面对称重复使用飞行器主发喷流干扰研究

刘杰平^{1*}, 马元宏¹, 蔡巧言¹, 胡国墩¹, 张涛¹, 吕俊明²

1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074

*联系人, E-mail: liujp_calt@163.com

收稿日期: 2021-04-05; 接受日期: 2021-07-07; 网络出版日期: 2021-09-16

国家自然科学基金(编号: U20B2006)资助项目

摘要 主发喷流干扰研究是面对称重复使用飞行器设计中不可避免和忽视的重要问题之一. 本文首先通过地面风洞试验发现主发喷流干扰在跨声速来流条件下呈较强的非线性特征, 并从流场机理分析了其峰值出现的原因; 然后针对典型亚跨超声速来流条件, 采用多组分冻结流计算方法对地面风洞试验和真实飞行状态进行数值模拟, 并对可能引起试验和计算结果差异的因素之一——模型舱内流动——进行了数值模拟分析.

关键词 面对称重复使用飞行器, 主发喷流干扰, 风洞试验, 数值模拟

PACS: 47.10.-g, 47.27.-i, 47.40.-x, 47.80.-v

1 引言

面对称重复使用运载器是未来自主开发和利用空间的关键技术之一, 已成为世界航空航天大国高度关注和竞相发展的方向^[1-4]. 为充分继承现有航天运输技术的成果与经验, 在我国制定的重复使用运载器发展路线图中, 火箭动力面对称重复使用运载器被列为优先发展的重要途径^[5]. 本文所开展的主发喷流干扰研究即针对以火箭为动力的面对称重复使用运载器.

国内外针对火箭、导弹等轴对称飞行器的主发喷流干扰开展了大量研究. 就喷流的计算方法和地面风洞试验验证、喷流的流场机理以及对飞行器底阻乃至弹道的影响有了较为深刻的认识^[6-10], 并将喷流干扰有效应用于工程实践中^[11-14], 对面对称飞行器尾喷流

产生的气动干扰特性也开展了较多研究^[15-19]. 但鲜有涉及尾喷流对体襟翼干扰的影响研究, 而这正是面对称飞行器与轴对称飞行器的最大区别.

航天飞机轨道器、X-34和X-37等火箭动力面对称重复使用运载器^[20,21]的尾部均布置用于俯仰配平控制和高速返回时保护发动机免受剧烈气动加热的舵面(称为体襟翼), 如布局不当, 主发动机工作时很容易对体襟翼产生明显的喷流干扰. 该喷流干扰的作用力虽然远不及发动机推力, 但由于其作用方向与体襟翼垂直, 力臂显著大于发动机推力力臂, 导致其产生的俯仰力矩相对发动机产生的俯仰力矩并非小量、甚至相当, 给控制系统带来无法忽视的影响. 刘杰平等人^[22]前期开展的数值模拟研究初步表明, 该喷流干扰在低空低速时为“引射效应”, 使体襟翼受到向上的作用力,

引用格式: 刘杰平, 马元宏, 蔡巧言, 等. 面对称重复使用飞行器主发喷流干扰研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 104709

Liu J P, Ma Y H, Cai Q Y, et al. Research on the influence of the main engine jet of the symmetrical reusable vehicle (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 104709, doi: 10.1360/SSPMA-2021-0083

从而使飞行器产生低头力矩; 在高空高速时为“直接干扰效应”, 使体襟翼受到向下的作用力, 从而使飞行器产生抬头力矩. 刘杰平等人^[23]开展的主发喷流风洞试验, 不仅印证了上述高速和低速时的喷流干扰特性, 而且对介于两者之间的跨声速状态下的喷流干扰特性有了初步认识. 这时的喷流干扰特性绝不是高速和低速特性之间简单的线性过渡, 而是呈现出明显的非线性变化; 且在有限的试验来流马赫数间隔下, 发现来流马赫数为1时的喷流干扰特性达到峰值.

为确认跨声速来流条件下的主发喷流干扰特性, 本研究团队通过缩小跨声速范围内的马赫数间隔开展了第二期地面风洞试验研究, 并有新的发现; 另一方面, 研究团队选取典型亚跨超声速来流工况, 针对风洞试验状态开展了数值模拟, 为研究风洞试验结果和飞行状态数值模拟结果之间的差异进行了有益探索. 本文即上述两方面内容的系统总结.

2 主发喷流风洞试验

2.1 试验模型及模拟方法

第二期主发喷流风洞试验在中国航天空气动力技术研究院FD-12风洞开展. 如图1所示, 试验模型采用背支撑方式. 发动机喷管与模型支杆固联, 不与飞行器接触, 仅通过飞行器天平连接. 为尽可能减小发动机尾喷管、驻室以及供气管路所受气流作用对飞行器气动特性以及体襟翼铰链力矩的测量结果造成干扰, 试验时采用柔性密封毡毛对支杆与模型间的缝隙进行密封.

主发喷流干扰模拟的相似准则主要包括: ① 几何尺寸, ② 静压比, ③ 飞行马赫数, ④ 初始膨胀角, ⑤ 喷管出口马赫数, ⑥ 喷流动量比, ⑦ 喷流推力系数等. 由于喷流使用压缩空气模拟发动机燃气, 因此不能保证上述相似准则的完全模拟. 亚跨声速来流条件下保证的相似准则为: ①②③④⑤; 超声速来流条件下由于所需的喷流总压很高, 现有试验条件无法满足, 因此保证的相似准则为: ①②③④⑥⑦.

2.2 试验状态及结果分析

本文分析的主发喷流风洞试验状态如表1所示, 体襟翼舵偏 $\text{dBF}=0^\circ$, 喷管摆角 $\text{dNozzle}=-5^\circ$, 来流攻角和侧滑角均为 0° , 马赫数 $Ma_\infty=0.95\sim 1.02$, 喷管出口马赫

图1 (网络版彩图)试验模型结构示意图

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of experimental model structure.

表1 主发喷流试验状态

Table 1 Experimental parameters of the engine-jet

参数	数值
$\text{dBF} (^\circ)$	0
$\text{dNozzle} (^\circ)$	-5
$\alpha (^\circ)$	0
$\beta (^\circ)$	0
Ma_∞	0.95/0.965/0.98/1.0/1.02
Ma_j	3.8
$Re_\infty (\text{m}^{-1})$	$1.91 \times 10^7 \sim 2.02 \times 10^7$
$T_\infty (\text{K})$	280
P_∞/P_j	0.71~0.83
$\text{Dout}_j (\text{m})$	0.35

数 $Ma_j=3.8$.

试验时首先开启主发喷流, 再开启风洞来流, 有喷数据采集完毕后, 关闭主发喷流, 再采集无喷数据. 如图2所示, 蓝线和红线分别表示跨声速来流条件下主发动机工作和关闭时的全飞行器气动特性. 由图可知, 有喷时的法向力系数和轴向力系数均比无喷时增大, 这是由于主发喷流的引射效应使体襟翼上表面和飞行器底部的压力降低所致. 同理, 全飞行器在有喷时的俯仰力矩比无喷时更趋向低头. 由于本试验采用主发喷管与飞行器模型完全分开的支撑方式, 因此通过本试验最终测量获得的全飞行器气动特性仅为其在尾喷流作用下受到的气动干扰作用力, 而尾喷流自身产生的反作用力并不会对天平测量结果产生任何影响.

上述“有喷数据”减“无喷数据”即得主发喷流对全

图 2 (网络版彩图)跨声速来流条件下有喷和无喷时的全飞行器气动特性. (a) 法向力系数; (b) 轴向力系数; (c) 俯仰力矩系数

Figure 2 (Color online) The aerodynamic characteristics of the vehicle with jet on and off in transonic condition. (a) Normal force coefficient; (b) axial force coefficient; (c) pitch moment coefficient.

飞行器气动系数的干扰特性(如图3所示). 由图可知, 在本文所研究的跨声速来流范围内, 主发喷流干扰呈明显的非线性特征, 且马赫数0.98的干扰特性较马赫数1.0的更大一些.

图4为各典型跨声速来流条件下有喷(左)和无喷(右)时的纹影图. 从中可以看到, 主发喷流的膨胀角随

图 3 (网络版彩图)跨声速来流条件下主发喷流对全飞行器气动系数的干扰特性. (a) 法向力系数; (b) 轴向力系数; (c) 俯仰力矩系数

Figure 3 (Color online) The jet interaction aerodynamic characteristics of the vehicle in transonic condition. (a) Normal force coefficient; (b) axial force coefficient; (c) pitch moment coefficient.

来流马赫数增大而增大, 与体襟翼的后缘距离越来越远, “引射效应”也越来越强, 导致全飞行器的低头力矩在马赫数0.98时达到最大; 随后, 由于喷流直接作用于体襟翼而使全飞行器开始有抬头趋势, 因此体现为低头力矩减小, 且随来流马赫数增大而继续减小, 与图3(c)所示的干扰特性吻合.

图 4 (网络版彩图)跨声速来流条件下有喷(左)和无喷(右)时的纹影. (a) $Ma_\infty=0.95$; (b) $Ma_\infty=0.965$; (c) $Ma_\infty=0.98$; (d) $Ma_\infty=1.0$; (e) $Ma_\infty=1.02$

Figure 4 (Color online) The schlieren of jet on (left) and jet off (right) in transonic condition. (a) $Ma_\infty=0.95$; (b) $Ma_\infty=0.965$; (c) $Ma_\infty=0.98$; (d) $Ma_\infty=1.0$; (e) $Ma_\infty=1.02$.

3 主发喷流风洞试验的计算分析

3.1 计算方法及条件说明

主发喷流实际上为包含化学反应的多组分高温燃气, 由于流动复杂、收敛困难、周期较长等原因直接模拟带化学反应的流动干扰尚未在工程中得以应用, 因此本文采用多组分冻结流热喷方法针对典型状态开展数值模拟. 计算方法详见文献[22], 本文不再赘述.

图5所示为背支撑及飞行器局部表面网格示意图, 半模网格总量约2000万, 壁面法向网格最小距离为 5×10^{-6} m.

3.2 计算结果分析

图6为主发喷流在亚声速($Ma_\infty=0.8$)和超声速($Ma_\infty=2.0$)来流条件下的局部数值纹影图. 由图可知, 飞行器局部结构引起的激波和膨胀波、射流及其诱发的桶形激波等结构均与风洞所示纹影流场符合, 表明

图 5 背支撑及飞行器局部表面网格示意图. (a) 有背支撑; (b) 无背支撑

Figure 5 Local surface grid schematic diagram of the support and vehicle. (a) With back support; (b) without back support.

图 6 主发喷流在亚声速和超声速来流条件下的局部数值纹影图. (a) 亚声速来流; (b) 超声速来流

Figure 6 The numerical schlieren of the jet flow field in subsonic and supersonic condition. (a) Subsonic flow; (b) supersonic flow.

数值模拟对流场细致结构的捕捉正确, 具有较好的分辨率.

图7是试验模型和飞行模型在 $Ma=0.6$ 条件下的表面压力系数, 两者整体分布和量值基本一致, 但在支杆附近由于局部压缩和膨胀的影响, 压力系数差异较大, 从而造成数值模拟与风洞试验结果存在明显差异(如图8所示). 图8中, 正方形标记为风洞试验结果, 圆形标记为数值模拟结果. No-jet表示无喷, Jet表示有喷.

以数值模拟结果为基础, 假设背部支杆附近的压力分布均匀, 取其平均值对局部结构受力进行补偿修正, 得到图8中菱形标记结果. 由图可知, 进行压力修正后, 气动力和力矩的绝对量、气动干扰量均得到明显改善, 与试验结果的规律和量值均符合较好, 相对偏差显著减小.

图 7 (网络版彩图)飞行器背部表面压力分布在试验状态和飞行状态下的比较. (a) 试验状态; (b) 飞行状态

Figure 7 (Color online) Difference of the back surface pressure distribution of the vehicle between wind tunnel experiment and free flight. (a) Experiment condition; (b) flight condition.

图 8 (网络版彩图)典型来流条件下有喷和无喷时试验结果、计算结果以及修正结果的比较. (a) 法向力系数; (b) 轴向力系数; (c) 俯仰力矩系数

Figure 8 (Color online) Difference of the jet on and jet off results between wind tunnel experiment, numerical simulation and modified. (a) Normal force coefficient; (b) axial force coefficient; (c) pitch moment coefficient.

3.3 模型内舱流动分析

对支杆结构引起的飞行器几何模型和流动结构变化进行压力补偿修正, 使得计算数据对比情况得到改善, 但对于天平测力本身, 仍存在较大的不确定度. 以上修正方法是将计算中几何外形存在缺口的部分以平均压力分布补满, 形成封闭的几何体, 进而得到飞行器气动特性数据.

实际的天平测量中, 飞行器模型与支杆以及体襟翼之间无法保证完全密封, 因而从模型与支杆的缝隙到模型与体襟翼的缝隙之间会形成一个流动通道(具体可结合图1理解), 进而导致模型存在外表面和内表面受力, 天平最终测得的气动数据是内外表面整体封闭后的受力. 数值计算与风洞试验之间存在一定的区别.

在主发喷流驻室与模型支杆连接侧壁面的前部和后部分别布置了两个测压点, 以测量风洞试验时模型内前部和后部的压力值, 分别以 P_{in-F} 和 P_{in-B} 表示, 详见表2.

从试验结果来看, 模型内部前后布置的测压点, 在无喷和有喷、不同的 Ma 条件下, 测得的压力均存在差异, 表明模型内部是存在流动的, 导致模型内腔压力不均匀, 造成以上简化的压力修正方法得到的气动力和力矩存在误差.

图9和图10是以亚声速($Ma_{\infty} \leq 0.8$)和超声速($Ma_{\infty} \geq 2.0$)有喷状态的支杆和底部缝隙特征压力为条件, 得到的模型内舱流动简化模拟结果. 可见模型内部均有流动存在, 模型内壁的头部以及下部均存在高压区域, 根据简单的受力和力矩方向判断分析, 头部和下部的压力, 将使轴向力减小、法向力减小和附加抬头力矩, 变化趋势和目前计算结果与试验结果的差异是相同的.

4 结论

本文首先通过地面风洞试验对跨声速来流条件下的主发喷流干扰特性进行了详细分析, 然后针对典型亚跨超声速来流条件, 采用多组分冻结流计算方法对地面风洞试验和真实飞行状态进行数值模拟, 并就可能引起试验和计算结果差异的因素进行分析, 得到如下结论.

表 2 模型内部压力测量结果

Table 2 Pressure measurement results inside the model

Ma_{∞}	喷流开启		喷流关闭	
	P_{in-F} (Pa)	P_{in-B} (Pa)	P_{in-F} (Pa)	P_{in-B} (Pa)
0.95	50807	49230	64221	62340
0.965	46661	45658	62466	60709
0.98	42837	41229	61499	59785
1.0	44128	42809	58709	56904
1.02	40766	30925	56123	54472

图 9 (网络版彩图)亚声速有喷状态下(a)天平外壁和(b)模型内壁的压力分布

Figure 9 (Color online) Pressure distribution on (a) outer surface of balance and (b) inner surface of model in subsonic condition with jet.

(1) 主发喷流干扰在跨声速来流条件下呈较强的非线性特征, 从流场机理分析, 其峰值出现的条件不仅与来流马赫数有关, 而且与体襟翼和发动机喷管的偏转角度有关.

(2) 对气动数据进行压力补偿修正, 修正后的气动

图 10 (网络版彩图)超声速有喷状态下(a)天平外壁和(b)模型内壁的压力分布

Figure 10 (Color online) Pressure distribution on (a) outer surface of balance and (b) inner surface of model in supersonic condition with jet.

力和力矩绝对值以及干扰量和试验结果符合程度明显改善, 无喷状态轴向力、法向力和俯仰力矩系数偏差 ≤ 0.03 , 0.02 和 0.01 , 喷流状态轴向力、法向力和俯仰力矩系数偏差 ≤ 0.2 , 0.02 和 0.02 .

(3) 有喷条件下计算和试验结果仍存在一定偏差,

分析认为可能由模型内舱存在的流动引起, 由于内舱结构复杂、边界条件无法确定, 目前无法给出定量结果, 对流动和压力分布的定性计算和分析表明, 内部流动引起的干扰力和力矩变化趋势和现有计算试验结果偏差相近.

参考文献

- Andrews J. RLV design issues for future commercial space applications. In: AIAA Space 2000 Conference and Exhibit. Long Beach, 2000. AIAA 2000-5104
- Yang Y, Wang X J, Tang Y H, et al. Development trends and characteristics of reusable launch vehicles (in Chinese). Missil Space Vehic, 2002, 259: 15–18 [杨勇, 王小军, 唐一华, 等. 重复使用运载器发展趋势及特点. 导弹与航天运载技术, 2002, 259: 15–18]
- Shen H J, Cheng K, Yang L. Near Space Aerocraft (in Chinese). Beijing: Aviation Industry Press, 2012. 152–167 [沈海军, 程凯, 杨莉. 近空间飞行器. 北京: 航空工业出版社, 2012. 152–167]
- Lu Y, Cai Q Y, Wang F. Near space and reusable technology (in Chinese). Missil Space Vehicl, 2018, 36: 2–4 [鲁宇, 蔡巧言, 王飞. 临近空间与重复使用技术研究. 导弹与航天运载技术, 2018, 36: 2–4]
- Long L H, Cai Q Y, Wang F, et al. Development of reusable space transportation technologies (in Chinese). Sci Tech Rev, 2018, 36: 84–92 [龙乐豪, 蔡巧言, 王飞, 等. 重复使用航天运输系统发展与展望. 科技导报, 2018, 36: 84–92]
- Sdrpico M, Schettino A, Ciucci A. VEGA Launcher base flow prediction at different supersonic Mach numbers. In: 15th Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, 1997. AIAA 97-2302
- Rubio G, Matesanz A, Velazquez A. Prediction of base flow plume interaction including 3-D and real gas effects. In: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Las Vegas, 2000. AIAA 2000-3171
- Zhao H S, Wang Q. Computational method for base pressure of missiles and the brief of its CRMBP code (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astron, 1993, 1: 27–33 [赵鹤书, 王强. 火箭及导弹的底阻计算方法及其CRMBP程序. 北京航空航天大学学报, 1993, 1: 27–33]
- Lin J Z, Li H, Fan X Q, et al. Numerical investigation of base jet interaction in a supersonic external flow (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2005, 23: 516–520 [林敬周, 李桦, 范晓楠, 等. 超声速底部喷流干扰流场数值模拟. 空气动力学报, 2005, 23: 516–520]
- Li G L, Yang Y J, Gong A L, et al. Numerical simulation of the effect of engine jet on the base flow of vehicle (in Chinese). J Astron, 2018, 39: 89–96 [李国良, 杨云军, 龚安龙, 等. 发动机喷流对飞行器底部流动影响数值模拟. 宇航学报, 2018, 39: 89–96]
- Pamadi B N. Experimental and theoretical studies of axisymmetric free jets. Technical Report. NASA-TR-R-6

- 12 Asher S. Jet simulation techniques, simulation of temperature effects by altering gas composition. Technical Report. AEDC-TR-78-43. 1979
- 13 Compton W B III. Effects of jet exhaust gas properties on exhaust simulation and after body drag. Technical Report. NASA-TR-R-444. 1975
- 14 Dong Y J. Drag reduction for complicated supersonic combination body—Profitable exhaust interference (in Chinese). Tactical Missil Tech, 1990, 1: 10–18 [董月娟. 超音速复杂组合体减阻技术——喷流有益干扰. 战术导弹技术, 1990, 1: 10–18]
- 15 Dill C C, Young J C, Roberts B B, et al. The space shuttle ascent vehicle aerodynamic challenges configuration design and data base development. In: Space Shuttle Technical Conference. NASA 85N16906. 152–153
- 16 Holland S D, Woods W C, Engelund W C. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview. *J Spacecraft Rockets*, 2001, 38: 828–835
- 17 Xu X B, Shu H F, Xu Y, et al. Experimental investigation on lifting body aerodynamic force with simulated aft-body jet (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2016, 34: 86–90 [许晓斌, 舒海峰, 徐筠, 等. 升力体飞行器尾喷流模拟气动力试验方法研究. 空气动力学学报, 2016, 34: 86–90]
- 18 Li J Q, Li Y H, Guo D P, et al. The thrust vectoring experiment technique in the 2.4 m×2.4 m transonic wind tunnel (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2016, 34: 20–26 [李建强, 李耀华, 郭旦平, 等. 2.4米跨声速风洞推力矢量试验技术. 空气动力学学报, 2016, 34: 20–26]
- 19 Xu J, He C J, Zheng Z. Investigation on effects of base drag change causing by jet of booster (in Chinese). Tactical Missil Tech, 2016, 6: 33–37 [徐锦, 何承军, 郑泽. 火箭助推器尾喷流对底阻干扰特性的数值模拟. 战术导弹技术, 2016, 6: 33–37]
- 20 Peng X B. Design and Realization of American Space Shuttle (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2015. 6–12 [彭小波. 美国航天飞机的设计与实现. 北京: 中国宇航出版社, 2015. 6–12]
- 21 Duan Z Y. Review of X-series Vehicle (in Chinese). Beijing: Aviation Industry Press, 2017. 617–629, 663–680 [段卓毅. X系列飞行器概览. 北京: 航空工业出版社, 2017. 617–629, 663–680]
- 22 Liu J P, Du Z B, Cai Q Y, et al. Numerical simulation of the engine-jets interaction with body flap (in Chinese). *Phys Gases*, 2019, 4: 11–16 [刘杰平, 杜志博, 蔡巧言, 等. 发动机喷流对体襟翼干扰特性的数值模拟. 气体物理, 2019, 4: 11–16]
- 23 Liu J P, Ma Y H, Cai Q Y, et al. Wind tunnel experiment on supersonic exhaust flow of symmetric reusable space vehicles (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2021, 42: 50–59 [刘杰平, 马元宏, 蔡巧言, 等. 面对称重复使用运载器尾部喷流风洞实验研究. 航空学报, 2021, 42: 50–59]

Research on the influence of the main engine jet of the symmetrical reusable vehicle

LIU JiePing^{1*}, MA YuanHong¹, CAI QiaoYan¹, HU GuoTun¹,
ZHANG Tao¹ & LV JunMing²

¹ China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

² China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

Jet interactions with body flaps are important problems that cannot be ignored in the design of reusable spacecraft. In this paper, nonlinear characteristics of jet interactions have been demonstrated in transonic wind tunnel experiments, and flow mechanisms are analyzed. Then, according to typical subsonic, transonic, and supersonic conditions, numerical simulations of wind tunnel and free flight are performed using the species frozen model. Airflow in the cabin of the model is analyzed as one of the factors that may cause differences between experiments and numerical simulations.

symmetrical reusable vehicle, main engine jet interaction, wind tunnel experiment, numerical simulation

PACS: 47.10.-g, 47.27.-i, 47.40.-x, 47.80.-v

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0083](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0083)