

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0603

# 喷口布局对导弹侧向喷流控制作用的数值模拟

刘丽媛<sup>1</sup>, 李亚超<sup>2</sup>, 阎超<sup>1,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国科学院 力学研究所, 北京 100191)

**摘 要:** 为保持飞行器在稀薄大气中的机动性, 通常采用喷流反控制作用(RCS), 但在超声速来流中, 这会导致飞行器表面出现复杂的喷流干扰流场, 对飞行控制造成了巨大影响。为提高对超声速条件下的侧向喷流控制作用的规律性认识, 应用数值模拟方法, 研究了超声速条件下的无舵光滑弹体和带尾舵的弹-翼组合体上的声速侧向喷流控制问题。开展了关于喷口布局对侧向喷流控制效果影响规律的研究工作, 并通过引入法向干扰力沿程增长系数从定量角度加以分析。计算结果表明: 在有尾舵的情况下, 喷口位置的后移和马赫数的增加能够显著增强侧向喷流控制效果; 当喷口位置位于舵面之前时, 喷流干扰力放大系数随迎角增大而增大, 随来流静压增大而减小; 当喷流位置后移至舵面之后时, 规律相反; 在某些喷口位置和来流条件下, 弹-翼组合体的侧向控制效果与无舵光滑弹体相比并不具备优势。

**关 键 词:** 横向喷流; 侧向控制; 弹-翼组合体; 喷流位置; 迎角

**中图分类号:** V221+.3; TB553

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2017)08-1632-08

为实现飞行器的高机动性、提高飞行器在复杂飞行条件下的控制能力, 航天飞机、导弹等普遍采用横向侧向喷流控制技术。与传统控制措施相比, 喷流控制具有响应快、可调节、不工作时干扰小、效率高等特点, 并可在全部飞行包线内工作<sup>[1-2]</sup>。但是在采用喷流控制时, 存在着来流与喷流的相互干扰, 喷流实际作用效果往往偏离理想设计情况<sup>[3]</sup>。如何准确地预测喷流实际控制效率, 确保飞行控制的准确性, 保证飞行器的稳定性与安全是喷流控制中需要解决的实际问题<sup>[4]</sup>。

早在20世纪50年代末, 国外就已经开始了对喷流控制理论的研究。在航天器再入时的反作用控制研究背景下, 人们开始了对喷流干扰流场第一阶段的研究, 受限于当时的计算条件和数值模拟能力, 这一时期的工作主要以风洞试验和工程分析方法为主<sup>[5-6]</sup>。第二发展阶段从20世纪

80年代末至今, 在反导系统的建设和临近空间飞行器研究的需求下, 人们对喷流控制开始了新一轮的研究热潮。这一时期随着计算机硬件资源的升级、数值模拟方法的成熟以及实验手段的丰富, 人们对于喷流干扰流场的研究逐渐走向深入。研究结果表明, 喷口布局、喷口形状、迎角、喷流动量比、静压比等诸多因素都会影响弹体侧向控制性能<sup>[7-9]</sup>。

从20世纪90年代初开始, 国内开展研究侧向喷流干扰流场预测问题, 近年来, 由于工程单位的牵引, 有关喷流干扰的风洞试验与数值模拟工作大量展开, 得到了单喷流干扰流场的激波结构和涡系结构, 分析了来流与喷流参数对侧向喷流干扰特性的影响规律, 开展了喷流干扰流场非定常特性机理研究以及考虑真实气体效应对飞行器气动干扰特性的影响, 并逐步深入到大迎角侧向多喷口干扰流场研究<sup>[10-11]</sup>。但综合考虑不同喷

收稿日期: 2016-07-18; 录用日期: 2016-11-04; 网络出版时间: 2017-01-09 09:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170109.0900.001.html

\* 通讯作者: E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

**引用格式:** 刘丽媛, 李亚超, 阎超. 喷口布局对导弹侧向喷流控制作用的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(8): 1632-1639. LIU L Y, LI Y C, YAN C. Numerical simulation of effect of nozzle layout on jet lateral control for missiles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8): 1632-1639 (in Chinese).

口位置情况下的来流、喷流参数变化对流场结构以及侧向控制力的影响规律关注不够。特别是尾舵对导弹侧向控制力的影响缺乏细致的研究。因此本文应用数值模拟方法,以优化喷口布局为核心,重点研究超声速气流中弹-翼组合体随喷口位置以及来流迎角、来流马赫数、静压比的变化规律,并通过引入沿程各区域的干扰压力分布加以定量研究,通过与无舵弹身结果做对比,重点分析尾舵对侧向控制力的影响。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 控制方程和计算方法

在一般曲线坐标系中,经过无量纲化后的三维的非定常可压缩 Navier-Stokes 方程组的微分形式为<sup>[12]</sup>

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

式中:  $\hat{Q}$  为守恒变量;  $\hat{F}$ 、 $\hat{G}$ 、 $\hat{H}$  为对流项;  $\hat{F}_v$ 、 $\hat{G}_v$ 、 $\hat{H}_v$  为黏性项;  $t$  为时间;  $\xi$ 、 $\eta$ 、 $\zeta$  分别为计算坐标系下对应曲线坐标系下的  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向。

控制方程组通过有限体积方法求解,湍流模型采用 Menter 的 SST 二方程模型,空间离散格式采用 Roe 格式,时间推进采用 LU-SGS 隐式方法。

### 1.2 方法验证

横向喷流干扰流场根据空间流场结构和壁面压力分布规律,可以将弹体表面划分为 5 个区域:喷流未扰区、高压分离区、低压尾迹区、压力恢复区及弹体下表面的高压干扰区。随着喷口位置移动和来流参数变化,这些区域的作用范围及压力分布将发生改变,进而影响弹体的侧向控制力效果<sup>[13]</sup>。

在以往开展的研究工作中,将喷流干扰与无喷干扰条件下的弹体表面压力系数与实验测量数据进行对比,各个区域的结果均十分吻合,说明所用数值模拟方法能够很好地模拟喷流干扰流场<sup>[13]</sup>。

### 1.3 侧向控制力实际作用效果

为了有效评价横向喷流在不同情况下的实际侧向控制效果,通常借助喷流放大因子  $K_f$  和喷流实际作用位置  $x_e$ <sup>[14]</sup> 定义如下:

$$\begin{cases} K_f = 1 + F_{ji}/F_{jet} \\ x_e = M_{ji}/(F_{jet} + F_{ji}) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $F_{jet}$  为喷流直接产生的气动力;  $F_{ji}$  和  $M_{ji}$  分别为喷流与主流相互作用形成的干扰气动力和力

矩  $M_{ji}$  定义以喷流中心为计算原点,并以抬头力矩为正。具体计算公式如下<sup>[15]</sup>:

$$\begin{cases} F_{ji} = F_{jet\_on} - F_{jet\_off} - F_{jet} \\ M_{ji} = M_{jet\_on} - M_{jet\_off} \\ F_{jet} = (1 + \gamma Ma_{jet}^2) p_j A_{jet} \end{cases}$$

式中:带下角标 jet\_on 和 jet\_off 的  $F$  及  $M$  分别为有喷流和无喷流干扰下的气动力及力矩;  $A_{jet}$  为喷口面积;  $p_j$  为喷口处静压;  $\gamma$  为比热比;  $Ma_{jet}$  为喷流出口平均马赫数。

## 2 喷口位置对侧向控制力的影响

为考察横向喷流干扰流场对实际弹体侧向控制力的影响,采用了常规导弹布局,并将喷口中心布置在弹体对称面上。与此同时,为研究喷口位置对全弹侧向控制效果的影响,生成了具有不同喷口位置的外形。其中,前 3 个喷口位置位于尾舵前方,其喷口中心距离弹头 225、275、325 mm,分别命名为 A1、A2、A3;后 2 个喷口位于尾舵中间,其喷口中心距离弹头 375、400 mm,分别命名为 B1、B2。网格示意图如图 1 所示。

对于无舵光滑弹体外形来说,喷口位置的后移虽然会使得喷流后面的流动结构影响区域减小,但对流场结构基本没有影响,因此造成的喷流控制效果变化不大。对于实际导弹外形来说,由于尾舵的存在,喷口位置后移的影响效果就变得复杂起来。图 2 和图 3 展示了在  $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$  迎角下计算得到的由于喷口位置  $x_{jc}$  后移造成的光滑弹体和弹-翼组合体上侧向喷流控制效果的变化。

可以看出,无论对于无舵弹身还是带舵导弹,喷口位置的后移都明显地改善了侧向喷流控制效果:  $K_f$  增大,甚至超过 1,  $x_e$  绝对值变小,逐渐接近于 0。同时笔者注意到:当喷口位置位于尾舵前方(A1、A2、A3)时,带舵导弹的侧向控制效果比无舵弹体要略差一些;当喷口位置位于尾舵中间(B1、B2)时,带舵导弹的侧向控制效果要远好于无舵弹体。

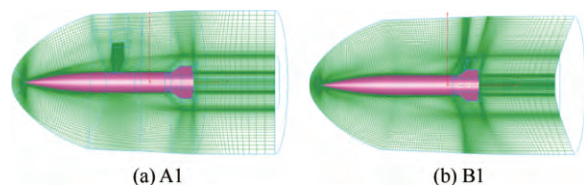
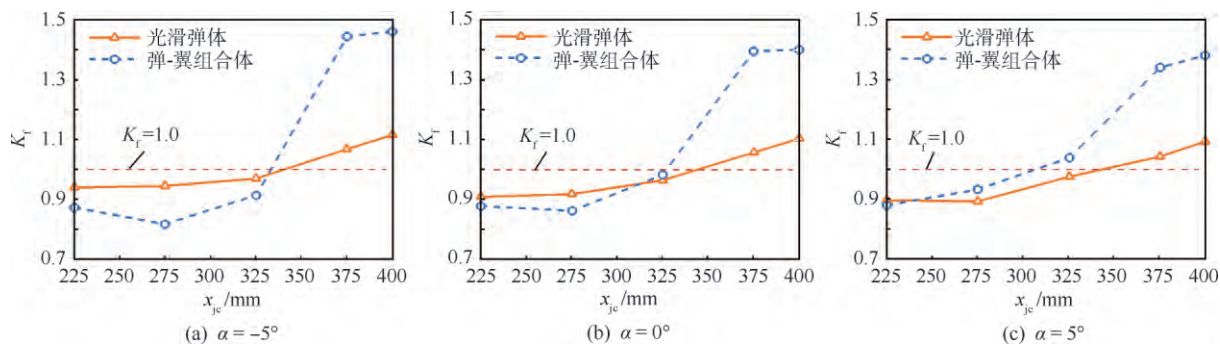
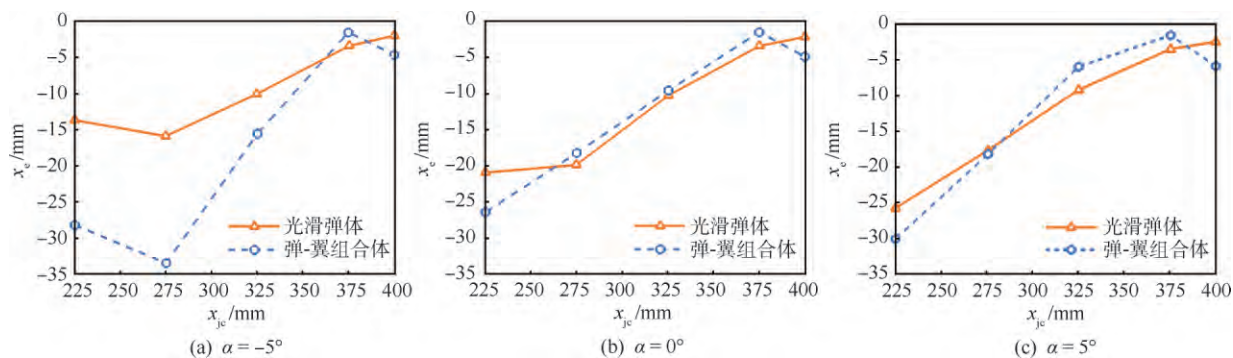


图1 部分带十字尾舵的弹-翼组合体模型及网格示意图  
Fig.1 Schematic diagram of some wing-body configuration models and grids with a cross tail vane

图2 不同迎角下  $K_f$  随喷口位置的变化规律Fig. 2 Variation of  $K_f$  with jet location at different angles of attack图3 不同迎角下  $x_e$  随喷口位置的变化Fig. 3 Variation of  $x_e$  with jet location at different angles of attack

为了分析各个舵面部分对侧向喷流控制力的贡献,先给各个舵面命名:将喷流两侧的舵面命名为  $Fin1$ ,  $Fin1$  的上舵面为  $UF1$ ,下舵面为  $DF1$ ;弹体下方的2个舵面命名为  $Fin2$ ,  $Fin2$  的上舵面为  $UF2$ ,下舵面为  $DF2$ ,各舵面具体命名情况见图4,并定义各舵面上的侧向喷流干扰力系数为

$$C_{fin\_ji} = - (F_{fin\_jet\_on} - F_{fin\_jet\_off}) / (q_{\infty} S) \quad (3)$$

式中:  $F_{fin\_jet\_on}$  为在喷流作用下的舵面侧向力;  $F_{fin\_jet\_off}$  为没有喷流作用时的舵面侧向力;  $q_{\infty}$  为自由来流的动压;  $S$  为导弹的参考面积。同时为使  $C_{fin\_ji}$  与喷流力方向相同,式(3)前面加负号。  $C_{fin\_ji}$  为正时,表示舵面受到的侧向喷流干扰力与喷流力方向相同,起到增强侧向喷流控制效果,  $C_{fin\_ji}$  值越大,起到的侧向控制效果越强。

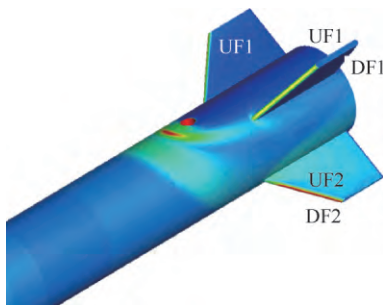
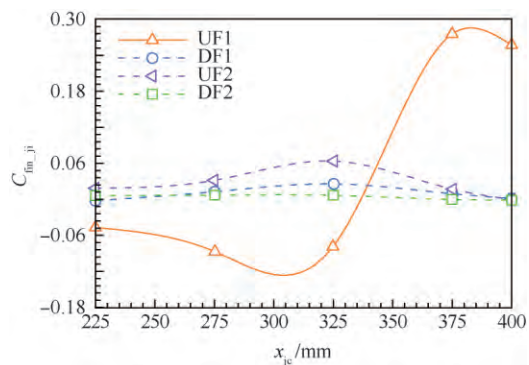


图4 各舵面部分命名图

Fig. 4 Naming sketch of each part of control surface

图5为各舵面  $C_{fin\_ji}$  随喷口位置变化规律,可以看出,舵面  $UF1$  上的侧向控制力干扰力系数绝对值最大,因此舵面  $UF1$  是决定尾舵侧向控制效果的关键因素。当喷流位置靠前 ( $A1$ 、 $A2$ 、 $A3$ ) 时,舵面  $UF1$  上的喷流干扰力减弱了侧向喷流控制效果。当喷流位置靠后 ( $B1$ 、 $B2$ ) 时,舵面  $UF1$  上的喷流干扰力显著地增强了侧向喷流控制效果。图6展示了模型  $A3$ 、 $B1$  在  $0^\circ$  迎角下的流场结构。从流场情况看,在喷流后面存在大规模的膨胀低压区。当喷流位置靠前时,舵面  $UF1$  正好位于低压核心区,这自然会引起舵面压力下降,形成向上的吸力,从而减弱侧向喷流控制效果。

图5 各舵面  $C_{fin\_ji}$  随喷口位置变化Fig. 5 Variation of  $C_{fin\_ji}$  of each control surface with jet location



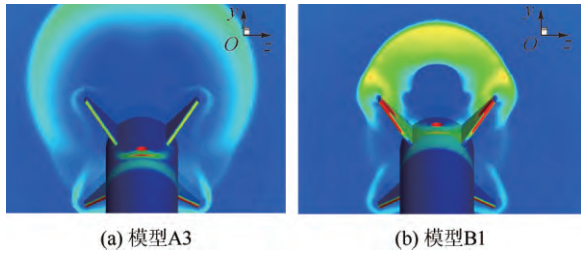


图6 不同喷口位置下的尾舵附近流场结构

Fig. 6 Flow field structure near tail vane at different jet locations

当喷流位置后移至到2个尾舵之间时,两侧的舵面对喷流的膨胀形成限制,造成靠近喷流附近的物面压力升高,引起舵面UF1的侧向喷流干扰力变向,起到增强侧向喷流控制的效果。

### 3 来流参数对侧向控制力的影响

#### 3.1 迎角对侧向控制力的影响

在分析迎角变化对侧向喷流控制力的影响规律时,需要定量分析弹体不同位置的干扰压力分布对侧向控制力的贡献,为此定义干扰力沿程增长系数为

$$C_{n_{ji}}(x) = - \int_0^x C_{p_{ji}} ds dx / S \quad (4)$$

式中:  $ds$  为面积微元;  $C_{p_{ji}}$  为壁面干扰压力系数,其公式如下:

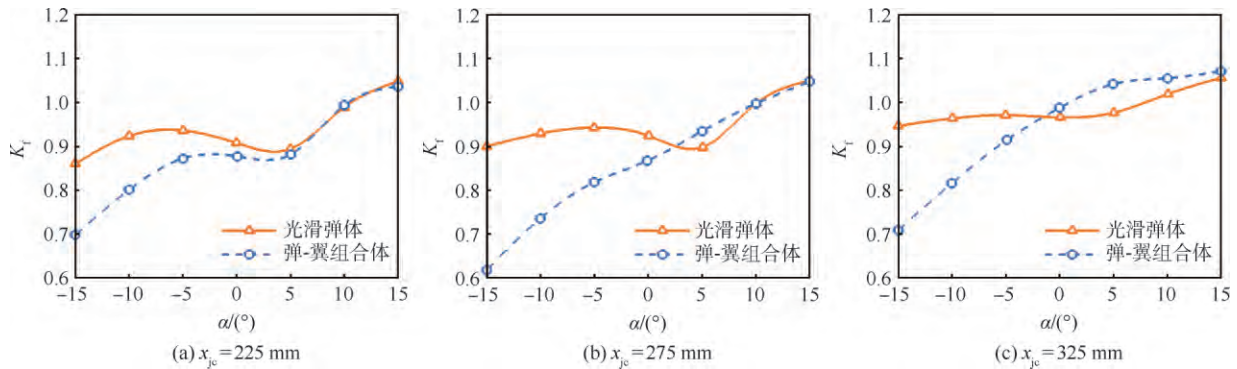
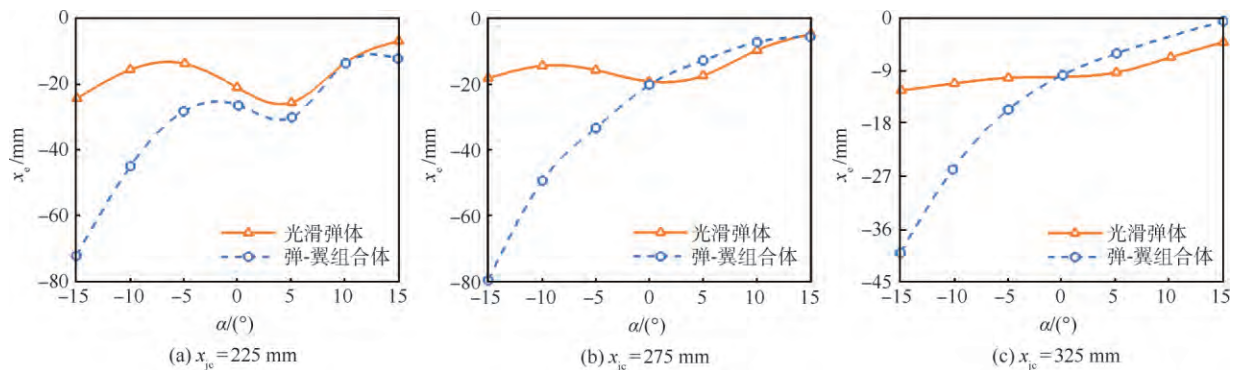
$$C_{p_{ji}} = (p_{\text{jet-on}} - p_{\text{jet-off}}) / q_\infty \quad (5)$$

其中:  $p_{\text{jet-on}}$  为喷流干扰下的壁面压力系数;  $p_{\text{jet-off}}$  为无喷流干扰下的壁面压力系数。

下面笔者就以喷流干扰力沿程增长系数  $C_{n_{ji}}$  为主要分析手段来研究迎角变化下各压力特征区域对侧向喷流控制效果的影响规律。

通过计算发现:不同喷口位置下的侧向喷流控制效果随迎角的变化规律不一致,分别对喷口位置靠前(对应模型A1、A2、A3)和靠后(对应模型B1、B2)2种情况加以分析。

从图7与图8可以看出,当喷流位置靠前时,无论对于无舵旋成体还是带舵弹体,喷流放大系数  $K_f$  和喷流力作用位置  $x_e$  随迎角的变化规律保持一致。下面以  $K_f$  为例具体说明侧向喷流控制效果随迎角的变化情况。对于无舵旋成体来说,当迎角从  $-15^\circ$  增大到  $15^\circ$  的过程中,  $K_f$  先增大后减少再增大,并且随着喷流位置的后移,  $K_f$  的变化幅度减少。而对于带舵弹体来说,  $K_f$  基本随迎角的增大而增大,当迎角为负时,带舵弹体的喷流放大系数要远小于无舵旋成体,当迎角转正后,这种不利情况才得到好转。

图7 不同喷口位置情况下  $K_f$  随迎角的变化(喷口位置靠前)Fig. 7 Variation of  $K_f$  with angle of attack at different jet locations (forward positions)图8 不同喷口位置情况下  $x_e$  随迎角的变化(喷口位置靠前)Fig. 8 Variation of  $x_e$  with angle of attack at different jet locations (forward positions)

横向喷流侧向控制效果的这种变化规律可以从流场图9中得到解释。当迎角为负时, 喷流位于迎风区, 喷流与主流干扰增强, 喷流前的高压分离区(正的)干扰压力升高, 造成喷流干扰力增强, 喷口后的低压尾迹区(负的)干扰压力也升高, 造成喷流干扰力下降。图10为不同迎角下的 $C_{n_{ji}}$ 沿程(横坐标 $x$ 表示沿导弹轴线, 从弹头指向弹尾方向)变化, 从图10可以看出, 低压尾迹区造成的影响更大, 并且当迎角增大后, 低压尾迹区对应的(负的)喷流干扰力迅速减少, 而高压干扰区对应的(正的)喷流干扰力变化不大, 这就使得喷流干扰效果得到增强。对于带舵弹体来说, 由于尾舵的存在, 放大了低压尾迹区的影响, 使得负迎角下的侧向喷流控制效果要远逊于无舵旋成体。

从图11可以看出, 当喷口位置移动到尾舵之间时, 无论是无舵旋成体还是带舵弹体, 其侧向喷流控制效果都有了显著的改善。具体来说, 对于无舵弹体, 迎角在 $\pm 15^\circ$ 之间时, 其喷流放大系数 $K_f$ 都大于1(1.1左右), 且随迎角的变化幅度控制在6%以内; 而喷流作用位置 $x_e$ 均在喷流前5 mm以内, 且随迎角的变化幅度不大(不超过2 mm), 见图12。对于带舵弹体, 迎角在 $\pm 15^\circ$ 之间时, 其喷流放大系数 $K_f$ 都远大于1(1.26以上), 且随迎角的变化幅度从之前(喷口位置靠前)的30%多降到15%以内; 而喷流作用位置 $x_e$ 均在喷流前6 mm以内, 且随迎角的变化幅度不大(不超过2 mm), 见图12。

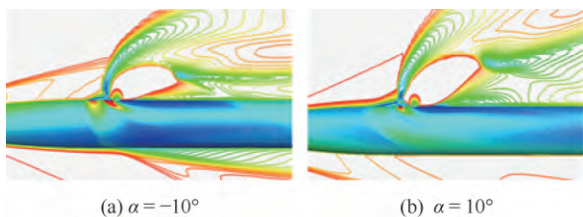


图9 不同迎角下的流场结构对比

Fig. 9 Comparison of flow field structures at different angles of attack

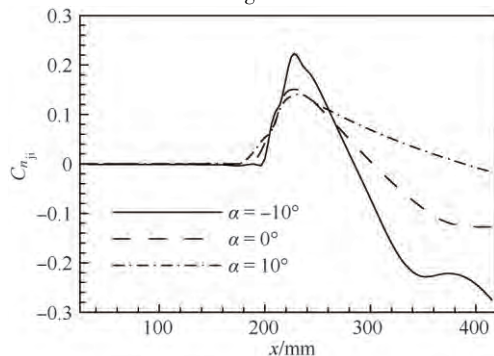


图10 不同迎角下的 $C_{n_{ji}}$ 沿程分布

Fig. 10  $C_{n_{ji}}$  distribution at different angles of attack along  $x$  direction

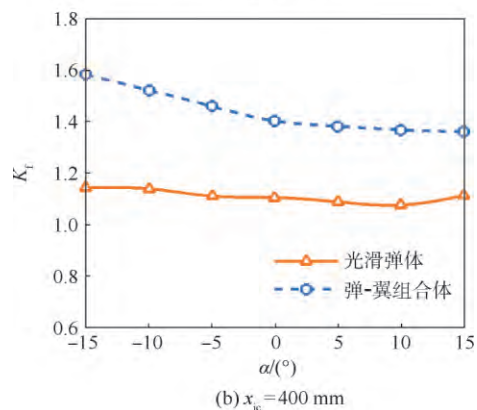
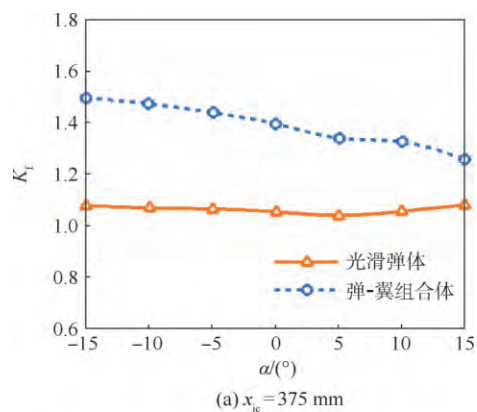


图11 不同喷口位置情况下 $K_f$ 随迎角的变化(喷口位置靠后)

Fig. 11 Variation of  $K_f$  with angle of attack at different jet locations (backward positions)

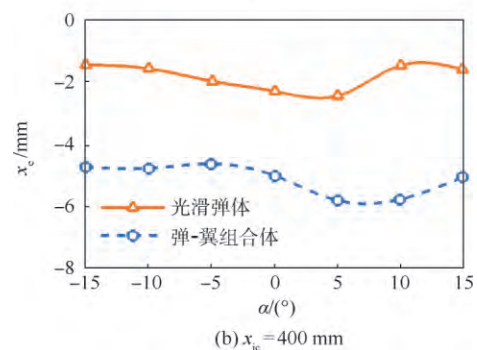
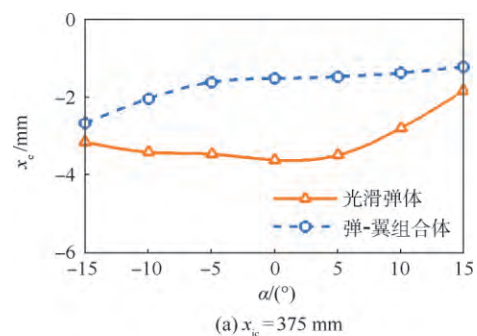


图12 不同喷口位置情况下 $x_e$ 随迎角的变化(喷口位置靠后)

Fig. 12 Variation of  $x_e$  with angle of attack at different jet locations (backward positions)

从喷口位置靠前与靠后的2种情况下的侧向喷流控制效果随迎角的变化规律对比中可以看到: 喷口位置的后移造成了整个喷流干扰区域的后移, 这将直接导致低压尾迹区作用范围的缩小, 从而减弱喷流干扰力造成的不利影响, 改善了侧向控制力实际作用效果: 侧向控制力增强, 作用位置向喷口中心移动, 随迎角变化的波动幅度也衰减等。

### 3.2 来流马赫数对侧向控制力的影响

为了解横向喷流在导弹的整个飞行包线内的侧向控制效果, 有必要研究飞行马赫数和静压对侧向喷流控制的影响。

为此在计算时保持其他来流条件不变(迎角为 $0^\circ$ ), 来流马赫数  $Ma$  分别取为 2.3、3.3、4.3, 得到了光滑弹体、弹-翼组合体在不同喷口位置下的喷流力放大系数  $K_f$ 、喷流作用位置  $x_e$  随马赫数的变化规律, 如图 13、图 14 所示。

从图 13 可以看到, 在各个喷流位置下, 随着来流马赫数的增大, 喷流力放大系数  $K_f$  都有明显的增长。除此之外, 笔者还发现: 当来流马赫数从 2.3 增大到 4.3 时, 喷流位置越靠后, 其对应的  $K_f$  的变化幅度越小。

对于喷流力实际作用位置, 从图 14 也发现同样的变化趋势: 即在各个喷流位置下, 随着来流马赫数的增大,  $x_e$  绝对值都有减少, 这表明喷流干扰力矩在逐渐减小。同时笔者注意到: 随马赫数的变化幅度会随着喷流位置的后移而有所减少, 在喷口位置后移至  $x = 325$  mm 时,  $x_e$  几乎不随来流马赫数发生变化, 这从另一方面说明喷流位置的后移能够充分减弱来流的变化对于喷流干扰效果的影响。

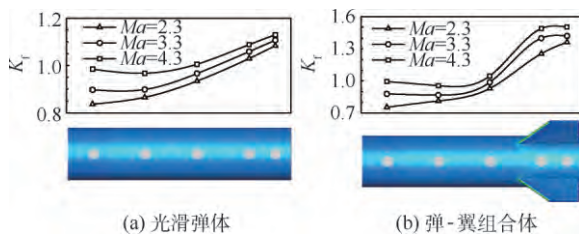


图 13 不同  $Ma$  情况下  $K_f$  随喷口位置的变化

Fig. 13 Variation of  $K_f$  with jet location at different  $Ma$

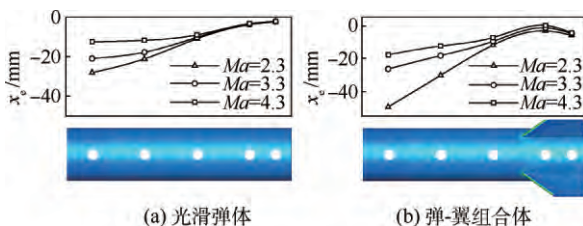


图 14 不同  $Ma$  情况下  $x_e$  随喷口位置的变化

Fig. 14 Variation of  $x_e$  with jet location at different  $Ma$

从图 15 中可以看出, 随着来流马赫数的增大, 高压分离区范围缩小, 但干扰压力强度增强, 其整体(有利)作用效果增强, 低压尾迹区范围缩小, 但干扰压力强度不变, 其整体(不利)作用效果减弱。压力分布特征区域的这种变化特点造成了喷流干扰力朝有利喷流控制的方向增强。

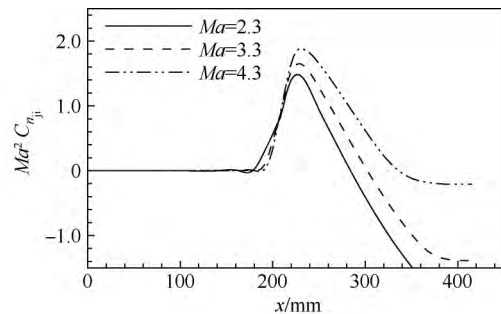


图 15 不同  $Ma$  情况下的  $Ma^2 C_{n_{ji}}$  沿程分布

Fig. 15  $Ma^2 C_{n_{ji}}$  distribution at different  $Ma$  along  $x$  direction

### 3.3 静压比对侧向控制力的影响

为研究来流静压对侧向喷流控制的影响, 在计算时保持其他来流条件和喷流条件不变(迎角为 $0^\circ$ , 马赫数为 3.3), 来流静压分别取为 9 236、19 013、32 283 Pa, 使得喷流与来流的静压比( $p_j/p_e$ )为 320、155 和 90, 笔者得到了无舵旋成体、带舵弹体在不同喷口位置下的喷流力放大系数  $K_f$  和作用位置  $x_e$  随  $Ma$  的变化规律。

从图 16 可以看到, 在各个喷流位置下, 随着来流静压的增大, 喷流位置靠前的 3 个模型 A1、A2、A3 的喷流力放大系数  $K_f$  出现下降, 而喷流位置靠后的来 2 个模型 B1、B2 的喷流力放大系数  $K_f$  出现上升。对于喷流力实际作用位置  $x_e$ , 从图 17 也发现同样的变化趋势: 即在喷流位置靠前的模型中, 随着来流静压的增大,  $|x_e|$  都有所增加, 这表明喷流干扰力矩在逐渐变大; 对于喷流位置靠后的模型,  $|x_e|$  本身已经很小, 其随来流静压比的变化不大。

对于喷流位置靠前的模型, 随着来流静压的增大, 横向喷流的侧向控制效果变差; 对于喷流位

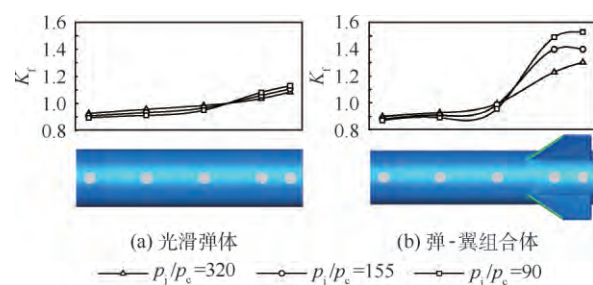


图 16 不同  $p_j/p_e$  下  $K_f$  随喷口位置的变化

Fig. 16 Variation of  $K_f$  with jet location at different  $p_j/p_e$



置靠后的模型,随着来流静压的增大,横向喷流的侧向控制效果则有所改善。在此本文继续使用喷流干扰力沿程增加系数  $C_{n_{ji}}p_c/p_j$  来定量研究随着来流静压的增长,  $p_c$  为来流静压,各个压力特征分布区域对于全弹侧向力的贡献。

图 18 展示了模型 A1 在不同来流静压条件下的法向干扰力沿程增长系数的变化。随着来流静压比的增大,高压分离区的有利干扰压力强度增强、范围缩小,整体作用效果在增强,同时低压尾迹区的不利干扰压力强度也在增强、干扰范围缩小,整体作用效果也在增强。但后者引起的侧向干扰力的变化幅度更大一些,大约是前者的 1.5 倍,最终造成了喷流干扰力朝不利于喷流控制的方向增强。

随着喷流位置的后移,分离高压区的作用范围不变,而低压干扰区的作用范围迅速减少,后者的法向干扰力变化幅度会减少,而前者保持不变,这就使得喷流位置靠后的几个模型出现了侧向喷流控制效果随着来流静压的增长而有所改善的情况。

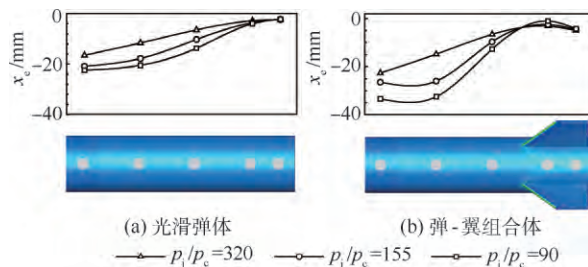


图 17 不同  $p_j/p_c$  下  $x_c$  随喷口位置的变化

Fig. 17 Variation of  $x_c$  with jet location at different  $p_j/p_c$

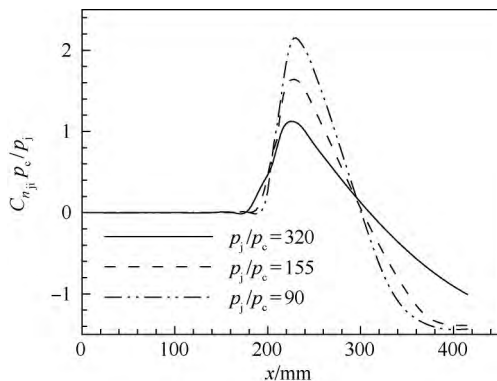


图 18 不同  $p_j/p_c$  下的  $C_{n_{ji}}p_c/p_j$  沿程分布

Fig. 18  $C_{n_{ji}}p_c/p_j$  distribution at different  $p_j/p_c$  along  $x$  direction

## 4 结 论

通过数值模拟方法研究了不同喷口位置、迎

角、马赫数、静压条件下无舵光滑弹体、弹-翼组合体的喷流控制力以及横向喷流干扰流场,结果表明:

1) 数值计算表明,喷口位置的后移和来流马赫数的增大对改善侧向喷流控制效果是绝对的,而迎角的增大和静压比的提高对模型在不同喷口位置下的侧向控制效果的影响规律则不同。

2) 对于弹-翼组合体来说,当喷口位置位于舵面之前时,喷流干扰力放大系数随迎角增大而增大,随来流静压增大而下降。当喷流位置后移至舵面后面时,喷流干扰力随迎角增大而减小,随来流静压增大而增大。

3) 在某些喷口位置和来流条件下,弹-翼组合弹体的侧向控制效果与无舵光滑弹体相比并不具备优势。具体来说,由于尾舵的存在,弹-翼组合体会将喷流干扰效果放大。这种后果是两方面的:在喷流位置靠前时,尾舵处于喷流下游的膨胀低压区,它的放大效果会使得弹-翼组合体上的喷流控制效果明显差于无舵光滑弹体;当喷流位置靠后时,尾舵会使喷流的膨胀受到限制,产生局部有利干扰压力,因此会显著增强弹-翼组合体上的喷流控制效果。

## 参考文献 (References)

- [1] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动 [M]. 北京: 科学出版社, 2007: 167-170.  
LI S X. Complicated flow governed by shock and boundary layer [M]. Beijing: Science Press, 2007: 167-170 (in Chinese).
- [2] SRIVASTAVA B. Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(5): 584-592.
- [3] DESPIRITO J. Factors affecting reaction jet interaction effects on projectiles: AIAA-2011-3031 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [4] BUCK G M. Experimental measurement of RCS jet interaction effect on a capsule entry vehicle: AIAA-2008-1229 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [5] ZUKOSKI E, SPAID F. Secondary injection of gases into supersonic flow [J]. AIAA Journal, 1964, 2(10): 1689-1696.
- [6] CHAMPINGY P, LACAU R. Lateral jet control for tactical missiles: N95-14448 [R]. Toulouse: ONERA, 1994.
- [7] GRUBER M, NEJAD A, CHEN T. Transverse injection from circular and elliptic nozzles into a supersonic cross flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 449-457.
- [8] GRAHAM M, WEINACHT P. Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 675-683.
- [9] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(3): 296-302.
- [10] 李斌, 王学占, 刘仙名. 大攻角侧向多喷干扰流场特性数值

- 模拟[J]. 航空学报 2015 36(9): 2828-2839.
- LI B, WANG X Z, LIU X M. Numerical investigation of multi-lateral jets interactions flow characteristics at high angle of attack [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2828-2839 (in Chinese).
- [11] 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 J Q, ZHANG Y F, JIANG D W, et al. Numerical simulation of complex flow with multi lateral jets interactions [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008, 40(6): 735-743 (in Chinese).
- [12] 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.
- YAN C. Method and application of computational fluid dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 18-25 (in Chinese).
- [13] 李亚超, 阎超, 张翔, 等. 超声速横向喷流侧向控制的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报 2015 41(6): 1073-1079.
- LI Y C, YAN C, ZHANG X, et al. Numerical simulation of lateral control in supersonic cross jet flow [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2015 41(6): 1073-1079 (in Chinese).
- [14] GRAHAM M, WEINACHT P, BRANDEIS J. Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies [J]. Journal of Spacecraft and Rockets 2002 39(3): 376-383.
- [15] 耿云飞. 高超声速飞行器减阻防热新方法数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学 2011.
- GENG Y F. Numerical simulation of the new methods of drag reduction and thermal protection in the hypersonic vehicle design [D]. Beijing: Beihang University 2011 (in Chinese).

#### 作者简介:

刘丽媛 女, 硕士研究生。主要研究方向: 计算流体力学、湍流模拟。

阎超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空气动力学、计算流体力学。

## Numerical simulation of effect of nozzle layout on jet lateral control for missiles

LIU Liyuan<sup>1</sup>, LI Yachao<sup>2</sup>, YAN Chao<sup>1\*</sup>

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In order to keep the motility in the thin atmosphere, air vehicles usually employ reaction control system (RCS), but in supersonic flow, it leads to complex jet interaction flow field on the surface of air vehicles, which has enormous influence on flight control. In order to improve the regularity understanding of jet lateral control, a model without any vane and a model with four tail vanes were used to study the sonic jet control effects in supersonic cross-flow by numerical simulation. The investigation of the influence of the jet location on the jet lateral control was conducted and the quantitative analysis of the contribution of different characteristic regions on the sweep to the jet lateral control was given. The numerical results indicate that as to wing-body configuration, the backward moving of the jet location and the increase of Mach number observably improve the jet lateral control effect; the amplification coefficient of the jet interaction force increases with the increasing angle of attack, and decreases with the increasing static pressure on condition that the jet is located before the tail vane; however, the law is opposite on condition that the jet is located after the tail vane; wing-body configuration, compared to body-alone configuration, does not have advantages on jet lateral control effects under some jet location and flow conditions.

**Keywords:** transverse jet; lateral control; wing-body configuration; jet position; angle of attack

Received: 2016-07-18; Accepted: 2016-11-04; Published online: 2017-01-09 09:00

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170109.0900.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170109.0900.001.html)

\* Corresponding author. E-mail: yanchao@buaa.edu.cn