V, Wallis S, Schetz JA. Jet interaction with a primary jet and an array of smaller jets. *AIAA Journal*, 2004, 42(7): 1358-1368
  - 21 Spaid FW, Cassel LA. Aerodynamic interference induced by reaction controls. AGARD AG-173, 1973
  - 22 Brandeis J, Gill J. Experimental investigation of side jet steering for missiles at supersonic and hypersonic speeds. AIAA Paper 95-0316, 1995
  - 23 Gnemmi P, Schäfer Hans-J. Experimental and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body. AIAA Paper 2005-52, 2005
  - 24 吴晓军, 邓有奇, 周乃春等. 尖拱弹身横向喷流数值模拟. 空气动力学学报, 2003, 21(4): 464-469 (Wu Xiaojun, Deng Youqi, Zhou Naichun, et al. Numerical simulation of supersonic lateral jet interactions for an axisymmetric body in supersonic flow. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2003, 21(4): 464-469 (in Chinese))
  - 25 Graham MJ, Weinacht P. Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 675-683
  - 26 Graham MJ, Weinacht P. Numerical simulation of lateral control jets. AIAA Paper 99-0510, 1999
  - 27 Srivastava B. Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(5): 584-592
  - 28 Finseth JL, Hopkins DF, Harvey DW. Multiple jet effects in jet interaction: flowfield phenomena and evaluation methodology. AIAA Paper 88-3272, 1988
  - 29 Graham MJ, Weinacht P, Brandeis J. Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(3): 376-383
  - 30 Brandeis J, Gill J. Experimental investigation of super and hypersonic jet interaction on missile configurations. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3): 296-302
  - 31 Takanashi S, Sentoh E, Yoshida A, et al. Sidejet aerodynamics interaction effect of the missile, part1—estimation of missile sidejet interaction force by modeling in pressure field. AIAA Paper 98-4273, 1998
  - 32 Kikumoto K, Sentoh E, Takanashi S, et al. Sidejet aerodynamics interaction effect of the missile, part3—flight test results. AIAA Paper 98-4273, 1998
  - 33 Gimelshein SF, Alexeenko AA, Levin DA. Modeling of the interaction of a side jet with a rarefied atmosphere. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(2): 168-176
  - 34 唐志共, 杨彦广, 刘君等. 横向喷流干扰/控制研究进展. 实验流体力学, 2010, 24(4): 1-6 (Tang Zhigong, Yang Yanguang, Liu Jun, et al. The investigation and expectation on lateral jet interaction/control. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(4): 1-6 (in Chinese))

## 参考文献

- 1 张金川, 金之韵, 袁明生. 页岩气成藏机理和分布. 天然气工业, 2004, 24(7): 15-18 (Zhang Jinchuan, Jin Zhiyun, Yuan Mingsheng. Reservoiring mechanism of shale gas and its distribution. *Natural Gas Industry*, 2004, 24(7): 15-18 (in Chinese))
- 2 蒋裕强, 董大忠, 漆麟等. 页岩气储层的基本特征及其评价. 天然气工业, 2010, 30(10): 1-6 (Jiang Yuqiang, Dong Dazhong, Qi Lin, et al. Basic features and evaluation of shale gas reservoirs. *Natural Gas Industry*, 2010, 30(10): 1-6 (in Chinese))
- 3 Martini AM, Walter LM, Ku TCW, et al. Microbial production and modification of gases in sedimentary basins: A geochemical case study from a Devonian shale gas play, Michigan basin. *AAPG Bulletin*, 2003, 87(8): 1355-1375
- 4 邹才能, 董大忠, 王社教等. 中国页岩气形成机理、地质特征及资源潜力. 石油勘探与开发, 2010, 37(6): 641-652 (Zou Caineng, Dong Dazhong, Wang Shejiao, et al. Geological characteristics, formation mechanism and resource potential of shale gas in China. *Petroleum Exploration and Development*, 2010, 37(6): 641-652 (in Chinese))
- 5 蒲泊伶, 包书景, 王毅等. 页岩气成藏条件分析. 石油地质与工程, 2008, 22(3): 33-35 (Pu Boling, Bao Shujing, Wang Yi, et al. Analysis of the reservoir-forming conditions of shale gas. *Petroleum Geology and Engineering*, 2008, 22(3): 33-35 (in Chinese))
- 6 张金川, 聂海宽, 徐波等. 四川盆地页岩气成藏地质条件. 天然气工业, 2008, 28(2): 151-156
- 7 张雪芬, 陆现彩, 张林晔等. 页岩气的赋存形式研究及其石油地质意义. 地球科学进展, 2010, 25(6): 597-600
- 8 邓佳, 朱维耀, 刘锦霞等. 考虑应力敏感性的页岩气产能预测模型. 天然气地球科学, 2013, 24(3): 456-460
- 9 邓英尔, 谢和平, 黄润秋等. 低渗透微尺度孔隙气体渗流规律. 力学与实践, 2005, 27(2): 33-35
- 10 Ziarani S Ali, Aguilera Roberto. Knudsen's permeability correction for tight porous media. *Transp Porous Med*, 2012, 91(1): 239-260
- 11 Karniadakis GE, Beskok A. *Microflows: Fundamentals and Simulation*. Berlin: Springer, 2001
- 12 Beskok A, Karniadakis GE. A model for flows in channels, pipes, and ducts at micro and nano scales. *Journal of Microscale Thermophysical Engineering*, 1999, 3: 43-77
- 13 Beskok A, Karniadakis G. Rarefaction and compressibility effects in gas microflows. *J Fluids Engineering*, 1996, 118(3): 448-456
- 14 Javadpour F, Fisher D, Unsworth M. Nanoscale gas flow in shale gas ediments. *Journal of Canadian Petroleum Technology*, 2007, 46(10): 55-61
- 15 汪永利, 蒋廷学, 曾斌. 气井压裂后稳态产能的计算. 石油学报, 2003, 24(4): 65-68

(责任编辑: 胡漫)

(上接第 155 页)

- 35 Nakamura T, Kaneko M, Men'Shov I, et al. Numerical simulation on aerodynamic interaction between a side jet and flow around a blunt body in hypersonic flow. AIAA Paper 2003-1135, 2003
- 36 Ibrahim MK, Nakamura T, Kitamura K, et al. The role of vortices in side jet/blunt body interaction at hypersonic speed. *Trans JSASS Space Tech*, 2009, 9: 1-10
- 37 Haidinger FA, Weiland C. Jet/airflow interaction study on a non-winged reentry vehicle at supersonic speed. AIAA Paper 97-0409, 1997
- 38 韩桂来, 姜宗林. 支杆-钝头体带攻角流场和“军刺”挡板作用研究. 力学学报, 2011, 43(5): 795-802 (Han Guilai, Jiang Zonglin. Investigations on spiked body flying with angle of attack and mechanisms of action by bayonet shaped plates. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(5): 795-802 (in Chinese))
- 39 Golombek MP, Anderson RC, Barnes JR, et al. Overview of the Mars pathfinder mission: launch through landing, surface operations, data sets, and science results. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 1999, 104(E4): 8523-8553
- 40 Venukumar B, Jagadeesh G, Reddy KP. Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow. *Physics of Fluids*, 2006, 18(11): 118104
- 41 王兴, 裴曦, 陈志敏等. 超声速逆向喷流的减阻与降热. 推进技术, 2010, 31(3):261-264 (Wang Xing, Pei Xi, Chen Zhimin, et al. Supersonic with counter-flowing jets on drag and heat-transfer reduction. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(3): 261-264 (in Chinese))
- 42 Meyer B, Nelson HF, Riggins DW. Hypersonic drag and heat-transfer reduction using a forward-facing jet. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(4): 680-686
- 43 Daso EO, Pritchett VE, Wang TS, et al. Dynamics of shock dispersion and interactions in supersonic freestreams with counterflowing jets. *AIAA Journal*, 2009, 47(6): 1313-1326
- 44 Byun YH, Bae KJ, Wallis S, et al. Jet interaction in supersonic flow with a downstream surface ramp. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(1): 38-44
- 45 Viti V, Schetz J. Comparison of first and second order turbulence models for a jet/3D ramp combination in supersonic flow. AIAA Paper 2005-1100, 2005
- 46 Zhen Huaping, Gao Zhenxun, Lee Chunhian. Numerical investigation on jet interaction with a compression ramp. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(4): 898-908

(责任编辑: 胡漫)