



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——• 中文核心期刊 中国科技核心期刊

火星探测器再入RCS喷流干扰效应数值模拟研究

孙瑞斌 黄育群 马继魁 刘耀峰 柳煜玮 倪招勇

Numerical simulation of RCS jet interference effect in the re-entry process of a Mars probe

SUN Ruibin, HUANG Yuqun, MA Jikui, LIU Yaofeng, LIU Yuwei, NI Zhaoyong

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2023060>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

火星探测器再入 RCS 喷流干扰效应 数值模拟研究

孙瑞斌, 黄育群, 马继魁, 刘耀峰, 柳煜玮, 倪招勇
(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 针对火星大气环境下的反作用力控制系统 (RCS) 喷流干扰问题, 采用自研 CFD 软件数值模拟“火星科学实验室” (MSL) 外形在火星大气环境中的喷流干扰效应; 并与文献中的高超声速喷流干扰风洞试验和计算结果进行对比验证; 继而完成了火星大气环境高超声速 ($M_\infty=5\sim 10$) 条件下的偏航方向喷流干扰效应数值模拟, 获得了不同攻角 ($\alpha=0^\circ\sim -30^\circ$)、不同马赫数条件下的喷流干扰气动规律: 负攻角增大将导致喷流干扰效应增强以及附加偏航力矩增加; 来流马赫数对附加干扰力矩的影响较小。研究结果可为火星探测器喷流控制设计提供参考。

关键词: 火星大气; 高超声速流; 火星探测器; 喷流干扰; 数值模拟; CFD 软件

中图分类号: V476.4; V529.1; V411.3 文献标志码: A 文章编号: 1673-1379(2023)04-0331-07

DOI: [10.12126/see.2023060](https://doi.org/10.12126/see.2023060)

Numerical simulation of RCS jet interference effect in the re-entry process of a Mars probe

SUN Ruibin, HUANG Yuqun, MA Jikui, LIU Yaofeng, LIU Yuwei, NI Zhaoyong
(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Aiming at the problem of reaction control system (RCS) jet interference in Mars atmosphere, a self-developed CFD software was used to numerically simulate the jet interference effect of Mars Science Laboratory (MSL) shape in Mars atmosphere, and the results were compared and verified with those from calculation and from hypersonic jet interference wind tunnel test in the reference. Then, the numerical simulation of the yaw direction jet interference effect under hypersonic velocity ($M_\infty=5-10$) in Mars atmosphere was completed. The aerodynamic laws of jet interference under different attack angles (from 0° to -30°) and different Mach numbers were obtained: a. The increase of negative attack angle leads to the increases both in jet interference effect and additional yaw moment; b. The incoming Mach number has little effect on additional moment. Those research may provide some reference for the design of Mars probe jet control.

Keywords: Mars atmosphere; hypersonic flow; Mars probe; jet interference; numerical simulation; CFD software

收稿日期: 2023-03-01; 修回日期: 2023-07-16

引用格式: 孙瑞斌, 黄育群, 马继魁, 等. 火星探测器再入 RCS 喷流干扰效应数值模拟研究[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(4): 331-337

SUN R B, HUANG Y Q, MA J K, et al. Numerical simulation of RCS jet interference effect in the re-entry process of a Mars probe[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(4): 331-337

0 引言

作为太阳系中与地球气候条件最为接近的星球,火星一直是深空探测的重点对象。自1976年“海盗1号”(Viking-1)探测器着陆火星以来^[1],美国已成功完成了多次火星登陆。随着“天问一号”成功登陆,我国也正式进入火星探测阶段,未来会针对火星本体科学研究发射更多的探测器。火星大气的成分包括CO₂、N₂和Ar等,其中CO₂的体积分数达到95.32%,N₂为2.7%,Ar为1.6%;火星大气环境稀薄,火星表面的大气压仅有500~700 Pa,与地球大气30~40 km高处的气压相当^[2];火星风速是地球风速的10倍,并伴随着巨大的尘暴^[3],可见火星探测器的外部气动环境与地球大气明显不同。

对于进入大气的返回舱^[4]类外形,由于无气动舵提供控制力,通常使用反作用力控制系统(reaction control system, RCS)喷流提供俯仰、偏航及滚转力/力矩以实现稳定飞行姿态、调整飞行轨道以及确保精准落点等目的。RCS喷流与来流相互干扰会产生包含弓形激波、分离及再附、激波与边界层干扰等复杂结构的干扰流场^[5],改变飞行器壁面的压力分布,并由此产生附加干扰力/力矩,严重时可能导致飞行姿态的不可控。可见喷流控制系统设计必须重视喷流干扰问题。

对于地球大气环境下的喷流干扰问题,国内外均开展了大量研究^[6-8],内容涉及不同气动外形^[9-11]、喷口布局^[12]、热喷效应^[13-14]及非定常效应^[15-16]等。研究表明,喷流附加干扰效应与飞行高度、马赫数、飞行器外形、喷流与来流参数的比值等密切相关^[17-19]。地面试验或数值计算通常采用压力比、动量比^[17]相似的常温空气喷流模拟燃气喷流,模拟结果基本能够满足工程应用研究需求。

对于火星大气环境下的喷流干扰问题,由于火星大气与地球大气环境明显不同,火星探测器的外形普遍为70°左右半锥角的球锥前体与倒锥形后体组合外形^[20-21],与地球再入类飞行器存在显著差异,且火星探测器在相同飞行条件下的喷流与来流参数的比值与地球大气环境下的不同,因此火星大气环境下的喷流干扰特性研究有其特殊性。国外学者针对“火星科学实验室”(MSL)外形,在超声速($1 < M_\infty \leq 4.5$)与高超声速($M_\infty = 10$)范围内通过风洞试验与数值模拟^[22-23]获取了喷流干扰的气动规

律(其中来流为空气,喷流为氮气),并对探测器外形尺寸、来流的真实气体效应^[24]、非平衡效应^[25]的影响开展了数值模拟研究;在 $M_\infty = 18.1$ 条件下,采用雷诺平均N-S与大涡模拟(LES)混合方法,研究了喷流干扰流场的非定常效应^[26];针对Viking类外形,通过风洞试验与数值模拟,在 $M_\infty = 10$ 条件下采用Ar气^[4]喷流开展了试验外形的气动干扰规律研究。相比而言,我国目前对火星探测器及火星大气环境下喷流干扰问题的研究较少。

本文基于MSL外形,进行火星大气来流条件下的RCS喷流干扰效应数值模拟研究,以获得不同攻角、马赫数条件下的喷流干扰流场结构特征及气动干扰规律,旨在为火星探测器喷流控制设计提供参考。

1 研究对象及条件

本文研究对象为MSL探测器^[22],其外形及主要尺寸如图1(a)所示,为了便于描述,将其底部外形分为大底段、过渡段和尾锥段;计算采用的坐标系与探测器固连,满足右手法则,原点为探测器头部顶点,力矩参考点(moment reference point, MRP)坐标为(1350 mm, 96.75 mm, 0 mm)。在再入过程中MSL探测器以一定的攻角进入火星大气,并通过气动阻力持续进行减速,期间采用RCS喷流提供直接力/力矩对飞行姿态进行调控。RCS喷流喷口布局见图1(b),8个喷口分为4组(A1、B1、A2、B2),通过不同的喷口组合分别可以实现俯仰(A1B1或A2B2)、偏航(A1B2或B1A2)和滚转(A1A2或B1B2)通道的姿态调控。本文选取其中2组发动机(A1、B2),研究其产生的偏航控制力矩(在计算坐标系下为负值)。

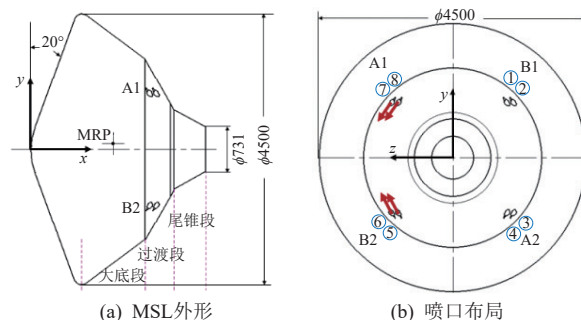


图1 MSL外形及RCS喷口布局^[22]
Fig. 1 MSL outline and RCS nozzle layout^[22]

在计算流体力学(CFD)数值模拟中,取MSL的参考特征长度 $d_{ref} = 4.5$ m,参考面积 $S_{ref} = 15.904$ m²,

采用分区对接结构网格模拟 MSL 喷流干扰流场，第 1 层壁面网格间距 0.02 mm，计算网格量约为 1148 万，如图 2 所示。

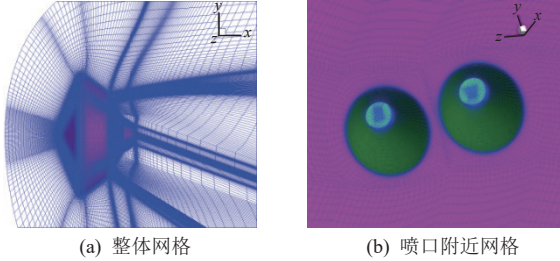


图 2 MSL 外形空间及喷口附近的 CFD 计算网格

Fig. 2 CFD calculation grid of MSL outline space and near nozzle

数值模拟的来流为火星大气环境下约 25 km 高度的高超声速来流，喷流介质比热比为 1.29，气体常数为 191 J/(kg·K)，具体参数如表 1 所示。

表 1 MSL 的来流与喷流参数

Table 1 Incoming flow and jet parameters of MSL

来流参数	
静压/Pa	50.0
静温/K	180.0
马赫数	5, 6, 8, 10
攻角/(°)	-30, -20, -10, 0
喷流参数	
总压/MPa	1.11
总温/K	3000
出口马赫数	3.23

2 数值计算方法与验证

2.1 计算方法与模型

本文通过有限体积方法离散并求解三维可压缩层流 Navier-Stokes 方程

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0, \quad (1)$$

对 MSL 外形的喷流干扰流场进行模拟。式 (1) 中： t 为时间量； ξ, η, ζ 分别为 3 个曲线坐标； $\hat{F}, \hat{G}, \hat{H}$ 为对流项； $\hat{F}_v, \hat{G}_v, \hat{H}_v$ 为黏性项；守恒量 $\hat{Q} = [\rho \quad pu \quad pv \quad pw \quad pe]^T$ ， ρ 为气体密度， u, v, w 为三分量速度， e 为单位质量总能。式中各量均根据研究对象特征长度、来流密度和速度进行了无量纲化，详见文献 [27]。其中，对流项离散选择能较好捕捉干扰流场中复杂的波系和涡系结构的二阶精度 Roe 格式，黏性项离散采用二阶精度中心差分格式，时间项离散使用 LU-SGS 隐式方法，采用局部时间步长加速收敛，获取定常计算结果，详见文献 [12]。

2.2 边界条件

1) 入流边界：来流为高超声速流，入流边界处给定来流的静压、静温及马赫数。

2) 出流边界：当出口为高超声速流时，下游流场不影响上游流场，将所有参数数值外推。

3) 物面边界：采用无滑移绝热壁面条件。

4) 喷流边界：给定喷管入口总压、总温及马赫数。

2.3 数值方法验证

本文利用自主开发的适用于侧向喷流干扰效应研究的 CFD 软件，对 MSL 的缩比 (1:29.53) 模型进行数值模拟，然后与文献 [22] 中的风洞试验、计算数据进行对比验证，来流条件为 $M_\infty=9.93$ 、 $P_\infty=219.7$ Pa、 $T_\infty=50.8$ K，喷流总压为 $P_{0j}=0.681$ MPa、总温为 $T_{0j}=293.15$ K，来流与喷流均为空气，A1、B2 两组发动机工作。

采用附加干扰力矩与喷流自身控制力矩之比 [15, 28] 表征主控方向喷流干扰效应的影响，即

$$\frac{\Delta C_i}{C_{i, \text{jet}}} \% = \frac{C_{i, \text{jet on}} - C_{i, \text{jet off}}}{C_{i, \text{jet}}} \times 100\%, \quad (2)$$

式中： ΔC_i 为喷流产生的附加干扰力/力矩； $C_{i, \text{jet on}}, C_{i, \text{jet off}}$ 分别为有喷和无喷的分量力/力矩 (有喷力/力矩不含喷流自身的控制力/力矩)； $C_{i, \text{jet}}$ 为喷流自身相对力矩参考点产生的控制力/力矩；下标 i 代表 $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ 分量。

图 3 给出了附加偏航力矩与喷流自身偏航力矩比 ($\Delta C_{my}/\Delta C_{my, \text{jet}}$) 随来流攻角 α 变化的文献试验数据 (exp[22])、文献计算数据 (OVERFLOW[22]) 以及本文的 CFD 数值模拟结果 (CFD)。

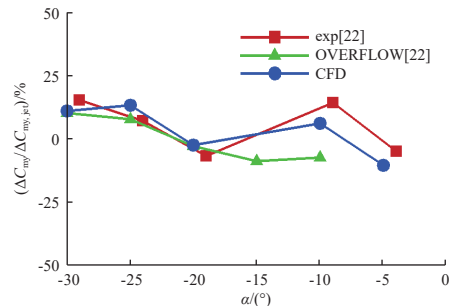


图 3 本文方法计算的不同攻角下的 MSL 偏航力矩之比与文献 [22] 计算与试验数据对比 ($M_\infty=9.93$)

Fig. 3 Comparison between calculated results of MSL yaw moment ratio at different attack angles and $M_\infty=9.93$ and the results given in Ref. [22]

由图3可知,本文计算获得的偏航附加干扰力矩结果与文献试验数据符合良好,验证了所采用的CFD软件的可信度。

3 模拟结果及分析

采用自研CFD软件分别完成了 $M_\infty=10$ 、不同攻角($\alpha=0^\circ\sim-30^\circ$)以及 $\alpha=-10^\circ$ 、不同马赫数($M_\infty=5\sim 10$)条件下的MSL喷流干扰流场数值模拟。图4给出了典型状态($M_\infty=10$ 、 $\alpha=0^\circ$)下的喷流干扰流场的压力分布云图与流线。可以看到,喷流喷出后在下游空间流场互相撞击后流线偏转并形成局部高压(见图4(b), $z=1035\text{ mm}$ 截面经过喷流出口);由图4(c)进一步可知,喷流与高超声速来流发生干扰后,来流方向发生明显偏转,局部压力进一步提高,出现了压力约为1000 Pa的高压区;高压区与探测器之间的流动发生再附,流动再附区的探测器壁面压力升高(见图4(d)),并对喷流偏航控制力矩产生了增益效果。

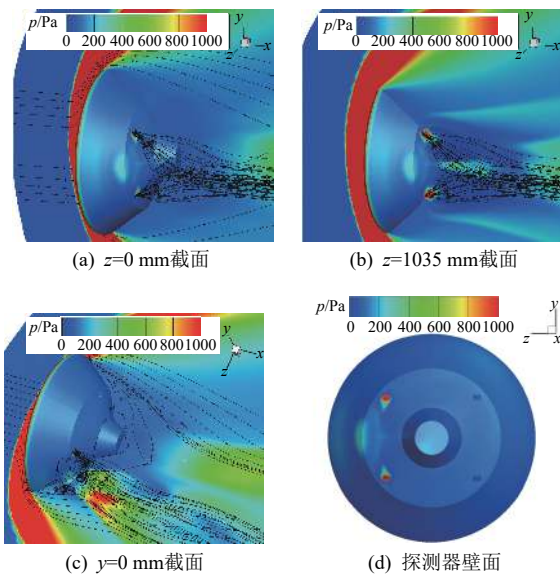


图4 $M_\infty=10$ 、 $\alpha=0^\circ$ 条件下MSL喷流干扰流场压力云图
Fig. 4 Pressure nephogram of MSL jet interference flow field under $M_\infty=10$ and $\alpha=0^\circ$

3.1 来流攻角对干扰流场的影响

对MSL在火星大气 $M_\infty=10$ 、不同攻角来流条件下的A1/B2偏航控制组喷流干扰流场开展数值模拟研究,流场压力云图及流线如图5所示。可以看到,随着负攻角增大,迎风侧头部弓形激波向探测器壁面靠近;同时,A1喷口上游出现弓形激波,

且激波强度随着负攻角增大而增加;位于A1与B2喷口之间的探测器壁面存在高压区,且高压区随着负攻角增大向B2喷口侧移动。

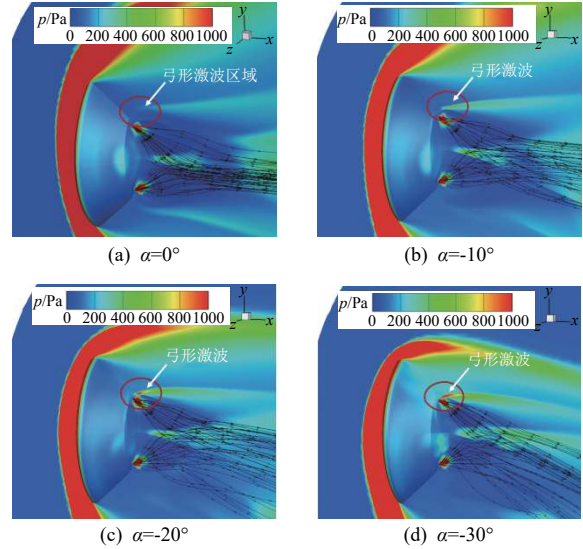
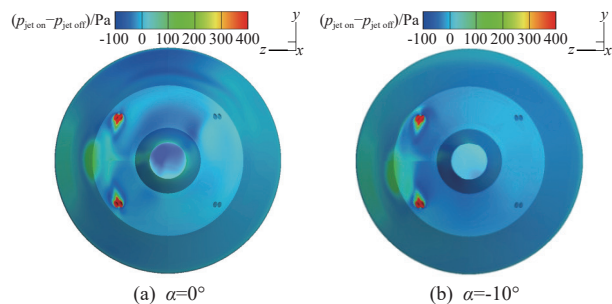


图5 不同攻角下MSL喷流干扰流场 $z=1035\text{ mm}$ 截面的压力云图及流线($M_\infty=10$)

Fig. 5 Pressure nephogram and streamline of MSL jet interference flow field on $z=1035\text{ mm}$ section at different attack angles and $M_\infty=10$

图6给出了 $M_\infty=10$ 、不同攻角条件下,探测器有喷流场与无喷流场的壁面压差分布云图。可以看到,随着负攻角增大,喷流干扰产生的高压区范围扩大、压力升高,喷流干扰效应对壁面压差分布影响更大;在 0° 攻角条件下,喷流干扰产生的高压区较为对称地分布于大底段与过渡段壁面,产生负的偏航力矩;随着负攻角增大,A1喷口迎风侧过渡段壁面会出现高压,干扰流场会导致探测器尾锥段壁面的压力升高(在攻角超过 -20° 后更为明显);A1与B2喷口之间的高压区随负攻角增大向B2喷口侧移动,且该部分的高压区主要集中在大底段;喷口之间以及大底区域可能受到喷流干扰而产生低压区,在 -10° 攻角时低压区范围较大, -30° 攻角时低压区范围较小。



(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=-10^\circ$

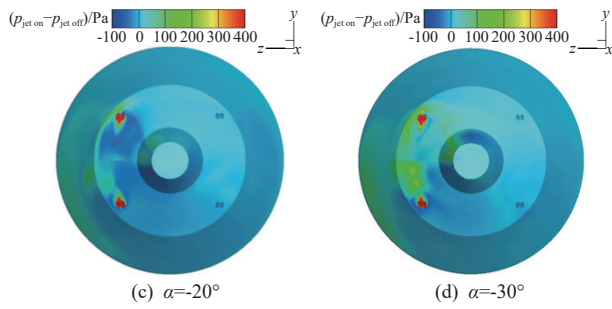
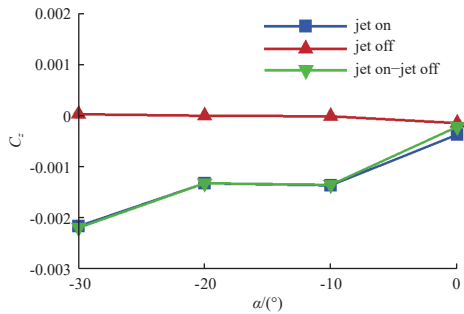


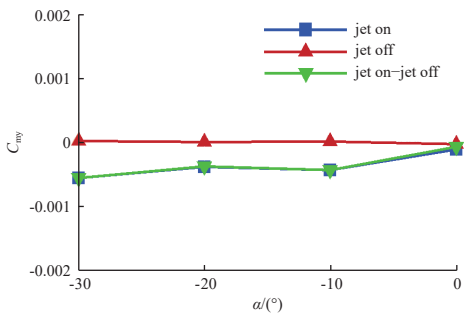
图 6 不同攻角下 MSL 喷流干扰流场探测器壁面压差分布云图($M_\infty=10$)

Fig. 6 Pressure difference distribution nephogram of MSL jet interference flow field of probe wall at different attack angles and $M_\infty=10$

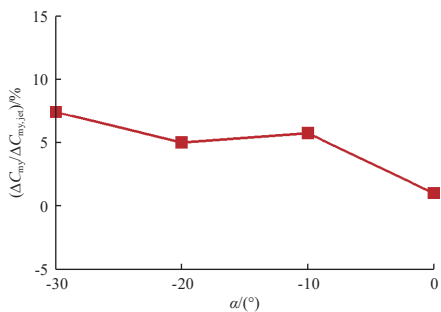
图 7 给出了有喷、无喷及附加干扰流场探测器气动系数随攻角的变化规律,并给出了主控方向干扰量与喷流控制力矩之比。



(a) 侧向力



(b) 偏航力矩



(c) 偏航力矩之比

图 7 不同攻角下 MSL 干扰流场气动系数($M_\infty=10$)

Fig. 7 Aerodynamic coefficient of MSL interference flow field at different attack angles and $M_\infty=10$

可以看到:随着负攻角增大,无喷流场的侧向力及偏航力矩始终为 0,有喷流场的侧向力及偏航

力矩均随负攻角增大而增大;附加偏航力矩方向与 A1/B2 组喷流偏航控制力矩方向(负值)一致,对其控制效率产生增益效果,且随着负攻角增大,增益效果增强。

图 8 给出 MSL 表面不同区域的表面积分干扰力矩数值模拟结果。整体而言,对于附加偏航力矩,大底段产生的附加干扰占总干扰的比重最大,且在大攻角条件下比重更大;大底段与过渡段产生的附加偏航力矩为负(与喷流产生的偏航力矩方向相同),对喷流偏航控制效率产生增益效果;在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 攻角范围内,尾锥段几乎不产生附加偏航力矩; -30° 攻角条件下,尾锥段会产生正的附加偏航力矩(与喷流产生的偏航力矩方向相反),对喷流偏航控制效率产生不利影响。

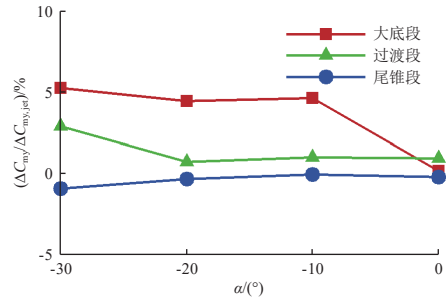


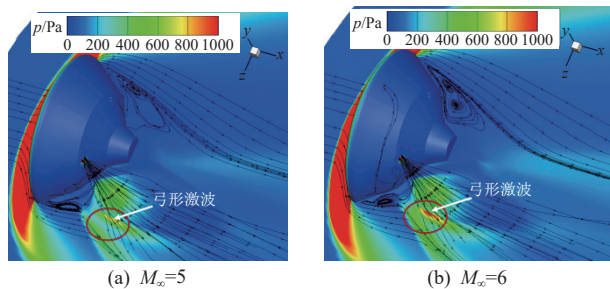
图 8 不同攻角下 MSL 表面不同区域的附加干扰力矩 ($M_\infty=10$)

Fig. 8 Additional interference moments in different areas of MSL surface at different attack angles and $M_\infty=10$

3.2 来流马赫数对干扰流场的影响

对火星大气、 $\alpha=-10^\circ$ 、不同来流马赫数($M_\infty=5$ 、6、8、10)条件下的 MSL 喷流干扰流场开展数值模拟研究,流场压力云图及流线如图 9 所示。可以看到,随着马赫数增大,喷流弓形激波强度增强。

图 10 给出了不同马赫数条件下 MSL 有喷与无喷流场壁面压差分布。可以看到,随着来流马赫数增大,喷流干扰形成的高压区逐渐向 B2 喷口侧移动,且高压区与低压区的分布更为明显;在 $M_\infty=10$ 条件下,喷流干扰产生的高压区、低压区最为明显,但壁面压力分布随马赫数改变的变化较小。



(a) $M_\infty=5$

(b) $M_\infty=6$

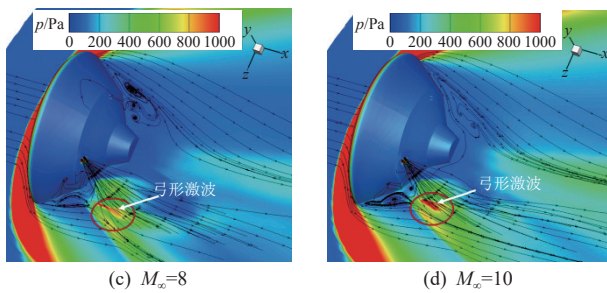


图9 $\alpha=-10^\circ$ 、不同来流马赫数下干扰流场 $y=0$ 截面的压力云图及流线

Fig. 9 Pressure nephogram and streamlines of interference flow field on $y=0$ section under different incoming Mach numbers and $\alpha=-10^\circ$

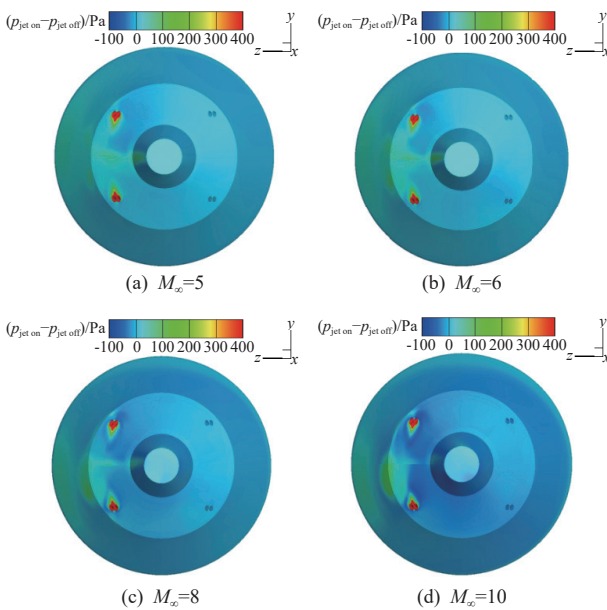
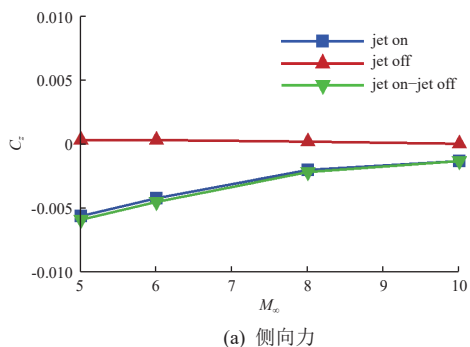
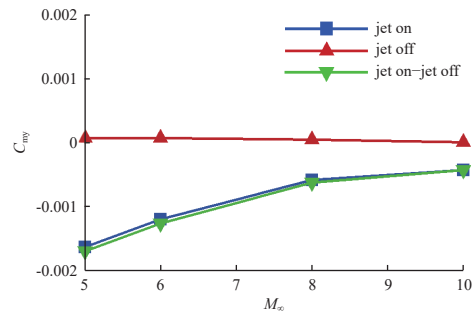


图10 $\alpha=-10^\circ$ 不同马赫数干扰流场的探测器壁面压差分布
Fig. 10 Pressure difference distributions of interference flow field of probe wall under different Mach numbers and $\alpha=-10^\circ$

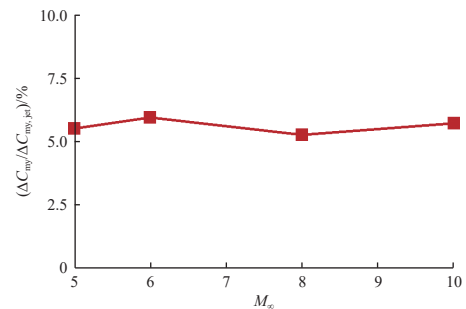
图11给出了不同马赫数条件下,MSL的有喷、无喷及附加干扰流场气动系数。可以看到,随着马赫数增大,无喷侧向力及偏航力矩系数始终为0,有喷侧向力及偏航力矩系数、附加干扰系数绝对值减小;附加偏航力矩随马赫数改变的变化较小,与喷流自身控制力矩比值在5.5%左右。



(a) 侧向力



(b) 偏航力矩



(c) 偏航力矩之比

图11 $\alpha=-10^\circ$ 、不同马赫数下MSL干扰流场气动系数
Fig. 11 Aerodynamic coefficient of MSL interference flow field under different Mach numbers and $\alpha=-10^\circ$

4 结论

本文针对MSL外形开展了火星大气、高超声速条件下,偏航喷流控制组(A1与B2)的干扰流场数值模拟研究,结果表明:

- 1)高超声速来流与RCS喷流相互作用产生复杂的干扰流场,进而影响探测器壁面压力分布,产生附加干扰力矩,且大底段的附加干扰占比比较大;
- 2)在高超声速条件下,随着负攻角增大,喷流干扰效应增强,产生的附加偏航力矩整体呈增加趋势,对喷流控制效率产生增益作用;
- 3)在高超声速 $M_\infty=5\sim 10$ 范围内,偏航方向喷流控制效率随来流马赫数的变化较小。

以上研究结果可为火星探测器喷流控制设计提供参考。

参考文献 (References)

[1] 朱仁璋,王鸿芳,泉浩芳,等.美国火星表面探测使命述评(上)[J].航天器工程,2010,19(2):17-33
ZHU R Z, WANG H F, QUAN H F, et al. Review of the American Mars surface exploration mission: Part one[J]. Spacecraft Engineering, 2010, 19(2): 17-33

[2] 史建魁,张仲谋,刘振兴,等.火星环境探测结果分析[J].地球物理学进展,1997,12(4):98-108
SHI J K, ZHANG Z M, LIU Z X, et al. Analysis of Mars environmental exploration results[J]. Progress in Geophysics, 1997, 12(4): 98-108

- [3] 欧阳自远, 肖福根. 火星及其环境[J]. *航天器环境工程*, 2012, 29(6): 591-601
OUYANG Z Y, XIAO F G. The Mars and its environment[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 29(6): 591-601
- [4] MATSUYAMA S, TAKAYANAGI H, FUJITA K. Numerical investigation on RCS jet interaction for a Mars entry vehicle: AIAA 2013-2977[R]
- [5] 李素循. 喷流控制飞行器姿态的物理问题[C]//2003 空气动力学前沿研究学术研讨会论文集. 北京: 宇航出版社, 2003: 327-332
- [6] 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展[J]. *力学进展*, 2009, 39(6): 740-755
LI S X. Progress in aerodynamic combination control for vehicles at high speed[J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 740-755
- [7] 唐志共, 杨彦广, 刘君, 等. 横向喷流干扰/控制研究进展[J]. *实验流体力学*, 2010, 24(4): 1-6
TANG Z G, YANG Y G, LIU J, et al. The investigation and expectation on lateral jet interaction/control[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(4): 1-6
- [8] 许晨豪, 蒋崇文, 高振勋. 高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述[J]. *力学与实践*, 2014, 36(2): 147-155
XU C H, JIANG C W, GAO Z X. The jet interaction effects of reaction control systems in hypersonic vehicles[J]. *Mechanics in Engineering*, 2014, 36(2): 147-155
- [9] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on configurations with lifting surfaces: AIAA 97-3723[R]
- [10] GRAHAM M J, WEINACHT P, BRANDEIS J. A numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies: AIAA 2000-0768[R]
- [11] 倪招勇. 横向喷流诱导的复杂流场结构研究[D]. 北京: 中国航空气动力技术研究院, 2005
- [12] 刘耀峰. 多喷流干扰数值模拟研究[D]. 北京: 中国航空气动力技术研究院, 2007
- [13] STAHL B, EMUNDS H, GÜLHAN A. Experimental investigation of hot and cold side jet interaction with a supersonic cross-flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13: 488-496
- [14] 杨彦广, 刘君, 唐志共. 横向喷流干扰中的真实气体效应研究[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(1): 28-33
YANG Y G, LIU J, TANG Z G. Study of real gas effects in transverse jets[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2006, 24(1): 28-33
- [15] 刘耀峰, 薄靖龙. 侧向喷流干扰流场建立与消退过程数值模拟[J]. *宇航学报*, 2015, 36(8): 877-884
LIU Y F, BO J L. Numerical simulation of establishment/ vanishment process of lateral jet interaction flowfield[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(8): 877-884
- [16] NI Z Y, CAO N, XU L. Experimental investigation of lateral pulse jet interaction flowfield in hypersonic flow: AIAA 2017-2341[R]
- [17] PINDZOLA M. Jet simulation in ground test facilities: AD No. 440903[R], 1963
- [18] HOLDEN M, WALKER B, PARKER R, et al. Experimental studies of the effects of combustion on the characteristics of jet interaction on interceptor performance in supersonic and hypersonic flows: AIAA 99-0808[R]
- [19] HOLDEN M, PARKER R, SMOLINSKI G, et al. Hypersonic testing in the lens facility for lateral jet induced interactions: AIAA 2000-2038[R]
- [20] EDQUIST K T, DESAI P N, SCHOENENBERGER M, et al. Aerodynamics for the Mars Phoenix entry capsule: AIAA 2008-7219[R]
- [21] 黄志澄, 刘荣健. 火星气动热力学的意义、内容与方法[J]. *气体物理*, 2015, 10(4): 41-51
HUANG Z C, LIU R J. Significance, contents and methods of Mars aerothermodynamics[J]. *Physics of Gases*, 2015, 10(4): 41-51
- [22] SCHOENENBERGER M, NORMAN J V, RHODE M, et al. Characterization of aerodynamic interactions with the Mars Science Laboratory reaction control system using computation and experiment: AIAA 2013-0971[R]
- [23] SCHOENENBERGER M, DYAKONOV A, BUNING P, et al. Aerodynamic challenges for the Mars Science Laboratory entry, descent and landing: AIAA 2009-3914[R]
- [24] DYAKONOV A A, SCHOENENBERGER M, VAN NORMAN J W. Hypersonic and supersonic static aerodynamics of Mars Science Laboratory entry vehicle: AIAA 2012-2999[R]
- [25] DYAKONOV A A, SCHOENENBERGER M, SCALLION W I, et al. Aerodynamic interference due to MSL reaction control system: AIAA 2009-3915[R]
- [26] PETERSON D M, GANDLER G V. Detached eddy simulation of RCS-aerodynamic interaction of Mars Science Laboratory capsule: AIAA 2008-624[R]
- [27] 阎超. 计算流体力学方法与应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 18-25
- [28] 傅建明, 唐海敏, 许泉, 等. 翼梢侧向喷流干扰特性数值模拟[J]. *气体物理*, 2018, 3(5): 8-14
FU J M, TANG H M, XU Q, et al. A numerical investigation of wing tip-mounted lateral jet interaction flowfield[J]. *Physics of Gases*, 2018, 3(5): 8-14

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 孙瑞斌, 工程师, 主要从事喷流及复杂流动领域的研究。