

# 宽速域飞翼布局后缘射流滚转控制研究\*

邵帅<sup>1</sup>, 郭正<sup>1</sup>, 贾高伟<sup>1</sup>, 阴鹏<sup>1</sup>, 侯中喜<sup>1</sup>, 张来平<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 军事科学院国防科技创新研究院, 北京 100071)

**摘要:**采用数值模拟方法对宽速域( $Ma$ 为0.145~0.7)内飞翼布局采用后缘环量控制射流进行滚转控制开展系统研究,并与传统舵面控制构型进行对比。研究关注电磁隐身特性、滚转控制特性和相关流动机理,以及射流引气的综合影响。结果表明:随马赫数的增大,射流对边界层流动的夹带和阻滞效应减弱,滚转控制能力显著下降;但射流控制大幅提高了典型角域的电磁隐身特性,并且引气量少,推力损失小,控制效率因子(单位附加阻力系数产生的控制力矩系数)高。综合来看,后缘环量控制射流是一种极具潜力的飞翼布局滚转控制设备。

**关键词:**后缘环量控制射流;飞翼布局;宽速域;滚转控制;电磁隐身

中图分类号:V211 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2022)04-101-15



听语音  
与作者  
聊科研  
互动

## Roll control study of flying wing based on trailing-edge jet at wide speed range

SHAO Shuai<sup>1</sup>, GUO Zheng<sup>1</sup>, JIA Gaowei<sup>1</sup>, YIN Peng<sup>1</sup>, HOU Zhongxi<sup>1</sup>, ZHANG Laiping<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. National Innovation Institute of Defense Technology, Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China)

**Abstract:** The numerical simulation method was used to carry out a systematic study on the roll control of the flying wing using the trailing-edge CC(circulation control) jet at a wide speed range ( $Ma$ 为0.145~0.7), and was compared with the configuration controlled by classical control surfaces. Research focuses the electromagnetic stealth characteristics, the roll control characteristics and their flow physics, and the impacts of the bleed air. Results show that as the Mach number increases, the roll control capability of the CC jet decreases due to the weakening of entrainment and blocking effects. However, the CC jet enhances the stealth performance at specific azimuth ranges remarkably. Moreover, it requires less bleed air, induces less thrust loss, and has a high control efficiency factor (aerodynamic moment coefficient produced per unit of additional drag coefficient). In conclusion, the trailing-edge CC jet is a highly promising roll control device for a flying wing.

**Keywords:** trailing-edge circulation control jet; flying wing; wide speed range; roll control; electromagnetic stealth

近年来,各军事强国相继推出飞翼布局隐身无人战机的技术验证机型,包括法国的“神经元”,英国的“雷神”,俄罗斯的“猎人”,中国的攻击-11,美国的“幻影雷”、X-45A、X-47A和X-47B等<sup>[1]</sup>。飞翼布局具备优良的气动特性与隐身性能,但在机动和配平过程中,传统舵面的偏转将破坏飞翼布局的电磁隐身外形。同时舵面的使用增加了飞行器外模线上的开孔和狭缝,增大了雷达散射截面(radar cross section, RCS)。

后缘环量控制射流是指在机翼后缘沿切向射出一股流动。根据柯恩达效应,射流附着于后缘凸曲面,即柯恩达表面,并夹带边界层流动同样绕

柯恩达表面偏转一定角度。流线的偏转使翼型产生气动型弯曲,从而改变翼型的环量和升力。左右机翼后缘不同射流组合方式可实现不同姿态控制,其中以滚转控制效果最佳。后缘环量控制射流作为一种典型的主动流动控制技术,具备代替传统舵面进行姿态控制的潜力<sup>[2]</sup>。

相比舵面,后缘环量控制射流应用于飞行器姿态控制具备诸多优势<sup>[2-4]</sup>。首先,无须液压传动和铰链机构,射流系统体积小质量轻,可为飞行器增大装载或增加航程。其次,姿态控制设备的零部件数量大幅度减小,提高了系统可靠性,进而提升了飞行器的出勤率。最重要的是活动部件减

\* 收稿日期:2021-10-22

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61801495);湖南省科技创新计划资助项目(2021RC3077)

作者简介:邵帅(1992—),男,河南沈丘人,博士研究生,E-mail:shaoshuai\_ss@nudt.edu.cn;

郭正(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:guozheng@nudt.edu.cn

少,使得外模线更加光滑,机动和配平过程中无舵面偏转,有望大幅改善飞翼布局的动态隐身特性。但同时环量控制设备需从独立气泵或者发动机的压气机引气获得高压气源,将持续消耗能量并对发动机推力产生影响。此外,多项研究表明,随来流马赫数的增大,射流出口激波和边界层的相互作用<sup>[5]</sup>使射流更易脱离柯恩达表面,导致  $C_{\mu}$  失速现象提前发生,环量控制效果<sup>[6-9]</sup>显著弱化。

尽管多数研究强调射流控制对飞行器隐身性能的显著提升,但鲜有关于射流与舵面控制构型 RCS 特性的对比研究和量化评估工作。此外,引气导致的推力损失评估也少见文献研究。针对飞翼布局的飞行试验<sup>[10-15]</sup>、风洞试验<sup>[2-3]</sup>和数值模拟<sup>[16-17]</sup>工作多关注低速时利用环量控制技术进行部分姿态控制(以滚转控制为主)的可行性。仅 Forster<sup>[18]</sup>通过数值模拟确认了高亚声速( $Ma = 0.7$ )中飞翼布局 SACCON(stability and control configuration)的机身内侧射流与舵偏  $10^\circ$ 产生的控制力矩接近。飞翼布局隐身无人战机的实际飞行速度涵盖了低速至高亚声速,在宽速域范围环量控制技术用于飞翼布局滚转控制的可行性有待进一步验证。

因此本文结合气动和隐身数值计算方法,在宽速域范围( $Ma$  为  $0.145 \sim 0.7$ )内系统性研究后缘环量控制射流对飞翼布局的滚转控制效果,并与传统舵面控制构型进行对比。研究关注电磁隐身特性、滚转控制特性、流动机理分析和射流引气影响四个方面。同时在射流引气影响小节中,提出控制效率因子参数对比射流与舵面的控制效率。本文期望为射流主动流动控制无操纵面飞翼布局飞行器的设计工作提供量化参考依据。

### 1 研究对象

MULDICON (multi-disciplinary configuration) 布局<sup>[19]</sup>由北约 AVT-251 任务组提出,如图 1 所示,本文将作为滚转控制研究的飞翼平台。参考长度为  $c_{ref} = 6$  m,参考面积为  $S_{ref} = 77.8$  m<sup>2</sup>,力矩参考点(moment reference point, MRP)坐标为  $(x, y, z)_{ref} = (6, 0, 0)$  m。其控制舵面包括内侧舵面(inner board, IB)和外侧舵面(outer board, OB)。舵面控制构型的几何模型如图 2 所示。单个舵面的面积为 1.16% 参考面积。舵面后缘下偏为正。

为保证可比性,将内外侧舵面在后缘上的相应位置分别替换为环量控制设备,得到射流控制构型。Michie<sup>[20]</sup>研究得到高效环量控制设备的几何比例,本文据此对外翼段后缘修型,比例参数如图 3 所示。每个环量控制设备均有上下两个射

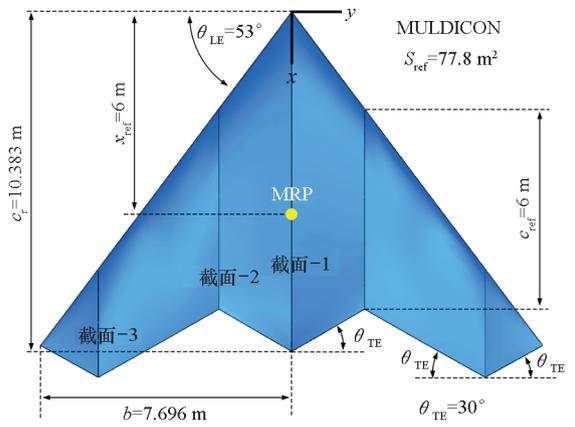


图 1 MULDICON 布局几何外形  
Fig. 1 Geometry of MULDICON

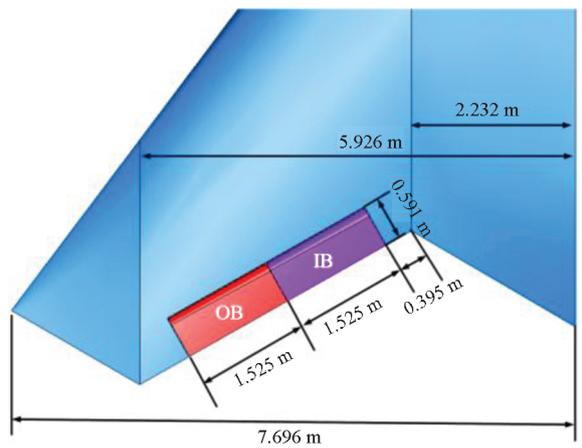


图 2 舵面控制构型的几何模型  
Fig. 2 Geometry of the flying wing with control surfaces

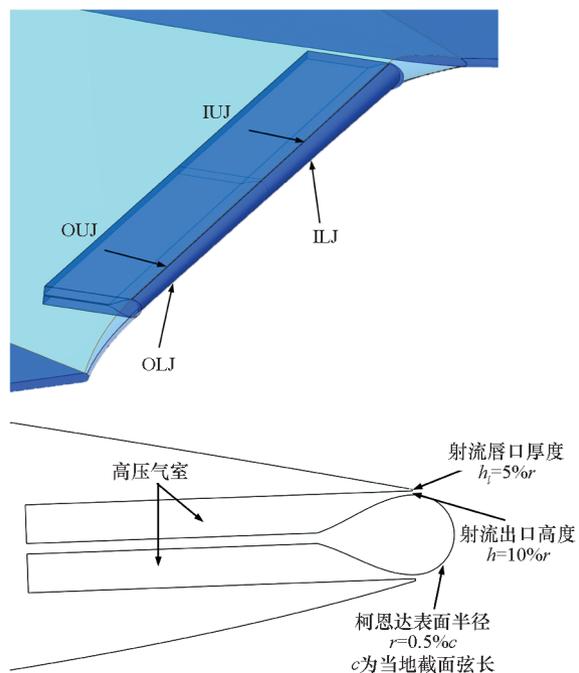


图 3 射流控制构型的几何模型  
Fig. 3 Geometry of the flying wing with CC jets

流出口,使用 IUJ、ILJ、OUJ 和 OLJ 分别代表内侧上、内侧下、外侧上和外侧下四个出口的射流。

考虑对称性,本文以向右滚转为例研究不同控制设备的滚转控制效果。舵面控制时,左右机翼外侧舵面差动偏转  $\delta_{OB}$  分别为  $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 20^\circ$  (左机翼 OB 后缘下偏,右机翼 OB 后缘上偏),为方便表述对应构型在后文分别简称为舵偏  $10^\circ$  构型和舵偏  $20^\circ$  构型。使用舵面控制但舵面无偏转时(即  $\delta_{OB} = \pm 0^\circ$ ),简称无舵偏构型。射流控制时,左右机翼外侧环量控制设备差动射流(左机翼 OUJ 和右机翼 OLJ 射流开启)。

## 2 数值方法及验证

### 2.1 气动计算方法及验证

气动数值模拟使用非结构混合网格计算流体力学仿真软件 HyperFLOW<sup>[21-22]</sup>。计算中,无黏通量离散使用 Roe 格式,黏性项使用法向导数法离散,湍流模型采用  $k-\omega$  SST 两方程模型。使用 MULDISCON 布局和椭圆环量控制翼模型分别验证 HyperFLOW 准确模拟飞翼布局绕流和环量控制翼绕流的能力。

#### 2.1.1 飞翼布局绕流算例验证

验证分为两步,首先进行网格无关性验证得到后续研究的网格基础,接着在一定迎角范围内与文献对比气动载荷结果,验证气动力和力矩的准确性。

验证算例来流条件为马赫数  $Ma = 0.4$ , 每米雷诺数  $Re = 9.333 \times 10^6$ 。计算网格为非结构混合网格,物面为 40 层棱柱网格,外部空间由四面体网格填充,机身周围区域进行适当加密。表 1 列出了三套网格的参数,图 4 展示了中等密度网格细节,三套网格的拓扑结构相同。表 2 展示了网格加密对气动载荷的影响,迎角  $\alpha = 0^\circ$ ,从中等密度网格到密网格,升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$  和俯仰力矩系数  $C_m$  的变化微小,故选择中等密度网格开展后续研究。图 5 展示了 HyperFLOW 求解器与采用 SA-neg (negative spallart-allmaras turbulence model) 湍流模型的德国宇航中心 DLR Tau 求解器<sup>[23]</sup>对 MULDISCON 布局的气动特性预测结果。两者的  $C_L$  和  $C_D$  曲线吻合良好, $C_m$  曲线在小迎角时吻合良好,当迎角大于  $6^\circ$  后由于湍流模型的差异而存在偏差,但变化趋势一致。本文关注小迎角附近来流速度和射流强度对滚转控制效果的影响,因此计算方法可用于后文飞翼布局气动特性的评估工作。

表 1 MULDISCON 布局网格参数

Tab.1 Details of grids of MULDISCON

网格参数	粗网格	中等网格	密网格
第一层网格厚度/m	$1 \times 10^{-5}$	$5 \times 10^{-6}$	$2 \times 10^{-6}$
加密区平均尺度/m	0.08	0.05	0.04
单元数量	$3.28 \times 10^6$	$8.87 \times 10^6$	$1.86 \times 10^7$

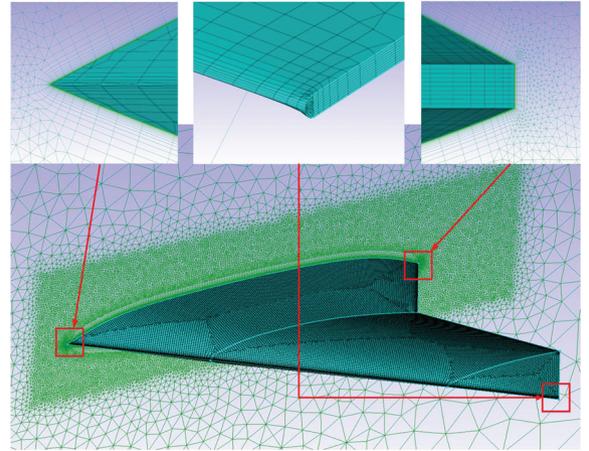


图 4 MULDISCON 布局网格剖分

Fig.4 Grid of MULDISCON

表 2 网格加密对气动载荷的影响

Tab.2 Influence of grid refinement on aerodynamic loads

气动力及力矩系数	粗网格	中等网格	密网格
$C_L$	$-1.02 \times 10^{-2}$	$-1.01 \times 10^{-2}$	$-1.02 \times 10^{-2}$
$C_D$	$8.14 \times 10^{-3}$	$7.64 \times 10^{-3}$	$7.57 \times 10^{-3}$
$C_m$	$4.06 \times 10^{-3}$	$4.13 \times 10^{-3}$	$4.17 \times 10^{-3}$

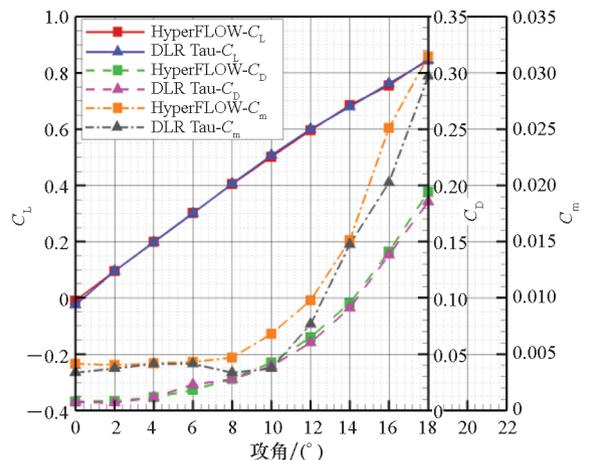


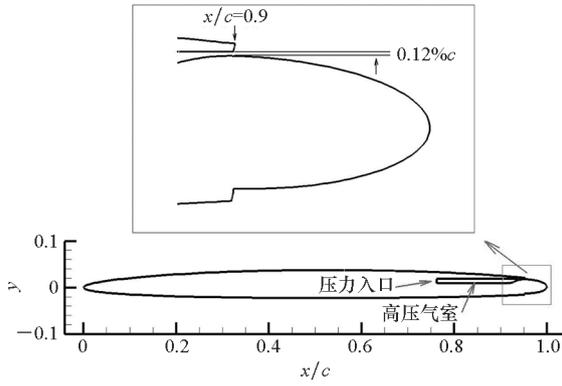
图 5 MULDISCON 布局气动特性

Fig.5 Aerodynamic characteristics of MULDISCON

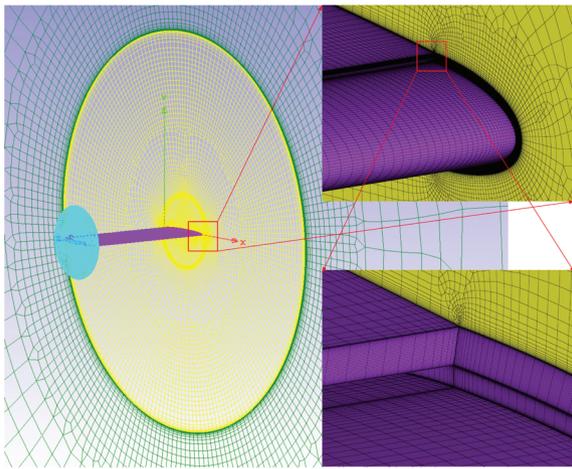
#### 2.1.2 椭圆环量控制翼算例验证

椭圆环量控制翼模型风洞试验<sup>[8]</sup>覆盖了低

速到跨声速,是环量控制翼的标准验证算例之一。来流条件为  $Ma = 0.3$ ,  $Re_c = 1 \times 10^6$ ,  $\alpha = 3^\circ$  和  $Ma = 0.8$ ,  $Re_c = 2.5 \times 10^6$ ,  $\alpha = 3^\circ$  ( $Re_c$  为基于翼型弦长的雷诺数)。翼型剖面如图 6(a) 所示,试验模型和网格如图 6(b) 所示,模型展长为弦长的 2 倍,蓝色为端板以减少有限展长的三维效应,黄色为支撑模型的分流板作黏性壁面考虑<sup>[8]</sup>。机翼表面和气室内部的结构网格参考文献[9]的剖分方式。机翼表面和柯恩达表面法向第一层网格厚度分别为  $1 \times 10^{-5}c$  和  $5 \times 10^{-6}c$ ,以保证  $y^+ \sim O(1)$ 。



(a) 翼型剖面  
(a) Airfoil section



(b) 网格  
(b) Grid

图 6 椭圆环量控制翼的几何和网格

Fig. 6 Geometry and grid of the elliptical CC airfoil

环量控制设备的高压气室前壁面使用压力入口边界条件,如图 6(a) 所示,总压  $p_{0, \text{plenum}}$  通过压比  $NPR = p_{0, \text{plenum}}/p_\infty$  设置,总温  $T_{0, \text{plenum}} = T_\infty$ ,  $p_\infty$  和  $T_\infty$  分别为来流压力和温度,速度方向与边界面垂直。射流动量系数  $C_\mu$  是环量控制的重要无量纲参数,表征射流动量与来流动压的相对大小,定义如下:

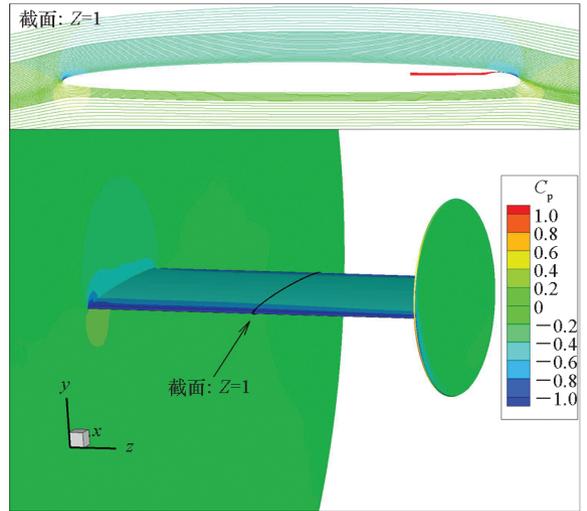
$$C_\mu = \frac{\dot{m}u_j}{q_\infty S_{\text{ref}}} \quad (1)$$

式中:  $\dot{m}$  为质量流量,  $q_\infty$  为来流动压,  $u_j$  为射流出口速度,  $S_{\text{ref}}$  为参考面积。对于二维翼型  $S_{\text{ref}}$  为翼型弦长,机翼或飞行器  $S_{\text{ref}}$  则是投影面积。压力入口边界的动量和压力将产生额外的反作用力和力矩,将动量等效为压力:

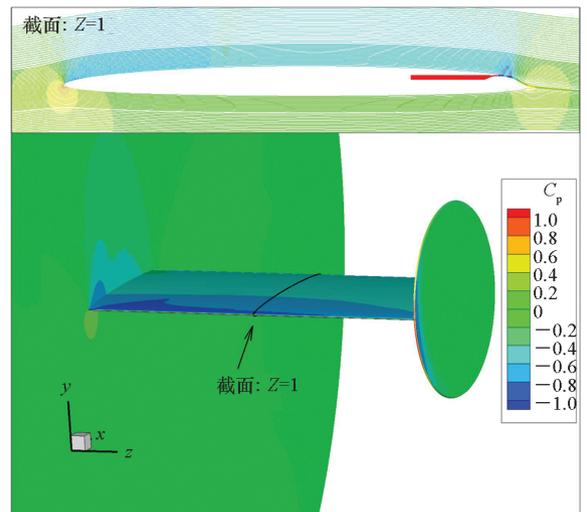
$$p_c = p_b + \rho_b u_b^2 \quad (2)$$

其中,下标  $b$  为边界值,  $p_c$  为动量修正的压力值。将压力入口边界视为常规壁面积分压力和黏性切应力,进而得到修正的整机气动力和力矩。

图 7 展示了椭圆环量控制翼的压力系数  $C_p$  云图和展向中间截面 ( $Z = 1$ ) 的流线图,流线用  $C_p$  着色。从截面流线可以看出,射流作用下绕流偏转显著,翼型产生气动型弯曲。 $Ma = 0.8$  时,机翼



(a)  $Ma = 0.3$ ,  $C_\mu = 0.054$



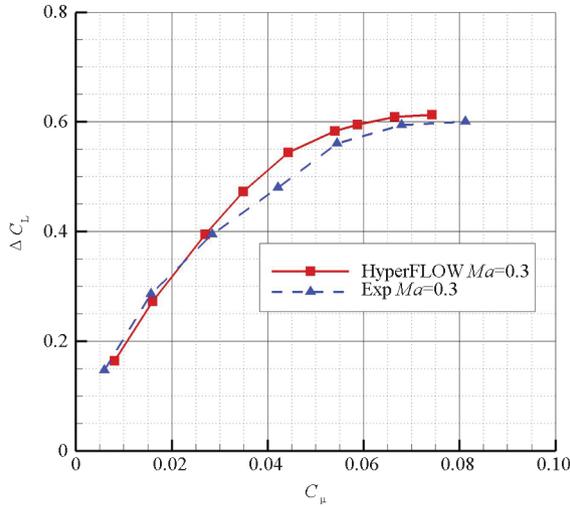
(b)  $Ma = 0.8$ ,  $C_\mu = 0.008$

图 7 椭圆环量控制翼绕流流场

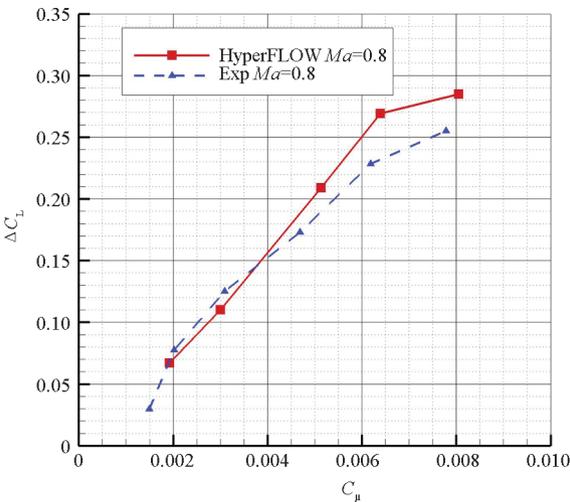
Fig. 7 Flow field over the elliptical CC airfoil

背风面出现激波。此外,由于两端受到端板和分流板的影响,表面  $C_p$  分布存在展向差异,因此积分展向中间截面的压力系数作为翼型的升力系数。

图 8 为展向中间截面升力系数增量  $\Delta C_L$  计算值与试验值<sup>[8]</sup>的对比。表 3 列出了计算值与试验值的偏差。 $Ma = 0.3$  与  $Ma = 0.8$  且  $C_\mu$  较小时,计算值与试验值吻合良好。 $Ma = 0.8$  且  $C_\mu$  较大时,计算值与试验值的最大相对偏差为 16.96%,远小于环量控制翼文献中常见的升力系数 25% 的偏差<sup>[24]</sup>。因此,本文的计算方法能够满足宽速域环量控制翼的数值模拟需求。



(a)  $Ma = 0.3, Re_c = 1 \times 10^6, \alpha = 3^\circ$



(b)  $Ma = 0.8, Re_c = 2.5 \times 10^6, \alpha = 3^\circ$

图 8 展向中间截面增升效果

Fig. 8 Lift augmentation of the midspan wing section

表 3  $\Delta C_L$  计算值与试验值的偏差  
Tab.3 Deviation between computational and experimental  $\Delta C_L$

$Ma$	$C_\mu$	$\Delta C_{L_C}$	$\Delta C_{L_E}$	绝对偏差	相对偏差/%
0.3	$7.43 \times 10^{-2}$	0.613	0.600	0.013	2.17
	$6.65 \times 10^{-2}$	0.609	0.591	0.018	3.05
	$5.87 \times 10^{-2}$	0.595	0.571	0.024	4.20
	$5.40 \times 10^{-2}$	0.583	0.554	0.029	5.23
	$4.43 \times 10^{-2}$	0.544	0.506	0.038	7.51
	$3.49 \times 10^{-2}$	0.473	0.444	0.029	6.53
	$2.70 \times 10^{-2}$	0.395	0.380	0.015	3.95
0.8	$1.60 \times 10^{-2}$	0.273	0.273	0	0
	$8.06 \times 10^{-3}$	0.164	0.183	-0.019	-10.38
	$8.05 \times 10^{-3}$	0.285	0.258	0.027	10.47
	$6.39 \times 10^{-3}$	0.269	0.230	0.039	16.96
	$5.13 \times 10^{-3}$	0.209	0.197	0.012	6.09
	$3.00 \times 10^{-3}$	0.110	0.115	0.005	-4.35
	$1.92 \times 10^{-3}$	0.067	0.062	0.005	8.06

注:绝对偏差为  $\Delta C_{L_C} - \Delta C_{L_E}$ ,相对偏差为  $(\Delta C_{L_C} - \Delta C_{L_E})/\Delta C_{L_E} \times 100\%$ ,其中下标“C”和“E”分别代表计算值和试验值。对试验数据点进行二次插值获得特定  $C_\mu$  对应的试验值  $\Delta C_{L_E}$ 。

## 2.2 隐身计算方法及验证

X 波段(8 ~ 12.5 GHz)是机载火控雷达的主要工作频段,且在针对飞行器的雷达中占比最大<sup>[25]</sup>。故本文选择 10 GHz 典型频点研究射流控制对飞翼布局隐身性能的提升。电尺寸是 RCS 数值模拟中的重要指标,是目标尺寸与雷达工作波长之比,用以选择合适的数值计算方法准确高效地完成 RCS 数值计算。MULDICON 的尺寸相对 10 GHz 频点为超电大尺寸,因此采用大面元物理光学法(large element physical optics, LEPO)进行数值模拟。采用经典金属圆柱体模型对 LEPO 方法进行验证。圆柱模型和计算设置如图 9 所示。

图 9 表明各个方位的 RCS 计算值与试验数据<sup>[26]</sup>均吻合良好,即 LEPO 方法能够较为准确地模拟金属圆柱体等凸结构的电磁散射特性,因此该方法能够满足超电大尺寸飞翼布局的 RCS 数值模拟需求。

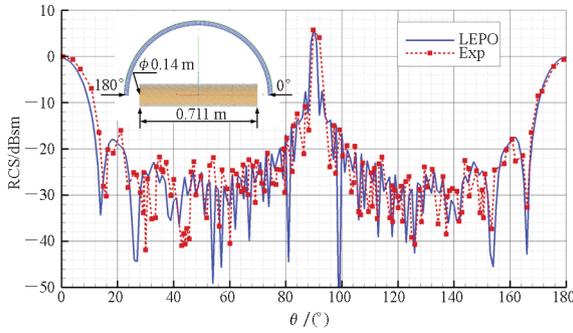


图 9 金属圆柱体 RCS 计算与试验数据对比  
Fig. 9 Comparison between experimental and computational RCS results of a metal cylinder

### 3 结果分析

#### 3.1 电磁隐身特性

滚转控制时,飞行器将发生姿态变化,电磁隐身特性将随之显著变化。因此,本文将同时考虑滚转角  $\varphi = 0^\circ$  和  $\varphi = 10^\circ$  时射流和舵面控制构型的 RCS 散射特性。绝大多数空中机载火控雷达采用垂直极化 (vertical polarization, VV) 工作方式,本文模拟也采用这种极化方式。电磁波入射频率 10 GHz,入射角度  $\theta$  为  $0^\circ \sim 360^\circ$ 。射流和舵面控制构型的隐身计算网格的网格量分别为 274 万和 237 万。图 10 展示了数值模拟中的雷达波入射角度。

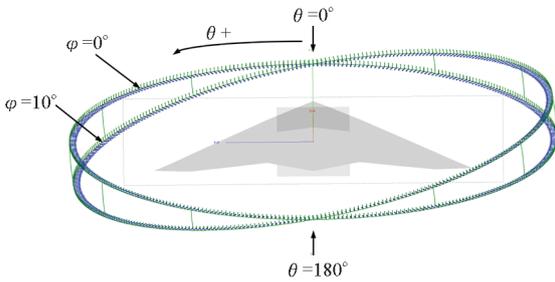


图 10 飞翼布局雷达波入射示意图

Fig. 10 Radar irradiation on the flying wing

图 11 展示了无舵偏构型在滚转角  $\varphi = 0^\circ$  状态下的 RCS 散射图。该构型具有对称性,在  $\theta$  为  $0^\circ \sim 180^\circ$  方位内存在四个强散射点,其中三个为  $\theta = 53^\circ$  的垂直前缘方向、 $\theta = 90^\circ$  的翼尖方向、 $\theta = 150^\circ$  的垂直外翼段后缘方向。第 4 个强散射点在  $\theta = 120^\circ$  方位,此方位上舵面转轴缝隙充分暴露,形成较强的电磁波散射。图 12 对比了  $\varphi = 0^\circ$  时射流控制构型、无舵偏构型和舵偏  $20^\circ$  构型的 RCS 散射特性。在  $\theta$  为  $53^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $150^\circ$  三个方位和其对称方位上,三种构型的 RCS 峰值大小无明显差异。但在  $\theta = 120^\circ$  和  $\theta = 240^\circ$  方位,相比无舵偏构型,射流控制构型的 RCS 显著减小,舵偏  $20^\circ$

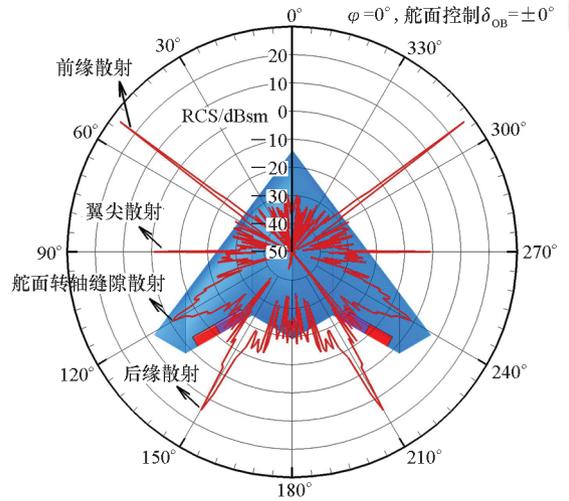


图 11  $\varphi = 0^\circ$  时无舵偏构型 RCS 散射图

Fig. 11 RCS of the flying wing with undeflected control surfaces at  $\varphi = 0^\circ$

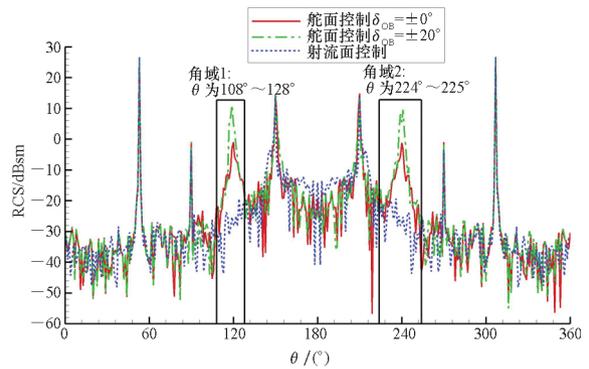


图 12  $\varphi = 0^\circ$  时射流与舵面控制构型 RCS 对比

Fig. 12 Comparison of RCS of flying wings with CC jets and with control surfaces at  $\varphi = 0^\circ$

构型的 RCS 显著增大。在  $\theta = 120^\circ$  和  $\theta = 240^\circ$  方位附近,以射流控制构型 RCS 值小于舵面控制构型时的方位角范围标示出角域 1 和角域 2,代表舵面控制导致的峰值宽度,在图 12 中用黑色矩形标出。表 4 对比了三种构型在两个角域和前向威胁扇区 ( $\theta$  为  $-30^\circ \sim 30^\circ$ ) 的 RCS 均值。在  $0^\circ$  滚转角状态下,射流控制显著提升了角域 1 和角域 2 内的隐身特性,RCS 均值相比舵偏  $20^\circ$  构型降幅大于 23 dBsm;前向隐身特性也有提升,RCS 均值相比舵偏  $20^\circ$  构型降幅大于 2 dBsm。

表 4  $\varphi = 0^\circ$  时不同构型特定角域的 RCS 均值对比

Tab.4 Mean value of RCS of different configurations at specific azimuth ranges at  $\varphi = 0^\circ$

单位: dBsm

角域	射流控制	无舵偏	舵偏 $20^\circ$
前向 $\pm 30^\circ$	-36.69	-34.94	-34.51
角域 1	-25.64	-8.96	1.32
角域 2	-24.95	-10.78	-1.01

图 13 展示了无舵偏构型在滚转角  $\varphi = 10^\circ$  状态下的 RCS 散射图。与图 11 对比,机身滚转后,电磁散射特性明显改变。机翼前缘和后缘散射产生的 RCS 峰值显著减小,在  $\theta = 90^\circ$  方位的翼尖散射峰值消失,但前向和侧向的 RCS 显著增大。同时除  $\theta = 120^\circ$  和  $\theta = 240^\circ$  方位外,  $\theta = 60^\circ$  和  $\theta = 300^\circ$  方位附近出现了新的强散射源。这些散射源均由机身滚转后,舵面脱离机身遮挡而暴露形成。图 14 对比了  $\varphi = 10^\circ$  时射流控制构型、无舵偏构型和舵偏  $20^\circ$  构型的 RCS 散射特性。采用与图 12 同样的方法标识出 4 个 RCS 峰值的角域 3~6。在这些角域内,射流控制构型同样显著减小了 RCS 峰值大小。统计这些角域和前向威胁扇区的 RCS 均值,如表 5 所示。在  $10^\circ$  滚转角状态下,射流控制相比舵偏  $20^\circ$  构型同时提升了角域 3~6 和前向的隐身特性, RCS 均值降幅分别大于 18 dBsm 和 3 dBsm。

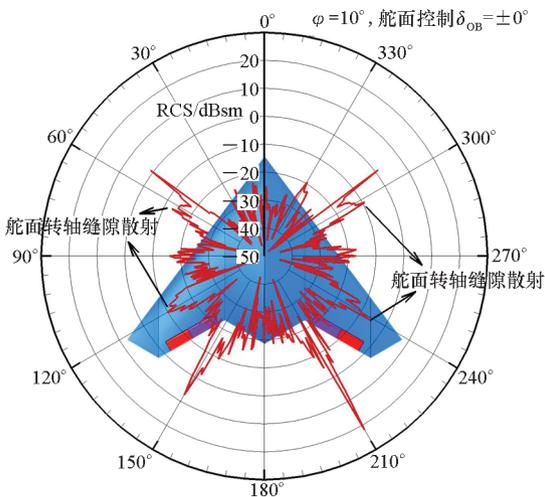


图 13  $\varphi = 10^\circ$  时无舵偏构型 RCS 散射图  
Fig. 13 RCS of the flying wing with undeflected control surfaces at  $\varphi = 10^\circ$

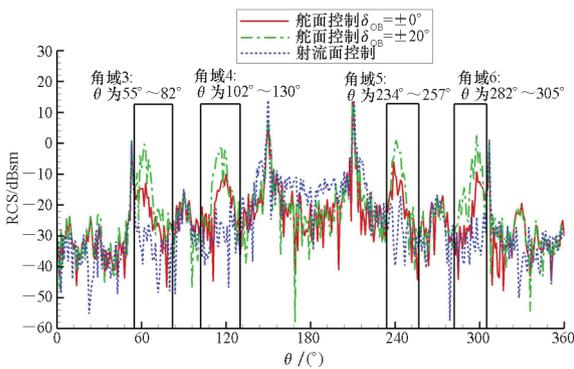


图 14  $\varphi = 10^\circ$  时射流与舵面控制构型 RCS 对比  
Fig. 14 Comparison of RCS of flying wings with CC jets and with control surfaces at  $\varphi = 10^\circ$

表 5  $\varphi = 10^\circ$  时不同构型特定角域的 RCS 均值对比  
Tab.5 Mean value of RCS of different configurations at specific azimuth ranges at  $\varphi = 10^\circ$

角域	射流控制	无舵偏	舵偏 $20^\circ$
前向 $\pm 30^\circ$	-32.69	-29.82	-29.32
角域 3	-29.63	-19.27	-8.94
角域 4	-27.26	-16.71	-8.23
角域 5	-25.06	-15.04	-6.77
角域 6	-28.44	-17.34	-7.64

### 3.2 滚转控制特性

在干净布局的中等密度网格基础上划分舵面和射流控制构型的网格,如图 15 和图 16 所示。环量控制设备气室内部和柯恩达表面区域使用结构网格进行剖分,柯恩达表面第一层网格厚度为  $3 \times 10^{-6}$  m,以确保  $y^+ \sim O(1)$ 。计算中来流速度覆盖低速至高亚声速,马赫数分别为 0.145、0.4 和 0.7,对应的每米雷诺数分别为  $Re = 3.3 \times 10^6$ 、 $Re = 9.333 \times 10^6$  和  $Re = 1.881 \times 10^7$ ,迎角均为  $0^\circ$ 。所研究的射流压比范围为  $NPR$  为 1.1~3。

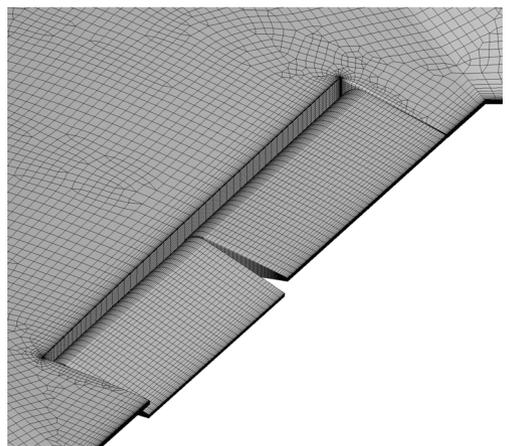


图 15 舵面控制构型的网格剖分  
Fig. 15 Cell of the flying wing with control surfaces

图 17 为不同马赫数下,射流控制时滚转力矩系数增量  $\Delta C_l = C_l - C_{l0}$  随  $C_{\mu}$  的变化。当  $Ma \geq 0.4$  时,  $\Delta C_l$  随  $C_{\mu}$  线性增长到最大值后下降;当  $Ma = 0.145$  时,  $C_{\mu}$  增大至 0.013 后,  $\Delta C_l$  仍然保持增长趋势。为方便表述,将此时的滚转力矩增量视为所研究压比范围内  $\Delta C_l$  的最大值。表 6 列出了射流滚转控制特性系数,其中射流滚转控制舵效  $\partial C_l / \partial C_{\mu}$  由图 17 中曲线的线性段作最小二乘估计得到。随马赫数的增大,射流控制可产

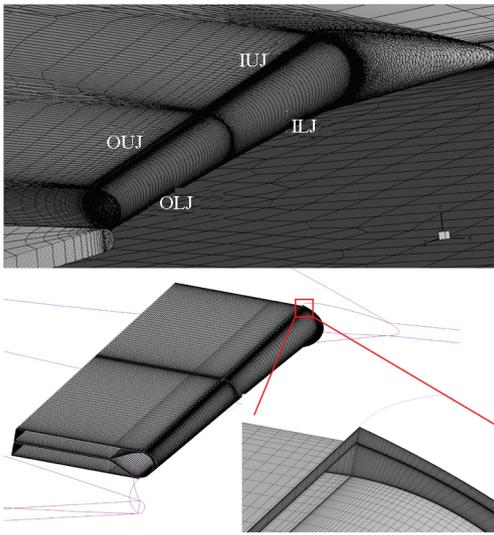


图 16 射流控制构型的网格剖分

Fig. 16 Cell of the flying wing with CC jets

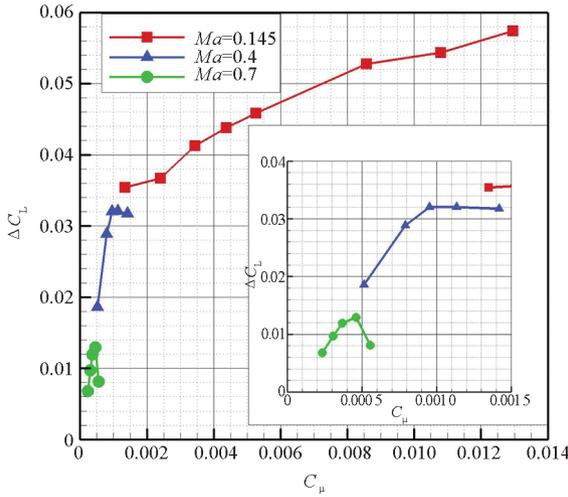


图 17 滚转力矩系数增量随  $C_\mu$  的变化

Fig. 17 Changes of increments of roll moment coefficients due to  $C_\mu$  variation

生的滚转力矩系数最大值  $(\Delta C_L)_{\max}$  显著减小, 来流马赫数从 0.145 增至 0.4 时,  $(\Delta C_L)_{\max}$  降至低速时的 56%; 马赫数继续增大到 0.7 时, 进一步减小至低速时的 23%。但  $Ma = 0.4$  和  $Ma = 0.7$  时的射流舵效较为接近, 均超过  $Ma = 0.145$  的 15 倍。

表 6 射流滚转控制特性系数

Tab. 6 Roll control characteristics of the CC jet

$Ma$	$(\Delta C_L)_{\max}$	$\partial C_L / \partial C_\mu$
0.145	$5.741 \times 10^{-2}$	2.490 8
0.4	$3.206 \times 10^{-2}$	37.377 0
0.7	$1.292 \times 10^{-2}$	38.362 0

图 18 对比了宽速域下射流控制与舵面控制的滚转力矩系数增量。随来流速度增大, 射流能够产生的滚转控制力矩系数显著减小, 舵面的滚转控制力矩系数却有小幅增长。具体来看  $Ma = 0.145$ 、 $Ma = 0.4$  和  $Ma = 0.7$  时, 在所研究的射流压比范围内, 后缘环量控制射流产生的  $(\Delta C_L)_{\max}$  分别约为舵偏  $20^\circ$  的 2.7 倍、1.3 倍和 0.5 倍。同时  $Ma = 0.7$  时, 射流的  $(\Delta C_L)_{\max}$  仍能达到舵偏  $10^\circ$  的 1.2 倍。

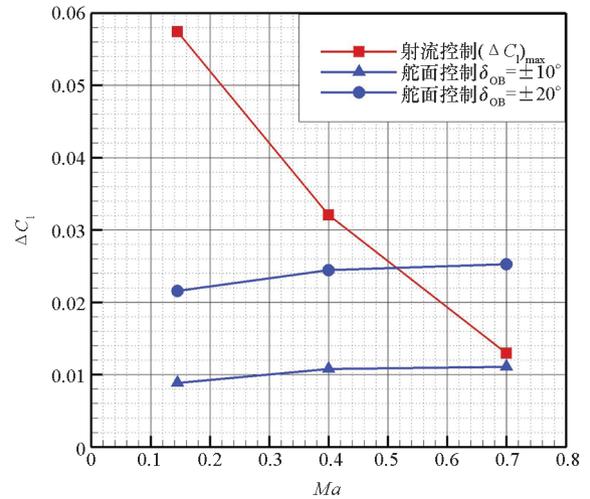


图 18 射流与舵面控制滚转力矩系数增量对比

Fig. 18 Comparison of increments of roll moment coefficients of the CC jet and control surface

飞翼布局使用传统舵面控制时容易产生控制力矩耦合<sup>[27]</sup>, 让飞行器进入非指令耦合运动, 控制难度较大。根据不同马赫数下射流与舵面滚转控制能力差异, 调整射流强度使射流在  $Ma$  为 0.145、0.4 和 0.7 时分别产生与舵偏  $20^\circ$ 、 $20^\circ$  和  $10^\circ$  相同的滚转力矩系数, 进而对比射流与舵面在滚转控制中的力矩耦合特性。

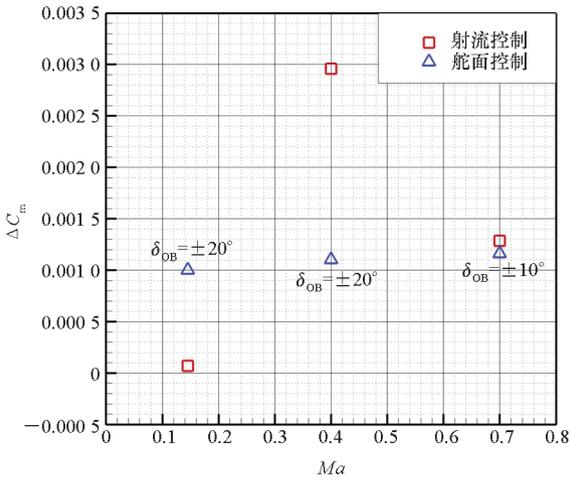
三个射流算例对应的射流条件如表 7 所示。图 19 对比了三组射流与舵面控制算例的力矩耦合特性。 $Ma = 0.145$  时, 射流滚转控制产生的耦合俯仰力矩和偏航力矩分别比舵面偏小 93% 和 15%;  $Ma = 0.4$  时, 射流相比舵面的耦合俯仰力矩和偏航力矩分别偏大 169% 和 139%;  $Ma = 0.7$  时, 射流控制的耦合力矩略微偏大。整体来看, 射流滚转控制时力矩耦合特性受马赫数影响显著, 与舵面相比, 低速时横向与纵向和航向力矩耦合减弱, 高速时力矩耦合增强。

表7 与舵面滚转力矩相同时的射流条件

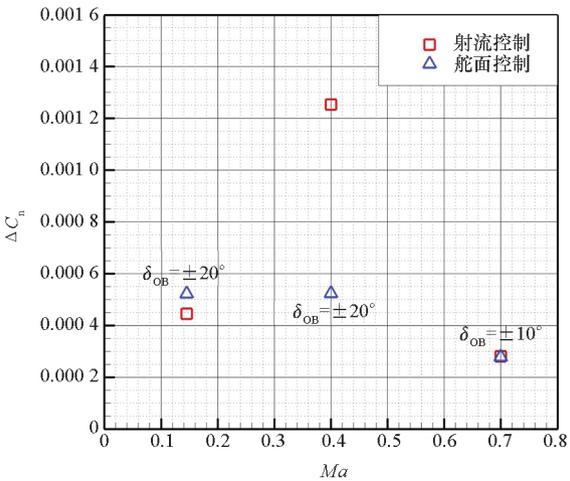
Tab.7 Jet conditions when the CC jet produces the same roll moment coefficient as a control surface

$Ma$	舵偏/ ( $^{\circ}$ )	$\Delta C_l$	$C_{\mu}$	$\dot{m}/(\text{kg/s})$
0.145	20	$2.15 \times 10^{-2}$	$5.69 \times 10^{-4}$	0.713
0.4	20	$2.44 \times 10^{-2}$	$7.32 \times 10^{-4}$	1.86 ~ 2.29
0.7	10	$1.12 \times 10^{-2}$	$3.36 \times 10^{-4}$	2.72

注:  $Ma$  为 0.145、0.7 时, 分别使用 0 km 和 10 km 高度大气参数计算有量纲质量流量;  $Ma = 0.4$  时, 使用 0 km 和 10 km 高度大气参数计算有量纲质量流量上下限。



(a)  $\Delta C_m - Ma$



(b)  $\Delta C_n - Ma$

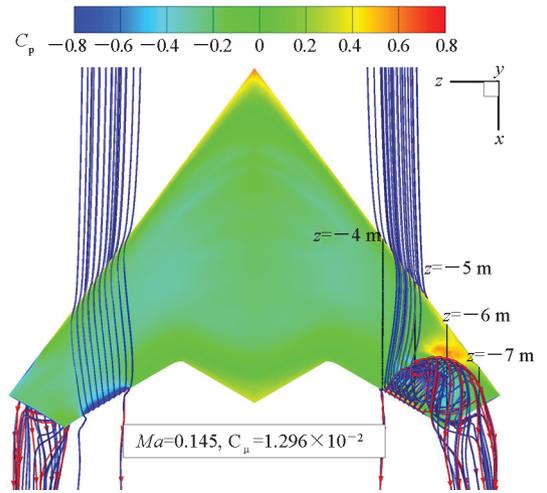
图19 射流与舵面控制的力矩耦合特性对比

Fig.19 Comparison of moment coupling characteristics between the CC jet and control surface

### 3.3 流动机理分析

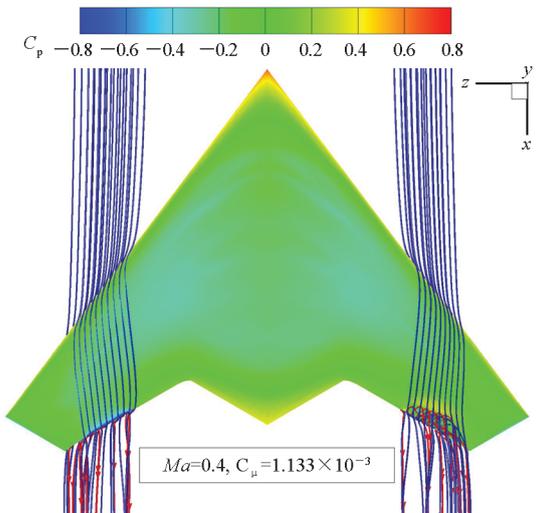
滚转控制方面, 低速时射流比舵面控制能力强, 但来流速度增大后控制能力显著下降。本节通过分析流动结构和压力分布, 以揭示背后的流动机理。

图20展示了射流控制得到最大滚转力矩时全机压力分布和外翼段绕流。以右侧机翼后缘绕流为例做进一步分析, 如图21所示。两图中红色和蓝色流线分别为射流和机身绕流流线。 $Ma = 0.145$  时, 最大滚转力矩对应的射流压比  $NPR = 3$ , 射流在出口处于欠膨胀状态, 不断膨胀和压缩形成一系列马赫盘, 如图21(a)所示。射流绕过柯恩达表面来到上表面, 此时仍未充分膨胀, 压力较高, 因此在上表面后缘形成一片沿展向分布的高压区域, 如图21(b)所示。射流在上表面继续向上游流动, 阻滞上表面来流形成大范围流动分离。分离区上游形成高压区, 分离区下方则形成低压区。射流方向垂直机翼后缘(后掠角  $30^{\circ}$ ), 速度存在展向分量, 因此射流脱离壁面向下游折返的同时向翼梢方向流动并汇入尾迹, 如图20(a)所示。射流与绕流的相互作用区域覆盖整个外翼段外侧和翼梢区域。该区域远离对称



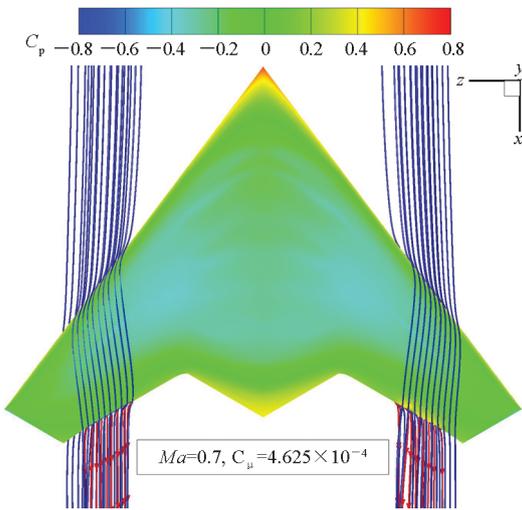
(a)  $Ma = 0.145$ , 上表面

(a)  $Ma = 0.145$ , upper surface

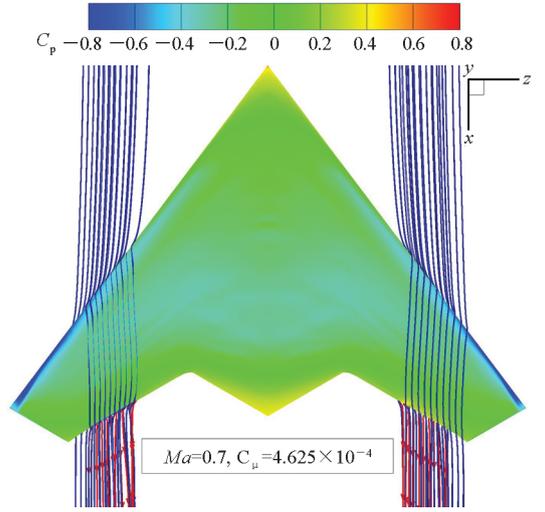


(b)  $Ma = 0.4$ , 上表面

(b)  $Ma = 0.4$ , upper surface



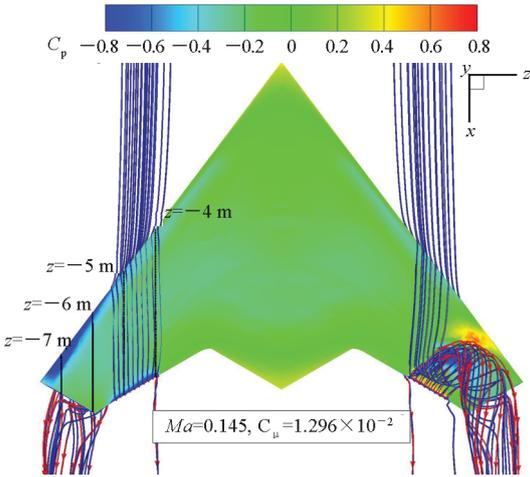
(c)  $Ma = 0.7$ , 上表面  
(c)  $Ma = 0.7$ , upper surface



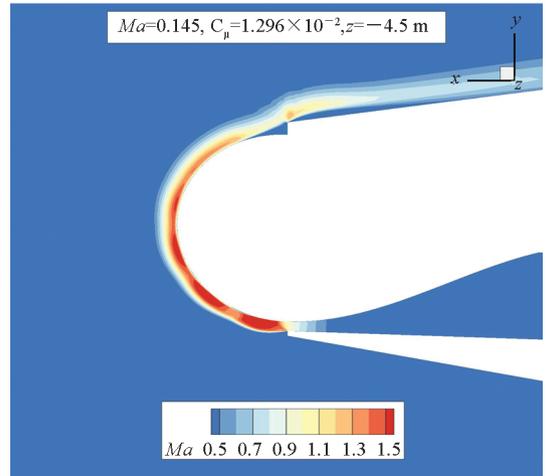
(f)  $Ma = 0.7$ , 下表面  
(f)  $Ma = 0.7$ , lower surface

图 20 射流滚转控制时  $C_p$  分布和绕流流场

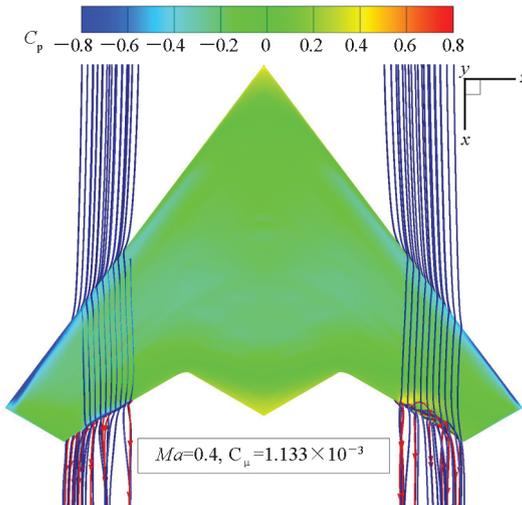
Fig. 20  $C_p$  distributions and flow fields of the flying wing with CC jets for roll control



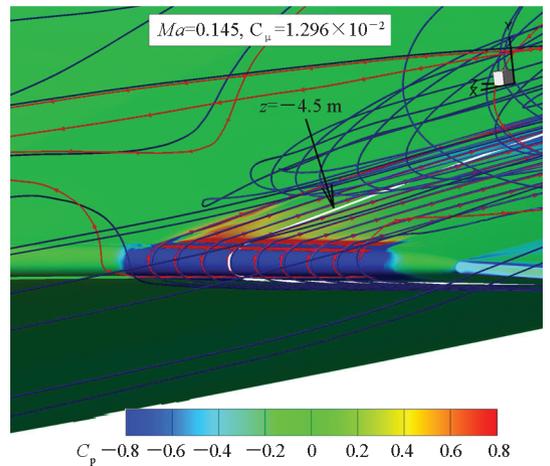
(d)  $Ma = 0.145$ , 下表面  
(d)  $Ma = 0.145$ , lower surface



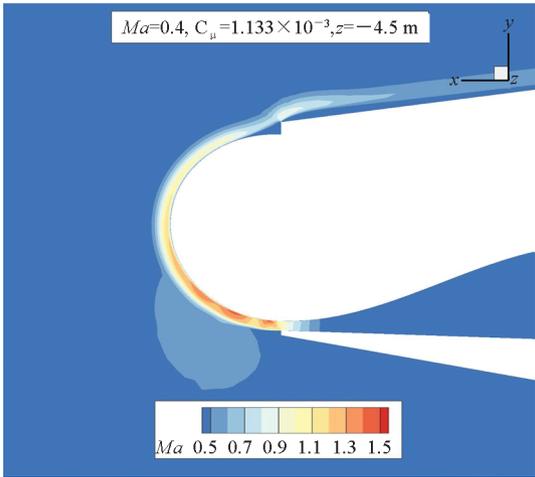
(a)  $Ma = 0.145$ ,  $Ma$  云图  
(a)  $Ma = 0.145$ , contours of  $Ma$



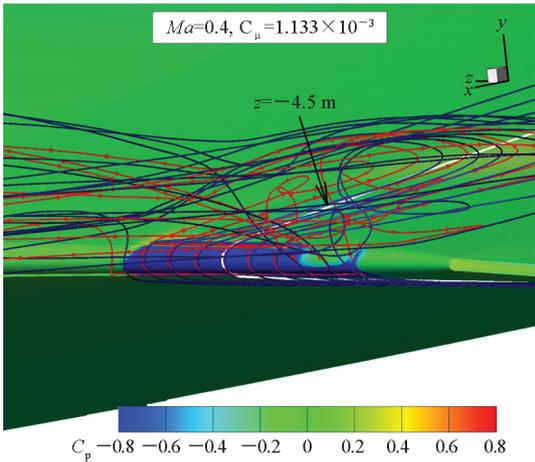
(e)  $Ma = 0.4$ , 下表面  
(e)  $Ma = 0.4$ , lower surface



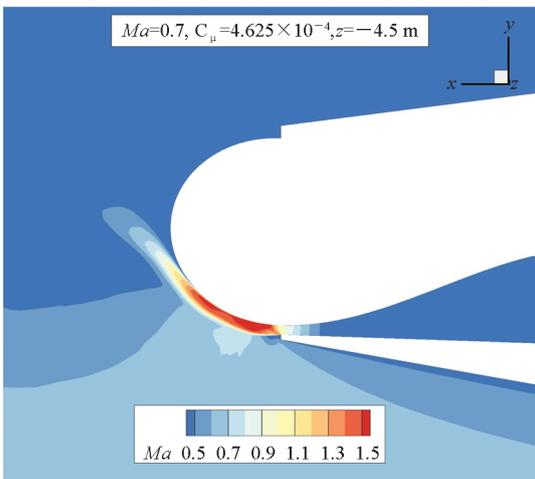
(b)  $Ma = 0.145$ , 后缘绕流  
(b)  $Ma = 0.145$ , flow over trailing edge



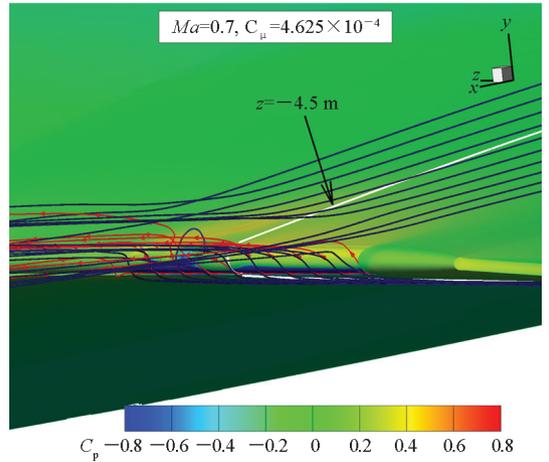
(c)  $Ma = 0.4$ , contours of  $Ma$   
(c)  $Ma = 0.4$ ,  $Ma$  云图



(d)  $Ma = 0.4$ , 后缘绕流  
(d)  $Ma = 0.4$ , flow over trailing edge



(e)  $Ma = 0.7$ ,  $Ma$  云图  
(e)  $Ma = 0.7$ , contours of  $Ma$



(f)  $Ma = 0.7$ , 后缘绕流  
(f)  $Ma = 0.7$ , flow over trailing edge

图 21 右侧机翼后缘绕流和  $z = -4.5$  m 截面  $Ma$  云图  
Fig. 21 Flow fields over right wing's trailing edge and

Mach number contours on  $z = -4.5$  m section

面,延长了横向操纵力臂,并且局部压力系数  $C_p$  变化幅度较大,因此低速时射流控制产生了较强的滚转控制效果。

马赫数增大至 0.4 后,最大滚转力矩对应的射流压比  $NPR = 2$ ,射流在出口处于轻微的欠膨胀状态,膨胀加速后超过声速,如图 21(c) 所示。靠近机身内侧 3/4 的射流保持附着,靠近翼梢 1/4 的射流提前与柯恩达表面分离,如图 21(d) 所示。保持附着的射流绕至上表面后,压力已经较小,在上表面向上游前进较短距离后便折返向下游流动。上表面来流受到射流阻挡在后缘形成小范围的分离区,  $C_p$  受影响的区域也集中于此 ( $4 \text{ m} \leq |z| \leq 6 \text{ m}$ ),如图 20(b) 所示。马赫数继续增大至 0.7,压比  $NPR = 2.5$ ,欠膨胀射流在出口形成马赫盘,绕柯恩达表面偏转大约  $60^\circ$  后脱离,如图 21(e) 所示。射流脱离曲面后形成“气幕”,对来流形成一定阻挡,导致上表面后缘出现小范围的高压区,如图 21(c) 和图 21(f) 所示。从  $Ma = 0.4$  到  $Ma = 0.7$ ,射流对机身表面  $C_p$  的影响区域在弦向进一步缩窄,仅限于极靠近后缘的区域。同时对比图 20(d)、图 20(e)、图 20(f) 所示的右机翼下表面后缘,射流对下表面边界层流动存在剪切加速作用,使后缘出现低压区,低压区随马赫数增大强度减弱且范围缩小。总结来看,随来流速度增大,存在两个效应使得射流滚转控制能力下降:①射流从翼梢端开始提前脱离柯恩达曲面,对对侧边界层流动的阻滞效应减弱;②射流与来流速度差减小,对同侧边界层的夹带效应减弱。

图22展示了图20中 $z = -4\text{ m}$ 、 $-5\text{ m}$ 、 $-6\text{ m}$ 、 $-7\text{ m}$ 四个典型截面的 $C_p$ 分布。其中 $Ma = 0.145$ 和 $Ma = 0.4$ 时, $z = -5\text{ m}$ 截面上表面后缘 $C_p$ 大幅波动对应于射流绕至上表面迫使上表面来流发生分离。 $z = -6\text{ m}$ 和 $z = -7\text{ m}$ 截面上, $Ma = 0.145$ 的 $C_p$ 分布与另外两组 $C_p$ 分布存在显著差异。其上表面后缘存在较大范围的低压平台,这是因为射流导致的流动分离区覆盖了翼梢区域。马赫数增大至0.4后,射流对下表面流动夹带效应和对上表面流动的阻滞效应减弱,对机身绕流的

影响范围限于后缘附近,对 $z = -7\text{ m}$ 截面 $C_p$ 分布的影响也几乎消失。

### 3.4 射流引气影响

本节将从推力损失和压气设备功率系数两方面综合评估射流引气的影响,并将压气耗能转化为阻力,提出控制效率因子,对比射流与舵面的滚转控制效率。

首先进行推力损失评估。SACCON布局与MULDICON布局几何形状和尺寸非常接近,因此本文以其概念设计<sup>[28]</sup>中推进系统的空气流量 $149.05\text{ kg/s}$ 和静推力 $60\text{ kN}$ 为参考,以温瑞英和刘沛清<sup>[29]</sup>提出的基于动量定理的发动机引气推力损失模型 $\Delta F = mU_e$ 为依据,计算射流引气导致的发动机推力损失。模型中 $U_e$ 是发动机出口气体速度。一般涡扇发动机尾喷口出流速度为 $350\sim 450\text{ m/s}$ 。概念设计中发动机涵道比较大,为3.78,故选择较小的出口速度 $350\text{ m/s}$ 进行计算。同时选择表7中最大质量流量 $2.72\text{ kg/s}$ 作为环量控制射流提供滚转控制时的引气量上限。经计算可得:环量控制射流产生舵偏 $20^\circ$  ( $Ma \leq 0.4$ )和舵偏 $10^\circ$  ( $Ma = 0.7$ )的滚转力矩时,引气量小于发动机进气量的1.82%,对应的推力损失不超过1.62%。

接着考虑环量控制所需压气设备的功率系数。环量控制通过独立气泵或者发动机的压气机获得高压气源,需持续消耗能量维持射流。压气耗能的功率系数 $P_{c,jet}$ 可以用如下公式<sup>[30]</sup>计算:

$$P_{jet} = \frac{mc_p T_{0,\infty}}{\eta} \left[ \left( \frac{p_{0,plenum}}{p_{0,\infty}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3)$$

$$P_{c,jet} = \frac{P_{jet}}{\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^3 S_{ref}} \quad (4)$$

结合等熵过程总温与静温及总压与静压关系,式(3)可转化为:

$$P_{jet} = \frac{mc_p T_\infty}{\eta} \left\{ (NPR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right] \right\} \quad (5)$$

其中: $T_{0,\infty}$ 和 $p_{0,\infty}$ 分别为来流总温和总压; $\rho_\infty$ 和 $u_\infty$ 分别为来流密度和速度; $c_p$ 为等压热容; $\eta$ 为压气设备效率,这里设定为 $\eta = 85\%$ 。

射流滚转控制中压气设备功率系数 $P_{c,jet}$ 随 $C_\mu$ 的变化如图23所示,数据点是计算值,图中为根据数据点拟合得到的二次曲线,且拟合优度 $R^2 > 0.99$ 。来流马赫数越大, $P_{c,jet}$ 随 $C_\mu^2$ 的增长率越大,压气耗能也越大。 $Ma = 0.4$ 时增长率约为低速时的3.3倍, $Ma = 0.7$ 时增长率达到低速时的5.8倍。

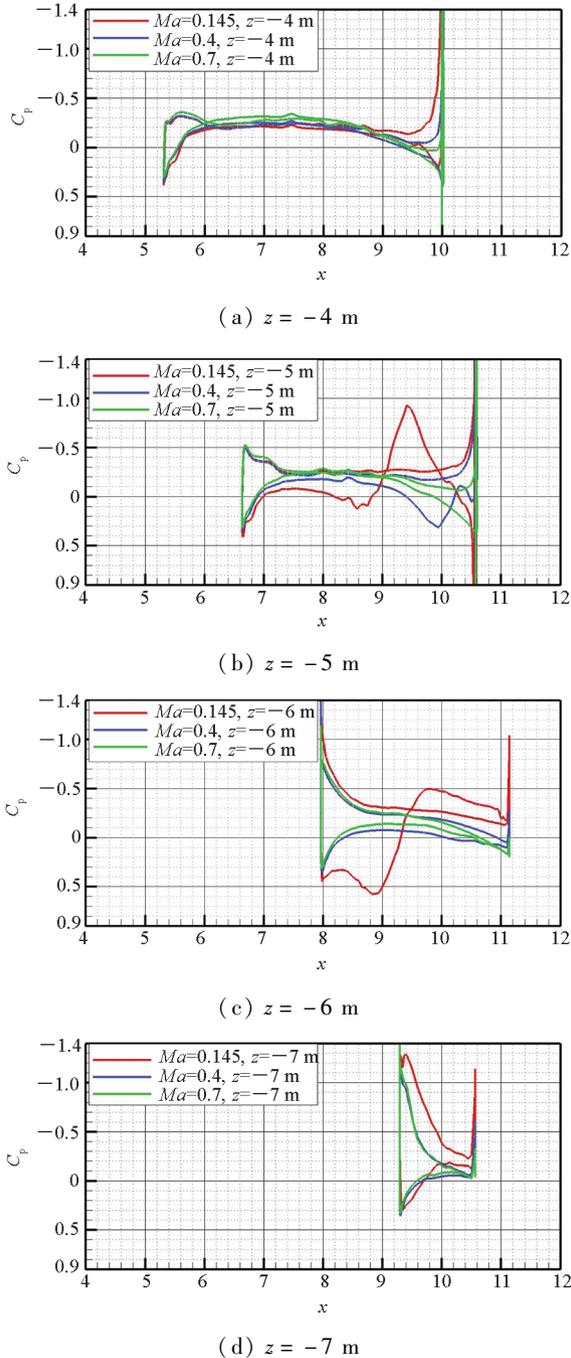


图22 射流滚转控制时四个典型截面 $C_p$ 分布

Fig. 22  $C_p$  distributions on four sections in cases of CC jets for roll control

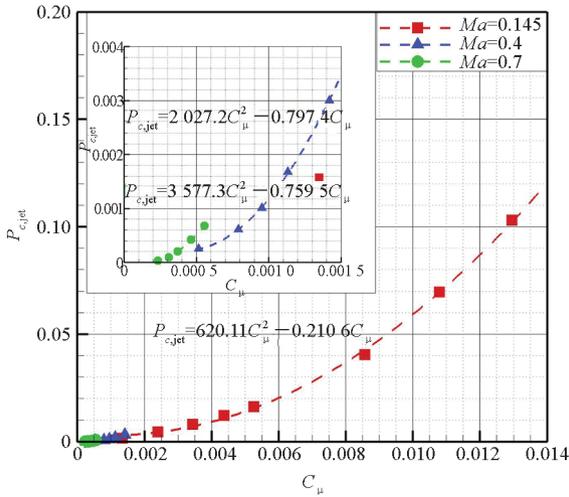


图 23 射流滚转控制压气设备功率系数随  $C_{\mu}$  的变化

Fig. 23 Changes of pump's power coefficients due to  $C_{\mu}$  variation in cases of CC jets for roll control

最后提出控制效率因子表征单位阻力系数获得的滚转力矩系数改变量。舵面的控制效率因子定义如下:

$$CEF_{\text{control surface}} = \frac{|C_l - C_{l_0}|}{C_D - C_{D_0}} \quad (6)$$

式中,  $|C_l - C_{l_0}|$  和  $C_D - C_{D_0}$  分别为设备产生的滚转力矩系数改变量和伴生的附加阻力系数。

类比文献[30]将压气耗能等效为阻力并修正升阻比的做法, 本文将压气设备功率系数视为额外阻力系数, 修正射流的控制效率因子为:

$$CEF_{\text{jet}} = \frac{|C_l - C_{l_0}|}{C_D - C_{D_0} + P_{c,\text{jet}}} \quad (7)$$

式中:  $C_D - C_{D_0}$  为增大后缘厚度(增大阻力)与射流反冲作用(减少阻力)对阻力系数的综合影响, 压气耗能的功率系数  $P_{c,\text{jet}}$  在这里被视为附加阻力系数。

图 24 对比了两种控制方式的滚转控制效率因子。  $Ma = 0.145$  时, 射流控制效率整体小于较高马赫数下的效率;  $Ma \leq 0.4$  时, 射流控制效率随  $C_{\mu}$  增大而减小;  $Ma = 0.7$  时, 射流控制效率随  $C_{\mu}$  先上升后下降。与射流控制不同的是, 舵面控制时偏转角度越大控制效率越高。但在所研究的  $C_{\mu}$  范围内,  $Ma \geq 0.4$  时射流的控制效率始终高于舵偏  $20^\circ$  的控制效率。在  $Ma = 0.145$  时, 射流控制效率随  $C_{\mu}$  增大而下降, 依次低于外侧舵面差动偏转  $20^\circ$  和  $10^\circ$  的效率。若考虑表 7 中的三个算例, 即环量控制射流产生舵偏  $20^\circ$  ( $Ma \leq 0.4$ ) 和  $10^\circ$  ( $Ma = 0.7$ ) 的滚转力矩时, 射流的控制效率均高于舵面。

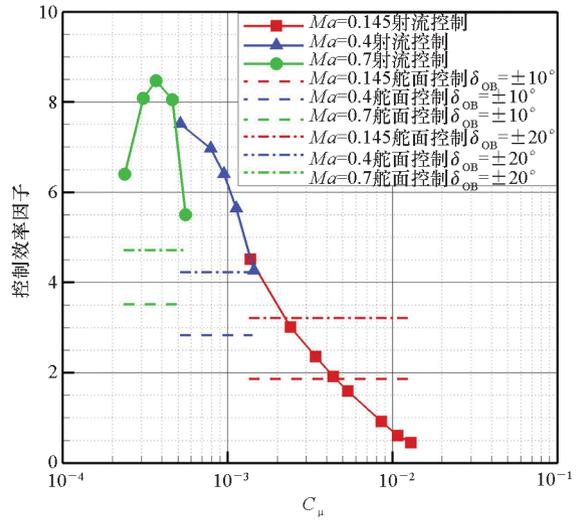


图 24 滚转控制时射流与舵面控制效率因子对比

Fig. 24 Comparison of control efficiency factors of the CC jet and control surface for roll control

### 4 结论

本文针对利用后缘环量控制射流进行滚转控制的宽速域飞翼布局飞行器, 系统性研究了其电磁隐身特性、滚转控制特性和相关流动机理, 以及射流引气的综合影响, 得出以下结论:

1) 舵面控制构型由于存在转轴缝隙和舵面偏转, 滚转角为  $0^\circ$  和  $10^\circ$  时,  $60^\circ$ 、 $120^\circ$ 、 $240^\circ$  和  $300^\circ$  方位附近角域将出现 RCS 峰值。射流控制可显著提升这些方位的隐身特性, 对比舵偏  $20^\circ$  构型 RCS 均值降幅大于 18 dBsm。同时射流控制对前向威胁扇区 ( $\theta = -30^\circ \sim 30^\circ$ ) 的隐身特性也有提升, 对比舵偏  $20^\circ$  构型 RCS 均值降幅大于 2 dBsm。

2) 在  $Ma = 0.145 \sim 0.7$  的宽速域范围内, 随马赫数的增大, 射流提前与柯恩达表面分离, 对边界层流动的阻滞和夹带效应减弱, 导致滚转控制能力显著下降, 但射流舵效  $\partial C_l / \partial C_{\mu}$  显著提升。  $Ma = 0.145$ 、 $Ma = 0.4$  和  $Ma = 0.7$  时, 射流控制能够产生的最大滚转力矩分别约为舵偏  $20^\circ$  的 2.7 倍、1.3 倍和 0.5 倍。  $Ma \geq 0.4$  时射流控制舵效约为  $Ma = 0.145$  时的 15 倍。射流与舵面控制相比, 低速时横向与纵向和航向力矩耦合减弱,  $Ma \geq 0.4$  时力矩耦合增强。

3) 压气设备功率系数随  $C_{\mu}$  呈二次函数关系增长, 且增长率随来流马赫数增大。控制效率因子将压气耗能考虑为额外阻力, 能够有效对比射流和舵面的控制效率。射流产生舵偏  $20^\circ$  ( $Ma \leq 0.4$ ) 和  $10^\circ$  ( $Ma = 0.7$ ) 的滚转力矩时, 引气量小

于发动机进气量的 1.82%，对应的推力损失不超过 1.62%，射流的控制效率均比舵面更高。

4) 综合来看, 虽然后缘环量控制射流的滚转控制能力随马赫数增大而显著下降, 但  $Ma = 0.7$  时射流控制仍能达到舵偏  $10^\circ$  的滚转控制效果。同时射流控制大幅提高了典型角域的电磁隐身特性, 引气量少, 推力损失小, 控制效率因子高。因此, 后缘环量控制射流是一种极具潜力的飞翼布局滚转控制设备。

## 参考文献 (References)

- [1] 车竞, 何开锋, 钱炜祺. 制空型无人机的关键技术、气动布局及特性[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(1): 13 - 19, 26.
- CHE J, HE K F, QIAN W Q. Key technique and aerodynamic configuration characteristic ofUCAV with command of the air[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(1): 13 - 19, 26. (in Chinese)
- [2] WARSOP C, CROWTHER W J. Fluidic flow control effectors for flight control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3808 - 3824.
- [3] 徐悦, 杜海, 李岩, 等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术, 2019(4): 1 - 7.
- XU Y, DU H, LI Y, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019(4): 1 - 7. (in Chinese)
- [4] MILLER D N, MAINES B H, NIESTROY M A, et al. NATO AVT - 239 task group: results to assess prospects of active flow control on a next-gen tailless aircraft[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [5] WELSH B. On the influence of nozzle geometries on supersonic curved wall jets [D]. Manchester: University of Manchester, 2017.
- [6] WOOD N J, CONLON J A. The performance of a circulation control airfoil at transonic speeds[C]//Proceedings of AIAA the 21st Aerospace Sciences Meeting, 1983.
- [7] ABRAMSON J, ROGERS E O. High-speed characteristics of circulation control airfoils[C]//Proceedings of AIAA the 21st Aerospace Sciences Meeting, 1983.
- [8] ALEXANDER M G, ANDERS S G, JOHNSON S K, et al. Trailing edge blowing on a two-dimensional six-percent thick elliptical circulation control airfoil up to transonic conditions[R]. Hampton: Langley Research Center, 2005.
- [9] LI Y H, QIN N. Airfoil gust load alleviation by circulation control [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105622.
- [10] FIELDING J P, LAWSON C P, PIRES R, et al. Development of the DEMON technology demonstrator UAV[C]//Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [11] KAY A. Successful demonstration of breakthrough blown-air flight technologies to revolutionise future aircraft design[EB/OL]. (2019 - 05 - 02) [2021 - 10 - 06]. <https://www.baesystems.com/en/article/magma-the-future-of-flight>.
- [12] CHEN K, SHI Z W, ZHU J C, et al. Roll aerodynamic characteristics study of an unmanned aerial vehicle based on circulation control technology [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(3): 871 - 882.
- [13] SHI Z W, ZHU J C, DAI X X, et al. Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on circulation control [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 32(1): 04018134.
- [14] ZHU J C, SHI Z W, SUN Q B, et al. Yaw control of a flying-wing unmanned aerial vehicle based on reverse jet control [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(6): 1237 - 1255.
- [15] 孙全兵, 史志伟, 耿玺, 等. 基于主动流动控制技术的无舵面飞翼布局飞行器姿态控制研究 [J]. 航空学报, 2021, 42(3): 124080.
- SUN Q B, SHI Z W, GENG X, et al. Attitude control study of a flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 124080. (in Chinese)
- [16] FU Z J, CHU Y W, CAI Y S, et al. Numerical investigation of circulation control applied to flapless aircraft [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 92(6): 879 - 893.
- [17] HOHOLIS G. Assessment of fluidic control effectors using computational fluid dynamics [D]. Liverpool: University of Liverpool, 2016.
- [18] FORSTER M J. Computational modelling of transonic circulation control [D]. Liverpool: University of Liverpool, 2017.
- [19] NANGIA R, COPPIN J, GHOREYSHI M. UCAV wing design, assessment and comparisons [C]//Proceedings of Applied Aerodynamics Conference, 2018: 2842.
- [20] MICHIE S N. A design methodology for circulation control manoeuvre effectors [D]. Manchester: University of Manchester, 2008.
- [21] HE X, ZHAO Z, MA R, et al. Validation of HyperFLOW in subsonic and transonic flow [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(2): 267 - 275.
- [22] 王年华, 常兴华, 马戎, 等. HyperFLOW 软件非结构网格跨声速湍流模拟的验证与确认 [J]. 力学学报, 2019, 51(3): 813 - 825.
- WANG N H, CHANG X H, MA R, et al. Verification and validation of HyperFLOW solver for subsonic and transonic turbulent flow simulations on unstructured/hybrid grids [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(3): 813 - 825. (in Chinese)
- [23] SCHUETTE A, VORMWEG J, MAYE R G, et al. Aerodynamic shaping design and vortical flow design aspects of a 53deg (53°) swept flying wing configuration [C]//Proceedings of Applied Aerodynamics Conference, 2018: 2841.

- [24] FRIEDMAN C, ARIELI R, LEVY Y. Lift build-up on circulation control airfoils [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 53(1): 231–242.
- [25] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.  
SANG J H. Low-observable technologies of aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [26] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.  
RUAN Y Z. Radar cross section and stealth technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998. (in Chinese)
- [27] 赵忠良, 杨海泳, 马上, 等. 某典型飞行器模型俯仰/滚转两自由度耦合动态气动特性[J]. *航空学报*, 2018, 39(12): 122375.  
ZHAO Z L, YANG H Y, MA S, et al. Unsteady aerodynamic characteristics of two-degree-of-freedom pitch/roll coupled motion for a typical vehicle model [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(12): 122375. (in Chinese)
- [28] LIERSCH C M, HUBER K C, SCHÜTTE A, et al. Multidisciplinary design and aerodynamic assessment of an agile and highly swept aircraft configuration [J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2016, 7(4): 677–694.
- [29] 温瑞英, 刘沛清. 鸭翼展向吹气对发动机推力损失影响的评估[J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(7): 790–793.  
WEN R Y, LIU P Q. Evaluation of engine thrust loss for canard-spanwise blowing [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(7): 790–793. (in Chinese)
- [30] LEFEBVRE A, DANO B, BARTOW W B, et al. Performance and energy expenditure of coflow jet airfoil with variation of Mach number [J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(6): 1757–1767.