

导弹模型后体横向喷流干扰特性

赖江, 赵忠良, 李玉平, 王晓冰, 李浩

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 通过在 $2\text{m}\times 2\text{m}$ 超声速风洞开展横向喷流静态测力和油流显示试验, 获取了来流马赫数为 $1.5\sim 4.0$ 、迎角为 $-8^\circ\sim 27^\circ$ 、喷流静压比为 $5\sim 17.6$ 及不同喷口位置等参数对横向喷流干扰的影响规律, 结合数值模拟获取了模型表面极限流线和喷口附近干扰流场结构, 进而研究了导弹模型强迫运动下的横向喷流干扰特性。结果表明: 在模拟参数范围内, 位于导弹模型后体的横向喷流均产生有利干扰; 来流马赫数越大, 干扰放大因子随迎角变化越剧烈, 静压比升高导致干扰放大因子减小, “单独向上喷流”干扰程度大于“单独向下喷流”; 强迫运动条件下基本气动特性和干扰均出现动态迟滞, 干扰放大因子尤其在大迎角和下俯过程中明显偏离固定迎角值, 表明模型运动对横向喷流干扰特性影响较大。

关键词: 导弹模型; 横向喷流干扰; 超声速; 风洞试验; 动态气动特性

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Transverse jet interaction characteristics on rear section of missile model

LAI Jiang, ZHAO Zhongliang, LI Yuping, WANG Xiaobing, LI Hao

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to estimate the change in effectiveness of the jet in providing control forces and moments, force-testing and oil-flow tests were carried out in $2\text{m}\times 2\text{m}$ supersonic wind tunnel. The effects of a number of parameters such as the angle of attack, jet to cross-flow static pressure ratio (PR) and nozzle location, were studied. Mach number ranged from 1.5 to 4.0, angle of attack from -8° to 27° , and pressure ratio from 5 to 17.6. Numerical simulation was performed and compared with tests to obtain streamlines on the surface and interaction flowfield near nozzle exit. Pitching motion effect of the missile model on jet interaction was also investigated. Result showed that the effectiveness was enhanced for the conditions considered, as the nozzles were located at the rear body; larger crossflow Mach number resulted in more drastic change with the changing angle of attack. Interaction amplification factors decreased with the increasing PR; upward jet had greater effect than downward jet. In addition, the transverse jet interaction during pitching oscillation was obviously different from the steady interaction, especially during pitching down motion and at high angle of attack. Basic aerodynamic characteristics as well as force and moment amplification factors showed hysteresis properties. Motion effect should be considered when applying the com-

收稿日期: 2018-04-19

基金项目: 国家自然科学基金(11532016); “十三五”装备预研共用技术项目(41401030106)

作者简介: 赖江(1994—), 女, 助理工程师, 硕士生, 主要从事非定常空气动力学研究。E-mail: jessicalaijiang@163.com

引用格式: 赖江, 赵忠良, 李玉平, 等. 导弹模型后体横向喷流干扰特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 469-478. LAI Jiang, ZHAO Zhongliang, LI Yuping, et al. Transverse jet interaction characteristics on rear section of missile model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 469-478.

bined utilization of transverse jet and traditional fin technique.

Key words: missile model; transverse jet interaction; supersonic; wind tunnel test; dynamic aerodynamic characteristics

采用横向喷流实现直接力/气动力复合控制,是提高先进战术导弹高机动性能的重要手段。其优点在于响应时间短,反应速度快,控制效率高,环境适应性强,且能实现姿态控制和轨道控制等等^[1-2],但横向喷流与来流的相互干扰,会在其上下游出现边界层分离与再附、自由剪切层失稳,多激波系、多旋涡系以及激波/边界层干扰等复杂流动现象^[3-5]。

为理解横向喷流干扰机理,预测其干扰特性,实现精确控制,国外从 20 世纪 50 年代就开始对此进行研究^[1,6-8],国内相关工作始于 20 世纪 80 年代末,在此期间开展了大量的理论分析、工程估算、风洞试验和数值模拟研究^[9-15],分析了喷管喷口位置、数量、形状、斜置角;喷流马赫数、总压、总温、喷流压比、介质物理性质和组分;来流马赫数、雷诺数、飞行器气动布局、迎角、飞行高度和真实气体效应等对横向喷流干扰特性的影响,主要包括横向喷流影响下的基本气动特性,干扰流场激波和分离结构变化,干扰对横向喷流提供的推力和推力矩影响程度等方面,并采用横向喷流干扰力和力矩放大因子进行评估^[16]。但已有研究结果,一方面,多针对的是如平板、锥柱裙、尖拱柱、简化导弹模型等简单构型,采用大尺寸风洞试验对真实导弹构型的横向喷流干扰研究较少;另一方面,横向喷流多位于模型前体和中部,对位于模型后体的情况研究较少,而这种喷口位置的布置所产生的干扰对喷流直接推力的增强作用具备优势^[17];再者,对模型静态情况下的横向喷流干扰特性研究较多,而对模型在运动情况下的干扰特性研究较少。

为此,依托目前国内唯一的中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所(简称气动中心高速所)2m×2m 超声速风洞,针对大尺寸导弹模型开展了超声速横向喷流干扰特性的静态测力试验和油流显示试验研究,并利用数值模拟手段初步分析了模型在强迫俯仰运动影响下的横向喷流干扰特性。

1 横向喷流风洞试验方法

1.1 试验模型

试验导弹模型总长约为 1.90 m,弹身直径约

为 0.12 m,主要由弹头、弹身、尾段、弹翼、尾舵和横向喷流部件组成。图 1 为试验模型及喷管位置示意图,2 个喷管由支架固定于支杆的凹槽内,接在供气管路末端。

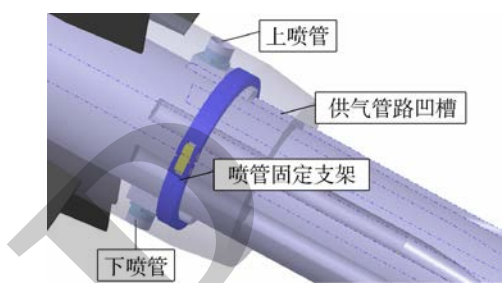


图 1 风洞试验模型及喷管位置
Fig. 1 Wind tunnel test model and nozzle location

1.2 试验方法

试验采用常温压缩空气作为横向喷流介质,横向喷流控制系统主要由调压阀、数字流量阀和流量计等部分组成。试验时,将气源的高压气体通过高压管道,经快速截止阀、过滤器及减压阀后,引入风洞试验大厅,再经过压力流量调节,最后引入试验段中的模型内腔,为试验模型横向喷流部件供气。试验过程中在风洞开车前调节横向喷流喷管的流量至稳定后开启风洞,以研究稳态横向喷流的干扰特性。

试验采用五分量电阻应变天平测量模型气动力和力矩。针对来流马赫数 $Ma_\infty = 1.5$,喷流静压比(PR 定义为横向喷流静压与来流静压的比值,量符号记为 R_p) $R_p = 9.32$,迎角 $\alpha = 0^\circ$,“上下组合喷流”状态(同时开启上喷管和下喷管)同期进行了 4 次重复性试验。根据天平静校指标性能可知,其测量精度为 0.9%。表 1 给出了重复性

表 1 “上下组合喷流”状态重复性试验精度
Table 1 Repeatability test precision results of “Jet both” case

参数	$\alpha/(^\circ)$				
	-5	-2	0	2	5
σ_{c_n}	0.005 13	0.006 37	0.006 57	0.007 45	0.007 37
σ_{c_m}	0.002 74	0.003 37	0.003 46	0.003 37	0.003 76

试验中纵向气动力系数的方均根误差 σ_{C_n} 和 σ_{C_m} ，其结果控制在 0.0075 以内。由此判定重复性试验得到的结果一致性较好，测试精度较高，证明试验数据可靠。

由图 1 可以看出喷管和导弹模型是采用分体结构，通过天平测得的气动力数据不包含横向喷流的直接推力。因此横向喷流试验测得的是不加喷流推力的导弹模型气动力与横向喷流干扰力之和，从中减去从无横向喷流测力试验获取的导弹气动力，即可得到横向喷流干扰的影响量。油流显示试验重点关注喷管附近局部的表面流动图谱，试验前只在导弹尾舵前方至模型末尾涂抹油流材料。横向喷流风洞试验系统原理图如图 2 所示。

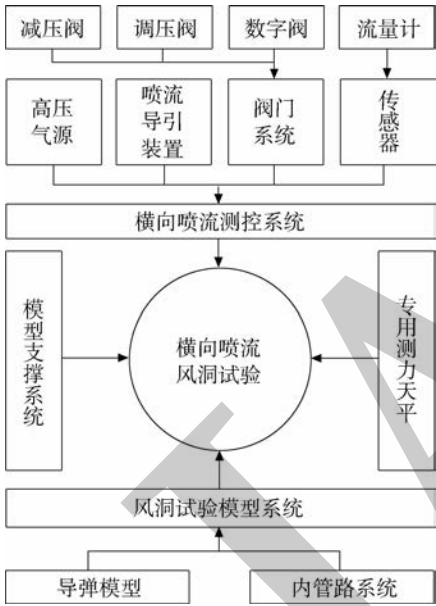


图 2 横向喷流风洞试验系统原理图
Fig. 2 Schematic diagram of transverse jet wind tunnel test system

1.3 评估参数

横向喷流干扰力的大小取决于横向喷流前的高压分离区、横向喷流后的低压区以及它们面积的大小。对横向喷流干扰程度的评估参数为喷流干扰力放大因子 K_F 和喷流干扰力矩放大因子 K_M ^[18]， $K_F > 1$ 或 $K_M > 1$ 意味着横向喷流干扰影响增大了喷流推力或力矩。分别定义为

力放大因子

$$K_F = \frac{F_j + F_{ji}}{F_j} \quad (1)$$

力矩放大因子

$$K_M = \frac{M_j + M_{ji}}{M_j} \quad (2)$$

其中 F_j 和 M_j 分别为单独喷流推力和力矩， F_{ji} 和 M_{ji} 分别为横向喷流干扰力和力矩。根据文中第 1.2 节所介绍的风洞试验方法，喷流干扰量定义为

$$F_{ji} = F_{\text{total}} - F_{\text{jet-null}} \quad (3)$$

喷流干扰力矩

$$M_{ji} = M_{\text{total}} - M_{\text{jet-null}} \quad (4)$$

其中 F_{total} 和 M_{total} 为横向喷流干扰下除喷流直接推力和力矩的总气动力和力矩； $F_{\text{jet-null}}$ 和 $M_{\text{jet-null}}$ 为无横向喷流干扰的气动力和力矩。单独喷流推力 F_j 利用以下公式估算^[3]：

$$F_j = A_j (p_j - p_\infty) + p_{0j} A^* \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_j}{p_{0j}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right]} \quad (5)$$

其中 p_{0j} 为喷流总压， p_j 为喷流出口静压， p_∞ 为来流静压， A^* 为喷管喉道面积， A_j 为喷管出口面积， γ 为气体比热比。

2 横向喷流数值模拟方法

流动控制方程为一般曲线坐标系下的三维可压缩 Navier-Stokes 方程^[19]，具体形式为

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (6)$$

其中 $\hat{Q}$ 为守恒状态变量， $\hat{F}$ 、 $\hat{G}$ 、 $\hat{H}$ 分别为 ξ 、 η 、 ζ 三个方向的无黏矢通量， $\hat{F}_v$ 、 $\hat{G}_v$ 、 $\hat{H}_v$ 分别为 3 个方向的黏性矢通量。空间离散采用 2 阶多维总变差衰减 (TVD) 格式和 minmod 限制器，湍流采用雷诺平均 Navier-Stokes RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes)，并选用 Spalart-Allmaras 单方程模型获取雷诺应力，封闭方程^[20]。时间采用隐式推进，并利用多重网格技术以加速收敛。

边界条件中导弹表面给定无滑移绝热固壁条件，超声速入口给定来流马赫数，来流静压和来流静温条件。超声速出口由外推插值得到。喷管入口给定喷流总压和喷流总温条件，并根据与自由来流相应变量的比值来确定边界流场参数。

动态模拟采用广泛应用于非定常数值计算的双时间步法，通过引入伪时间步耦合求解六自由度运动方程和流动控制方程。网格与导弹模型固连刚性旋转。 $\mathbf{J} = \partial (\xi, \eta, \zeta, t) / \partial (x, y, z, t)$ 为笛卡儿直角坐标系到一般曲线坐标系的雅可比转换矩阵，即 $\hat{Q} = \mathbf{Q} / \mathbf{J}$ 。式 (6) 的半离散形式为式 (7)，引入伪时间步 $\Delta \tau$ 形式如式 (8)

$$\frac{\partial (J^{-1}Q)}{\partial t} = J^{-1} \frac{\partial Q}{\partial t} + Q \frac{\partial J^{-1}}{\partial t} = R(Q)$$
$$R(Q) = - \left[\frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} \right] \quad (7)$$
$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{R(Q)}{J^{-1}} \quad (8)$$

3 典型试验结果及分析

不同的喷流参数、来流参数以及喷管位置都会影响横向喷流干扰特性,为此开展了 $Ma_\infty=1.5\sim 4, \alpha=-8^\circ\sim 27^\circ, R_p=5\sim 17.6$ 以及“无喷流”,“单独向上喷流”,“单独向下喷流”和“上下组合喷流”共 4 种不同喷流位置状态的风洞试验,以研究在这些不同参数下横向喷流干扰受影响的变化规律。

在本文试验状态范围内,图 3 显示 K_F 随迎角的变化集中在 $1.048\sim 1.383$ 之间,图 4 显示

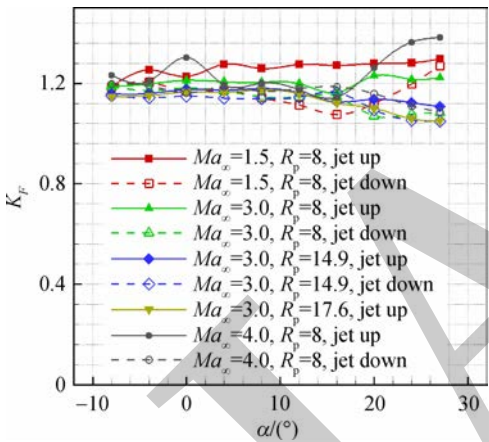


图 3 横向喷流干扰力放大因子

Fig. 3 Transverse jet interaction force amplification factors

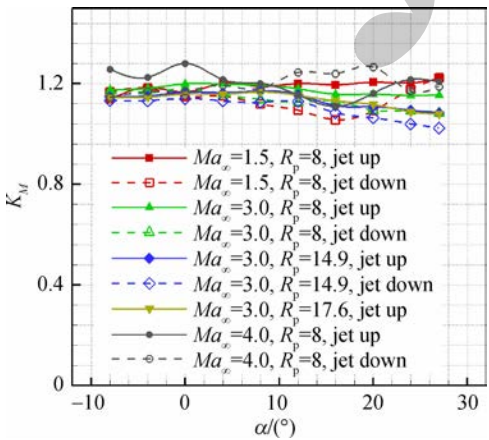


图 4 横向喷流干扰力矩放大因子

Fig. 4 Transverse jet interaction moment amplification factors

K_M 随迎角的变化集中在 $1.023\sim 1.281$ 之间。总体上 $\alpha<16^\circ$ 时干扰放大因子值波动较小,但此后大迎角影响增大。由文中第 1.2 节中重复性试验结果和天平校准精度可知,仪器测量结果可靠,干扰放大因子值的变化是真实反映了横向喷流干扰影响量。

3.1 来流马赫数和迎角影响

本文在“单独向上喷流”且 $R_p=8$ 状态下分别对 $Ma_\infty=1.5, 3.0$ 和 4.0 进行试验。如图 5 和图 6 所示,不同来流马赫数下横向喷流干扰因子随迎角的变化稍有差异。

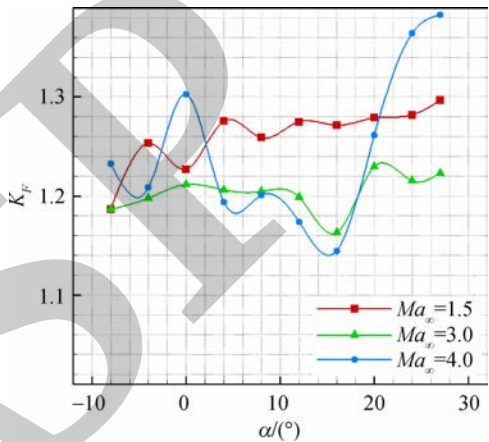


图 5 横向喷流干扰力放大因子随迎角和来流马赫数变化($R_p=8$,“单独向上喷流”)

Fig. 5 Variation of transverse jet interaction force amplification factors with α and Ma_∞ ($R_p=8$, “jet up”)

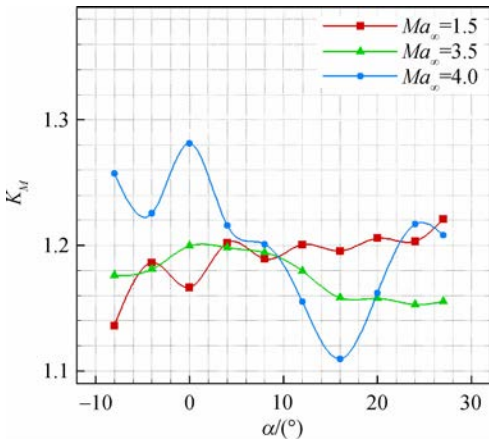


图 6 横向喷流干扰力矩放大因子随迎角和来流马赫数变化($R_p=8$,“单独向上喷流”)

Fig. 6 Variation of transverse jet interaction moment amplification factors with α and Ma_∞ ($R_p=8$, “jet up”)

$Ma_\infty=1.5$ 时, $\alpha=0^\circ\sim 27^\circ$ 范围内, K_F 和 K_M 总体小幅增大。 $Ma_\infty=3.0$ 和 $Ma_\infty=4.0$ 时, K_F 变化规律一致, $\alpha=0^\circ\sim 16^\circ$ 时减小, $\alpha=16^\circ\sim 27^\circ$ 时增大; 而从 K_M 变化来看, $Ma_\infty=3.0$ 时, 总体小幅减小, $Ma_\infty=4.0$ 条件下, $\alpha=0^\circ\sim 16^\circ$ 时减小, $\alpha=16^\circ\sim 24^\circ$ 时增大, $\alpha=24^\circ\sim 27^\circ$ 时又减小。

3.2 喷流静压比影响

本文在 $Ma_\infty=3.0$ 状态下分别对 $R_p=5, 8, 9.32, 14.9$ 和 17.6 进行试验。图 7 为横向喷流对模型压心位置 x_p 的影响。 $\alpha>-4^\circ$ 时, “单独向上喷流” 干扰使得压心位置前移, 且在 $\alpha=-4^\circ\sim 16^\circ$ 范围内随着静压比增大, 前移越明显。而 $\alpha=-8^\circ$ 时, 横向喷流干扰使得压心位置后移。图 8 和图 9 表明喷口位于导弹尾舵之后的“单独向上喷流” 状态时, 试验范围内随着静压比升高, K_F

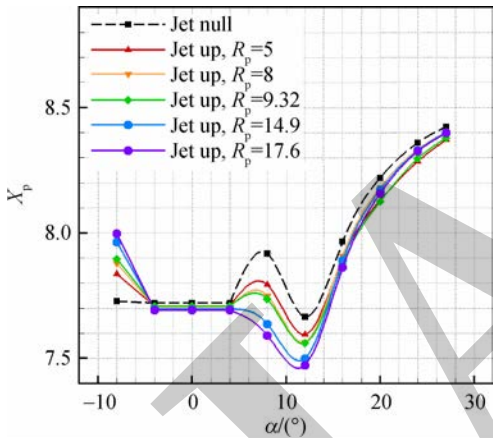


图 7 “单独向上喷流” 对压心位置的影响 ($Ma_\infty=3.0$)
Fig. 7 Effect on pressure center location of “Jet up” case ($Ma_\infty=3.0$)

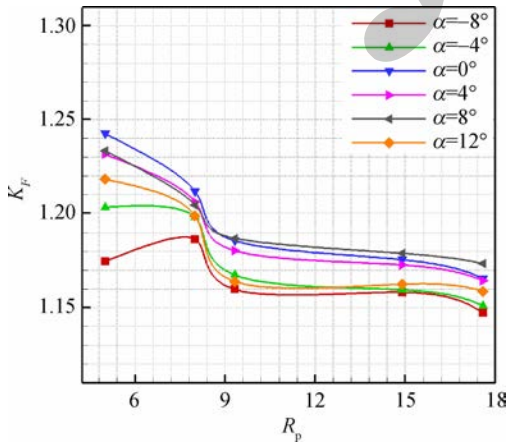


图 8 横向喷流干扰力放大因子随静压比变化
Fig. 8 Variation of transverse jet interaction force amplification factors with R_p

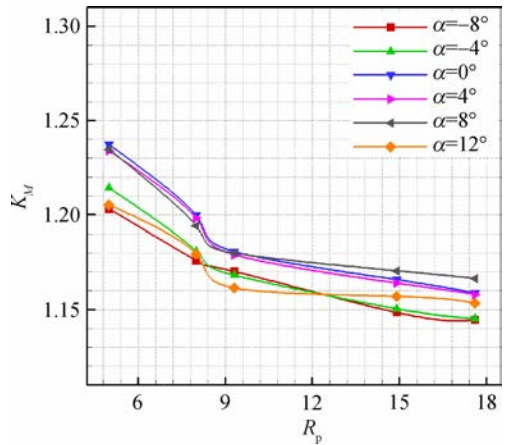


图 9 横向喷流力矩放大因子随静压比变化
Fig. 9 Variation of transverse jet interaction moment amplification factors with R_p

和 K_M 减小。这是由于来流静压保持一致, 随着静压比增大, 即喷流静压增大, 直接推力增大, 但横向喷流干扰力增量不及喷流推力本身增量, 试验范围内干扰力增量最高占喷流推力增量的 41.66%, 因此导致干扰放大因子减小。

3.3 喷口周向位置影响

如图 1 所示, 横向喷流喷管的喷口位于模型尾部, 通过提供力矩进行姿态控制。图 10 和图 11 显示, $Ma_\infty=3.0$ 、 $R_p=8$ 条件下, “单独向上喷流” 时 K_F 和 K_M 稍大于“单独向下喷流” 对应值, 表明在“单独向上喷流” 与来流之间的干扰对原有单独喷流推力的增强作用更为明显。正向大迎角时, “单独向上喷流” 位于背风面, 周围自由来流条

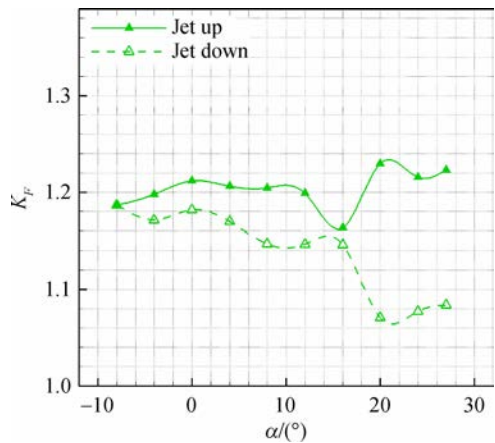


图 10 横向喷流干扰力放大因子随喷流位置变化 ($Ma_\infty=3.0, R_p=8$)
Fig. 10 Variation of transverse jet interaction force amplification factors with nozzle location ($Ma_\infty=3.0, R_p=8$)

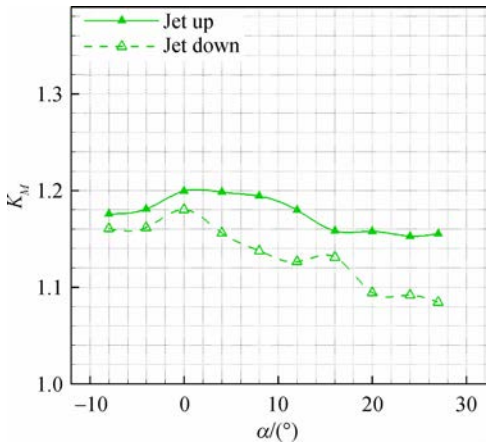


图 11 横向喷流干扰力矩放大因子随喷流位置变化
($Ma_\infty = 3.0, R_p = 8$)

Fig. 11 Variation of transverse jet interaction moment amplification factors vary with nozzle location
($Ma_\infty = 3.0, R_p = 8$)

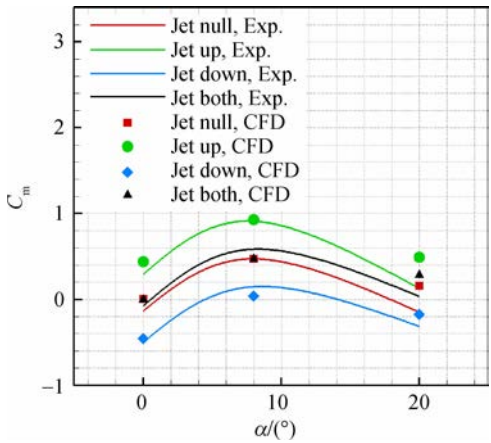


图 13 俯仰力矩系数计算与试验值对比
Fig. 13 Comparison of pitching moment coefficient between calculation and test results

件与初始设定值差异较大,“单独向下喷流”位于迎风面,自由来流与喷流之间接触的夹角变化较大,再加上弹体下方真实存在的电缆罩结构,相当于喷口存在的障碍物,电缆罩末尾阶梯在两尾舵间,流经此处的气流膨胀,压力降低, $\alpha > 16^\circ$ 时 K_F 出现较大差别。

4 动态横向喷流干扰特性分析

4.1 数值模拟结果验证

模拟条件为 $Ma_\infty = 3.0, \alpha = 0^\circ, 8^\circ, 20^\circ; R_p = 14.9$, 喷流状态分别为“无喷流”、“单独向上喷流”、“单独向下喷流”和“上下组合喷流”。图 12 和图 13 分别为风洞测力试验和数值模拟俯仰气动数据对比,图中 C_m, C_n 分别表示俯仰力矩系数

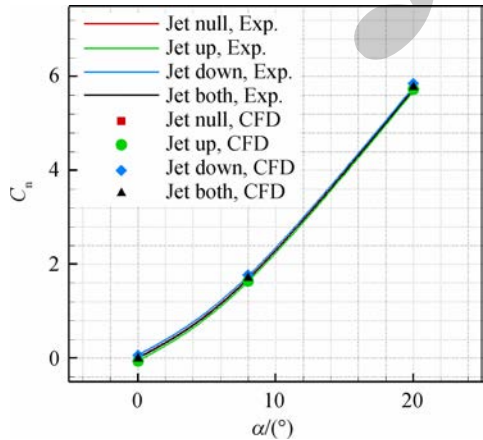


图 12 法向力系数计算与试验值对比
Fig. 12 Comparison of normal force coefficient between calculation and test results

和法向力系数。

在数值计算中,采用与风洞试验同样的方式,通过有横向喷流与无横向喷流所得结果之差表示干扰量。法向力系数在数值模拟与风洞试验得到的值几乎一致,俯仰力矩系数数值和变化规律吻合,在 $\alpha = 20^\circ$ 时稍有差别。由图 7 可知,迎角较大时,压心位置后移变化也较大,对数值模拟的精度要求较高。

图 14 和图 15 分别为 K_F 和 K_M 数值模拟和风洞试验结果,数值模拟结果尤其是在大迎角时稍偏离试验值,但数值量级和变化规律一致。究其原因,主要由试验测量和数值模拟简化两个方面造成:一是试验中单独喷流推力和力矩没有进行测量,而是和数值模拟中一样通过估算公式得到。数值模拟中参数设定值即为模拟流场的真实值,但试验中,由于环境因素,设备精度等问题,数据与给定值有不可避免的差异;二是数值模拟网格总量约为 300 万,对于横向喷流的精确模拟需要在模型附近有较密的高质量网格,可能由于网格精度不够导致大迎角时对压心变化等问题模拟有微小偏差。三是数值模拟中喷管与模型弹身为一体,而试验中两者之间存在约 1 mm 的缝隙。但整体模拟结果对比来看,两种方法较为一致。

图 16 为 0° 子午线和 180° 子午线上的轴向压力系数变化量 ΔC_p , 其定义为“单独向上喷流”的压力系数值与“无喷流”结果之差,反映横向喷流干扰对弹身表面压力分布的影响。图中横坐标 X 表示的是该位置离开导弹模型头部顶点 ($X = 0$ m) 的距离, Φ 表示方位角。

0° 子午线上,喷口上游出现高压区,下游出现低压区,形成对横向喷流干扰特性影响较大的压

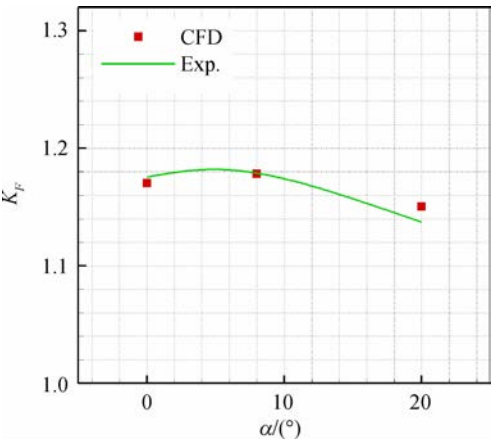


图 14 “单独向上喷流”俯仰力干扰放大因子计算值与试验值对比

Fig. 14 Comparison of K_F between calculation and test results of “Jet up” case

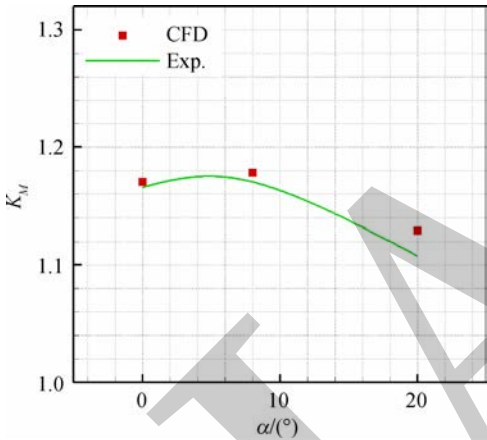


图 15 俯仰力矩干扰放大因子计算与试验值对比

Fig. 15 Comparison of K_M between calculation and test results of “Jet up” case

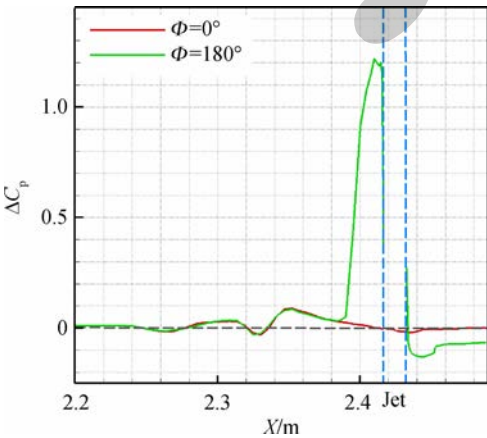


图 16 轴向压力系数变化量

Fig. 16 Variation of axial pressure coefficient

力平台效应。180°子午线上的压力变化一方面来自舵轴影响,另一方面还来自“单独向上喷流”所引起的环绕效应,即中心位于 0°子午线上的喷流所引起的弹身压力分布变化蔓延到大于 90°子午线的下表面,一般引起下表面压力也稍有升高,以致横向喷流干扰增强能力被削弱。

图 17 给出了 $Ma_\infty=1.5, \alpha=8^\circ, R_p=8$ 条件下油流显示试验结果,并与同样条件下数值模拟进行对比,都获得了明显的分离线和再附线。试验图谱是在关车后人工拍摄,由于在风洞试验中模型尾部会受到关车回流影响,位于尾部喷流下游表面极限流线遭到一定程度破坏。

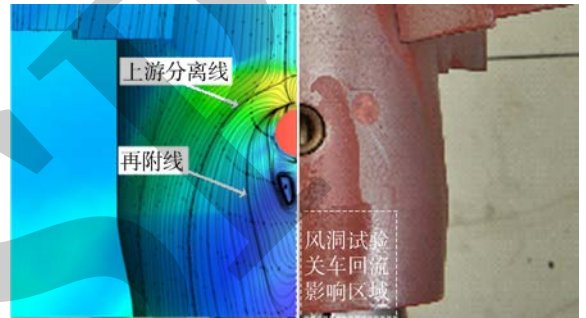


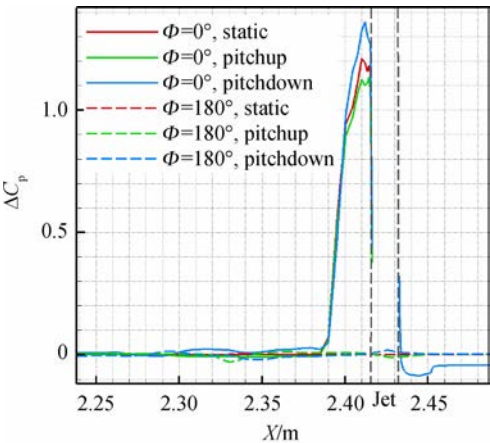
图 17 油流试验表面流动图谱与数值模拟对比

Fig. 17 Oil-flow visualization of wall streamlines and numerical simulated surface streamlines comparison

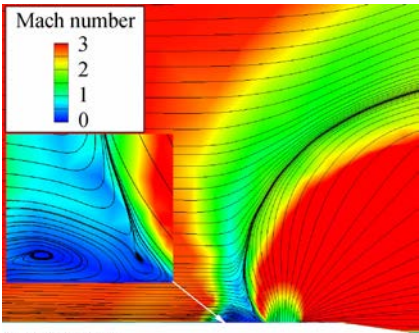
4.2 动态喷流干扰特性

除了横向喷流的多种不同参数会影响其干扰程度之外,在喷流推力作于弹体的同时,导弹运动过程中周围气流的非定常变化也会对横向喷流产生影响。本文在静态研究基础上对导弹进行强迫俯仰振荡过程的稳态横向喷流进行了数值模拟。研究的模拟条件为 $Ma_\infty=3.0, \alpha=0^\circ\sim 20^\circ, R_p=9.32$ 。旋转中心为质心的强迫俯仰振荡俯仰角随时间变化规律为 $\alpha(t)=\alpha_0+\alpha_a\sin(kt)$, 其中平均迎角 $\alpha_0=10^\circ$, 振荡幅度 $\alpha_a=10^\circ$, 减缩频率 $k=0.031831$ 。

图 18 分别为固定迎角,强迫俯仰振荡上仰过程和下俯过程中 $\alpha=10^\circ$ 状态下的模型 0°子午线纵切平面内的马赫数云图和流线、0°子午线和 180°子午线上的压力分布细节。图 18(a)中同样出现压力平台现象,直接影响单独喷流推力值。图 18(b)~图 18(d)中横向喷流羽流是超声速来流中的障碍物,因此喷口前产生弓形激波,并诱发上游边界层发生分离,形成分离激波,分离区内靠近喷口处为逆时针旋涡,远离喷口处为顺时针旋

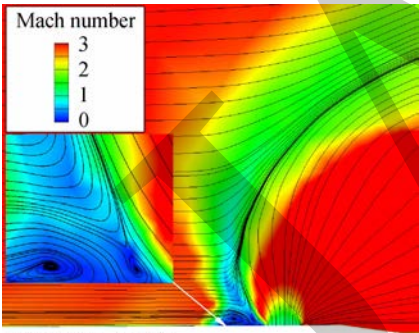


(a) 轴向压力系数变化量



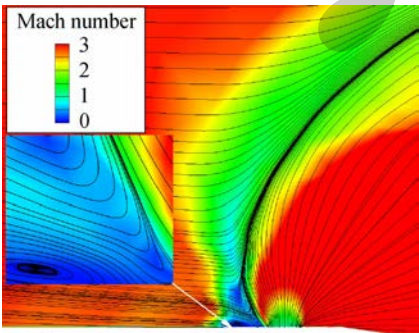
Static, $\alpha=10^\circ$

(b) 固定迎角状态



Pitching up, $\alpha=10^\circ$

(c) 上仰过程



Pitching down, $\alpha=10^\circ$

(d) 下仰过程

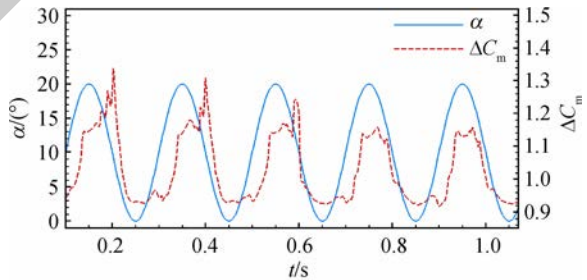
图 18 3 种运动状态下干扰流场结构和轴向压力分布

涡。桶形激波由喷流羽流转向后向下游传播的压缩波聚合形成。运动过程并没有从本质上改变横向喷流干扰引起的典型现象。

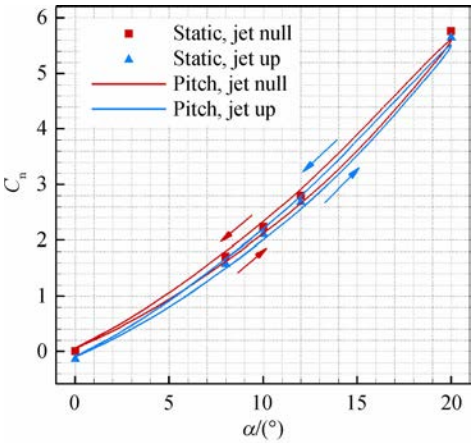
相较于固定迎角 $\alpha=10^\circ$ 状态,上仰过程弓形激波位置微小前移,且上游分离区内的两个涡位置下移, 0° 子午线上分离起始点微小后移,高压区峰值降低, 180° 子午线上喷口前出现先减小再增大的波动。下俯过程中弓形激波位置前移更多,上游分离涡由 2 个变为 1 个, 0° 子午线上分离起始点前移,高压区峰值升高, 180° 子午线上出现位置更为提前的先增大再减小的波动。综合影响来看,主要是弓形激波位置, 0° 子午线分离起始点和高压区峰值引起压力平台范围变化,下俯过程压力平台面积最大,高压和低压差值最大。上仰过程与之相反。最终结果使得下俯过程 K_F 和 K_M 较固定迎角状态值更大,上仰过程相应值更小。

由于模型俯仰运动过程弹身附近流场出现非定常现象,图 19(a)揭示了俯仰力矩系数干扰量变化滞后于迎角变化状况。喷口位于背风面的上仰过程气动系数变化曲线出现波动区,但在下俯过程较为平滑。

图 19(b)和图 19(c)为气动特性的迟滞现象,非定常干扰下的气动系数围绕在固定迎角状态值周围进行变化。下俯过程俯仰力矩系数均大于固

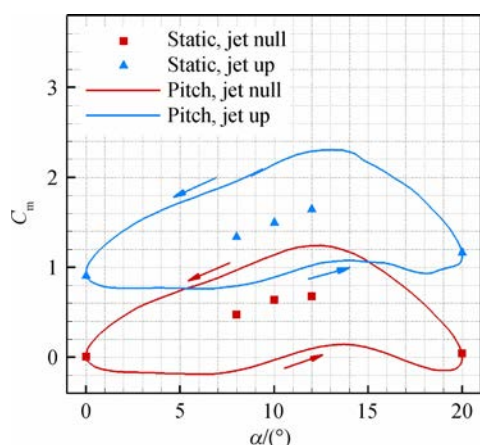


(a) 俯仰力矩系数干扰量随时间变化曲线



(b) 法向力系数随迎角变化

Fig. 18 Interaction flow field structure and axial pressure distribution of three different motion conditions



(c) 俯仰力矩系数随迎角变化

图 19 气动力/力矩迟滞现象

Fig. 19 Hysteresis of aerodynamic force and moment

定迎角状态的值,上仰过程与之相反。

俯仰振荡的非定常现象导致稳态横向喷流干扰与定常状态差异较大,图 20 显示在小迎角 $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$ 时,迟滞环较窄,运动对横向喷流干扰的影响较小,而 $\alpha = 10^\circ \sim 20^\circ$ 时迟滞严重,因此在利用基于横向喷流的直接力/气动力复合控制技术时必须要考虑这种非定常影响,提高控制精度和可靠性。

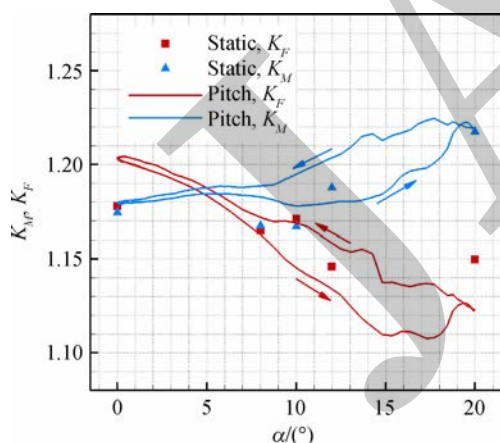


图 20 动态过程对横向喷流干扰放大因子的影响

Fig. 20 Pitching motion effect on K_F and K_M

5 结论

本文采用风洞测力试验,油流显示试验和数值模拟手段,对大尺寸复杂导弹外形横向喷流干扰特性进行研究,分析了不同参数影响下,稳态和俯仰运动条件下横向喷流对导弹气动特性的影响,得到以下结论:

1) 本文参数范围内, K_F 和 K_M 变化范围分别为 1.048~1.383 和 1.023~1.281。均大于 1

的干扰放大因子表明不管喷口位于迎风面或背风面,喷管位于导弹后体能增强横向喷流控制效率,有利于直接力/气动力复合控制设计。

2) 横向喷流干扰对导弹纵向气动特性的影响随参数不同而变化。静压比一致,来流马赫数越高, K_F 和 K_M 随迎角变化波动越剧烈;来流静压一致,喷流静压比增大导致 K_F 和 K_M 减小;来流马赫数和静压比一致,“单独向上喷流”干扰比“单独向下喷流”干扰对喷流放大作用更强,尤其大迎角时 K_F 差别更大。

3) 强迫俯仰振荡过程研究表明导弹运动引起导弹基本纵向气动特性和横向喷流干扰现象都出现动态迟滞现象。

4) 流场结构中弓形激波位置,分离涡位置和数量以及压力平台峰值变化综合影响了压力平台效应程度。越大的平台面积和高低压差值对应越强的干扰程度和更大的干扰放大因子。强迫俯仰振荡中小迎角范围内 K_F 和 K_M 差别较小,而大迎角时,动态横向喷流干扰特性较大偏离于静态值。大迎角状态和不同运动方式的影响规律需要更为深入的研究。

参考文献:

- [1] KUMAR D, STOLLERY J L, SMITH A. Hypersonic jet control effectiveness[R]. AIAA 95-6066, 1995.
- [2] KONTIS K, STOLLERY J L. Control effectiveness of a jet-slender body combination at hypersonic speeds[R]. AIAA 96-2470-CP, 1996.
- [3] 魏明英, 李陟, 周获, 等. 防空导弹直接侧向力气动力复合控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
- [4] CASSEL L A. Applying jet interaction technology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 523-537.
- [5] DICKMANN D A, LU F K. Shock/boundary-layer interaction effects on transverse jets in crossflow over a flat plate[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(6): 1132-1141.
- [6] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of side-jet steering for supersonic and hypersonic missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 346-350.
- [7] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile-computational and experimental comparisons[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146.
- [8] GRAHAM M J, WEINACHT P. Numerical simulation of lateral control jets[R]. AIAA 99-0510, 1999.
- [9] 王军旗, 李素循. 超声速多喷流干扰流场特性研究[J]. 力学学报, 2009, 41(4): 575-583.

WANG Junqi, LI Suxun. Study on the characteristics of interaction flowfields induced by supersonic multi-jets[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,

- 2009,41(4):575-583. (in Chinese)
- [10] 王彤,白玉平,宋文成,等. 高速喷流干扰及控制技术研究[J]. 实验流体力学,2010,24(6):22-26.
WANG Tong, BAI Yuping, SONG Wencheng, et al. The investigation of high-speed jet interference and control technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010,24(6):22-26. (in Chinese)
- [11] 陈坚强,江定武,张毅锋. 侧向喷流数值模拟精度及实验验证研究[J]. 空气动力学学报,2010,28(4):421-425.
CHEN Jianqiang, JIANG Dingwu, ZHANG Yifeng. The study on the precision of numerical simulation for lateral jets flow and the experiment validation[J]. Acta Aerodynamic Sinica,2010,28(4):421-425. (in Chinese)
- [12] 梁杰,阎超,杨彦广,等. 过渡区侧向喷流干扰的并行 DSMC 数值模拟研究[J]. 宇航学报,2011,32(5):1012-1018.
LIANG Jie, YAN Chao, YANG Yanguang, et al. Parallel DSMC simulation of lateral jet interaction in rarefied transitional region[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(5): 1012-1018. (in Chinese)
- [13] 陈坚强,张毅锋,江定武,等. 侧向多喷口干扰复杂流动数值模拟研究[J]. 力学学报,2008,40(6):735-743.
CHEN Jianqiang, ZHANG Yifeng, JIANG Dingwu, et al. Numerical simulation of complex flow with multilateral jets interactions[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008,40(6):735-743. (in Chinese)
- [14] 杨磊,叶正寅. 超声速飞行器侧向喷流干扰流场传统数值模拟方法的误差分析[J]. 航空动力学报,2015,30(10):2508-2515.
YANG Lei, YE Zhengyin. Error analysis of lateral jet interaction flow field of supersonic vehicle with traditional numerical method[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10):2508-2515. (in Chinese)
- [15] 杨希祥,费阳,江振宇,等. 超声速/高超声速来流中侧向喷流干扰流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2010,25(11):2437-2442.
YANG Xixiang, FEI Yang, JIANG Zhenyu, et al. Numerical simulation of lateral jet interaction flow field in supersonic/hypersonic flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(11):2437-2442. (in Chinese)
- [16] 杨彦广. 高超声速主流中的横向喷流干扰效应研究[D]. 四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2003.
YANG Yanguang. Aerodynamic interaction research of lateral jet in hypersonic external flow[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2003. (in Chinese)
- [17] DESPIRITO J. Factors affecting reaction jet interaction effects on projectiles[R]. AIAA-2011-3031, 2011.
- [18] SPAID F W. Aerodynamic interference induced by reaction controls[R]. Advisory Group For Aerospace Research and Development, AGARD-AG-173, 1973.
- [19] DESPIRITO J. Turbulence model effects on cold-gas lateral jet interaction in a supersonic crossflow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(3): 836-852.
- [20] ADELI R, LONGO J M A, EMUNDS H, et al. Flow fields study of a supersonic jet exiting into a supersonic stream [C]// New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics. Bremen: Springer, 2004: 160-167.

(编辑:王碧珺)