

文章编号:1000-8055(2021)11-2278-14

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200466

飞翼布局飞行器航向射流控制方案优化

朱佳晨^{1,2}, 史志伟^{1,2}, 耿玺^{1,2}, 付军泉^{1,2}, 孙全兵^{1,2}, 陈永亮^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 航空学院 空气动力学系, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 航空学院

非定常空气动力学与流动控制工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 由于飞翼布局飞行器取消了垂尾, 其航向控制困难。为辅助和优化航向控制, 基于射流控制技术设计了多种激励方案。设计并制作了航向射流控制激励器, 通过风洞测力实验和二维数值模拟, 对各方案的控制效果和作用机理进行分析, 并选取出最优控制方案。研究结果表明: 相同射流动量系数下, 产生阻力比施加推力更容易获得偏航力矩。当激励开启后, 射流包含与来流相逆的分量越多, 与来流作用越明显, 形成的分离区越大, 控制效果越好。其中前对称吹气为最优控制方案, 可以产生约 70°阻力舵偏转效果, 且力矩耦合程度较小。

关 键 词: 飞翼布局; 射流控制; 阻力舵; 航向控制; 流动分离

中图分类号: V211

文献标志码: A

Scheme optimization of yaw control of flying-wing aircraft based on jet flow control

ZHU Jiachen^{1,2}, SHI Zhiwei^{1,2}, GENG Xi^{1,2}, FU Junquan^{1,2},

SUN Quanbing^{1,2}, CHEN Yongliang^{1,2}

(1. Department of Aerodynamics, College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control,
Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: There are difficulties in yaw control of a flying-wing aircraft due to the cancellation of vertical tail. A variety of control schemes were designed based on the jet flow control technology to assist in and optimize the yaw control. The jet control actuator was designed and manufactured. Through the wind tunnel force measurement experiment and two-dimensional numerical simulation, the control effect and mechanism of each scheme were analyzed, and the optimal control scheme was selected. The results showed that under the same jet momentum coefficient, it was easier to obtain yaw moment by producing resistance than by applying thrust. After turning on the excitation, the more inverse components the jet contains in relation to the incoming flow,

收稿日期: 2020-11-02

基金项目: 江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX19_0155); 航空动力基金(6141B09050389);

航空基金(2019ZA052001); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 朱佳晨(1993—), 男, 博士生, 主要从事主动流动控制技术研究。

通信作者: 史志伟(1972—), 男, 教授、博士生导师, 博士生, 主要从事流动控制技术和飞行仿真研究。E-mail: szwam@nuaa.edu.cn

引用格式: 朱佳晨, 史志伟, 耿玺, 等. 飞翼布局飞行器航向射流控制方案优化[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2278-2291. ZHU Jiachen, SHI Zhiwei, GENG Xi, et al. Scheme optimization of yaw control of flying-wing aircraft based on jet flow control[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2278-2291.

the more obvious the interaction with the incoming flow; the larger the separation zone formed, the better the control effect. The forward symmetric blowing was proved to be the optimal control scheme, which can produce about rudder effect equivalent to a split drag rudder deflection of 70° , and the coupling degree of moment was small.

Key words: flying-wing layout; jet flow control; drag rudder; yaw control; flow separation

与常规布局飞行器相比,飞翼布局飞行器^[1]取消了垂尾和平尾等部件,构型流畅简单,升力面大,具有高升阻比、大航程、质量轻以及低雷达散射面积等优势^[2],常作为无人战斗机、轰炸机等理想布局,例如美国的B-2隐形轰炸机、X-47B无人作战飞机等。但同时因为缺少垂尾,其航向静稳定性不足^[3],导致了航向控制困难。常规飞翼布局的航向姿态操控通常依靠阻力类舵面^[4]的偏转来实现。常见的阻力舵主要包括开裂式阻力方向舵、嵌入式阻力舵^[5-6]和全动翼尖^[7-8]等。

阻力类舵面在飞行器航向姿态的控制方面一直扮演着十分重要的角色,但由其带来的不利影响也很多。以开裂式阻力方向舵^[9]为例,其偏转通过机械装置驱动,由铰链进行连接,不仅增加了飞行器结构质量和复杂度,使检修工作变得繁琐,其偏转形成的一系列尖锐边缘、开口、凸起物、鼓包和缝隙等还会增大雷达反射面积,大大降低了隐身性能,这些都是常规舵面的固有弊端。同时,当开裂式阻力方向舵对称打开后,其偏航力矩增量随舵偏角的变化呈非线性特性,且与升力、俯仰力矩和滚转力矩的耦合较大,变化规律复杂,在较大迎角时会还产生操纵反效现象,容易诱发航向振荡^[10],产生飞行事故。基于上述原因,促使各方机构不断探寻新的技术手段来解决。

近年来,主动流动控制技术^[11-12]不断发展,尤其是射流控制技术的应用十分广泛,被应用于优化气动特性^[13],辅助姿态控制^[14-16],提高舵面效率,甚至代替原有舵面。由英国克兰菲尔德大学和BAE(British Aerospace Systems)公司合作研发的“Demon”无人机^[17]就是很好的例子。该无人机通过分布式射流控制系统^[18-19],基于射流环量控制^[20-22]和推力矢量技术,实现了滚转和俯仰姿态的控制。2019年,由英国曼彻斯特大学和BAE系统公司联合开发的“Magma”飞翼布局无人机^[23-24]完成了第二次试飞,验证了超声速双缝射流环量控制技术和射流俯仰推力矢量技术的控制效果。

国内,史志伟团队^[25]于2015年成功设计并试飞了基于射流环量控制技术全无舵鸭式布局无人机,其中所设计的射流环量激励器成功取代了常规飞行器的副翼和升降舵,实现了无人机的俯仰和滚转姿态的控制。朱佳晨等人^[26]以优化飞翼布局航向控制为目的,设计了一种反向射流的激励方式,并对其激励参数和控制机理进行了分析。国内外对流动控制技术在飞翼布局航向姿态控制上的应用及阻力类舵面还做了许多相关研究^[27-30]。

基于先前的研究,本文开展了多种射流控制方案的设计,从控制效果、力矩耦合和气源效率等方面,对比分析了四种方案对飞翼布局飞行器航向姿态控制的优缺点。之后对各方案进行二维数值模拟,从流场形态和气动特性等方面,探究各方案的作用机理,并选出最优控制方案。

1 风洞测力实验

1.1 实验模型

本文选用如图1所示飞翼布局无人机的左侧机翼作为研究对象,进行半模风洞实验。带有开裂式阻力方向舵的机翼称为本体模型,带有射流控制激励器的机翼称为激励模型。机翼基本参数如表1所示,翼型选取MH45。为方便布置开设射流缝,机翼后缘高度调整为10 mm。开裂式阻力方向舵舵面尺寸为 $200\text{ mm} \times 75\text{ mm}$;射流控制激励器尺寸为 $200\text{ mm} \times 150\text{ mm}$ 。

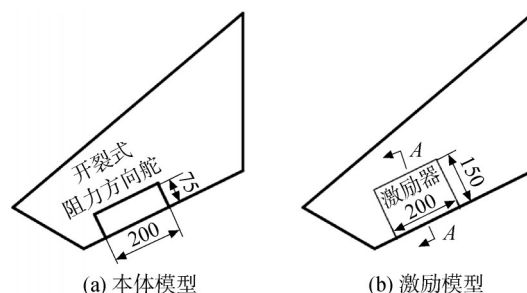


图1 实验机翼模型(单位:mm)

Fig.1 Experimental wing model (unit:mm)

表 1 机翼模型基本参数

Table 1 Basic parameters of wing model

模型参数	数值
机翼面积/ m^2	0.196
机翼展长/m	0.65
翼根长/m	0.45
前缘后掠角/ $^\circ$	40
后缘后掠角/ $^\circ$	25

1.2 射流控制方案设计

根据对开裂式阻力方向舵实现航向控制机理的认知,本文设计如下四种射流控制方案,以代替或辅助阻力舵,实现偏航力矩的控制,如图 2 所示。

- 1) 方案一:后端同角度对称向后吹气。
- 2) 方案二:后缘向后喷气。
- 3) 方案三:前端同角度对称向前吹气。
- 4) 方案四:前后端同角度对称吹气。

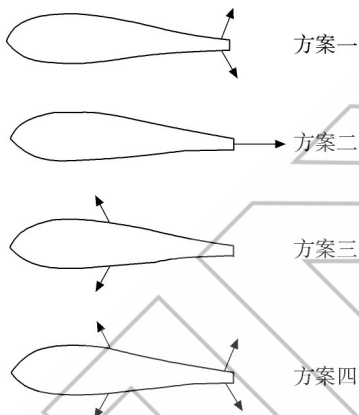


图 2 射流控制方案

Fig.2 Jet flow control schemes

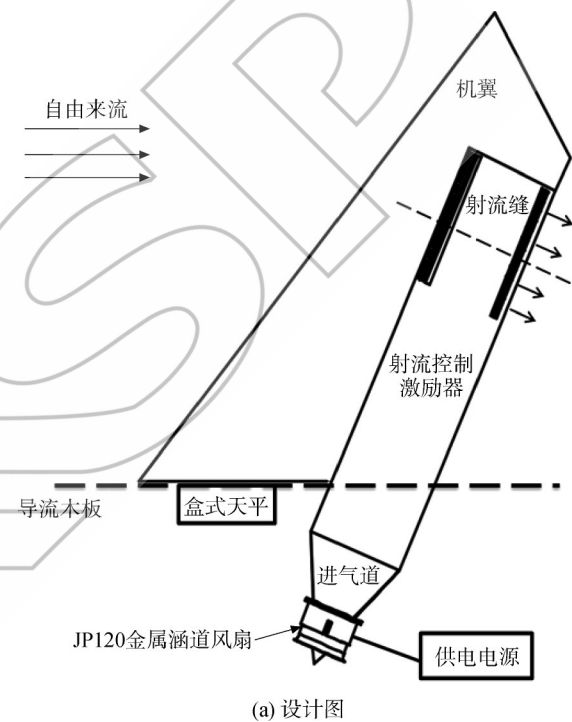
1.3 射流控制激励器设计

根据激励方案,本文设计了相应的射流控制激励模型,其设计图和实物图如图 3 所示。射流控制激励器的外接气源选用 JP120 mm 金属涵道风扇,输出电流为 0~100 A,输出电压为 0~30 V。图 4 为从翼梢方向看去图 3 中虚线位置处剖面图。射流控制激励器上下表面及后缘均开设有射流缝,定义射流角为射流沿与翼型弦线之间的夹角,文中选定射流角为 20°、40°、60°、80°,设定射流气缝①、②、③、④中各缝缝宽为 1.2 mm,射流缝⑤的缝宽为 2.4 mm,射流水平向后喷出。由图 4 可知:方案一对应射流缝③、④;方案二对应射

流缝⑤;方案三对应射流缝①、②;方案四对应射流缝①、②、③、④。

当选用某一位置或某一角度吹气时,用纤维胶带将其他射流缝均匀封闭即可。为保证加工精度,进气道和射流控制激励器主体部分采用 3D 打印技术,选取精度为 0.1 mm 的白色树脂作为打印材料,同时为保证射流出口处的强度和均匀性,在每个射流缝上都等间距地布置有许多加强肋,用以加强和导流。

射流控制模型在风洞中的布置如图 3(a)所示。为保证实验结果的准确性,排除相关干扰,将



(a) 设计图



(b) 实物图

图 3 射流控制模型

Fig.3 Jet flow control model

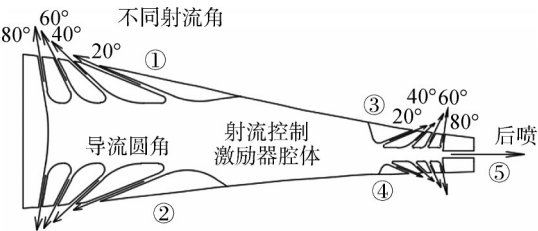


图 4 射流控制激励器射流缝布置

Fig.4 Jet slots arrangement of jet control actuator

测力天平安置在风洞口下方, 仅将机翼部分裸露在流场中, 同时布置与风洞壁齐平的导流木板, 用以柔顺来流。

1.4 射流控制激励器出气速度标定

射流控制中, 射流缝出气量的大小通常由射流动量系数 C_μ 定义, 其公式如下:

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j U_j}{q_\infty S} = \frac{\rho U_j^2 A_j}{q_\infty S}$$

其中下标 j 代表射流, $\dot{m}_j$ 代表射流的质量流量, ρ 代表空气密度, U_j 代表射流的速度, A_j 代表射流出口截面积, q_∞ 代表来流动压系数, S 代表实验模型的参考面积。 C_μ 表示射流动量通量与自由来流动量通量的比值。

本文用风速仪和总压管测得了各射流缝的射流出口速度, 得出单缝出气时相应的射流动量系数, 如表 2 所示 (电压固定为 30 V, 射流缝缝宽为 1.2 mm)。

表 2 平均射流速度和射流动量系数		
Table 2 Average jet velocity and jet momentum coefficient		
电流/A	平均射流出口速度/(m/s)	射流动量系数
10	32	0.001 1
20	45	0.002 3
30	52	0.003 0
40	59	0.003 9
50	65	0.004 7

1.5 实验设备

本节的研究工作主要在南京航空航天大学 1 m 非定常低湍流风洞中进行, 这是一座低噪声的低速回流风洞。风洞的主要指标为: 实验段开口长为 1.7 m, 实验截面宽×高为 1.5 m×1.0 m, 最大风速为 25 m/s, 最小稳定风速为 5 m/s, 紊流度 $\epsilon \leq 0.07\%$, 俯仰方向气流偏角 $|\Delta\alpha| \leq 0.5^\circ$, 偏航方向气流偏角 $|\Delta\beta| \leq 0.5^\circ$ 。

测力实验采用的是六分量盒式天平。静态标

定结果表明, 本天平的精确度和准确度指标已经达到或优于国家军用标准规定的合格指标。

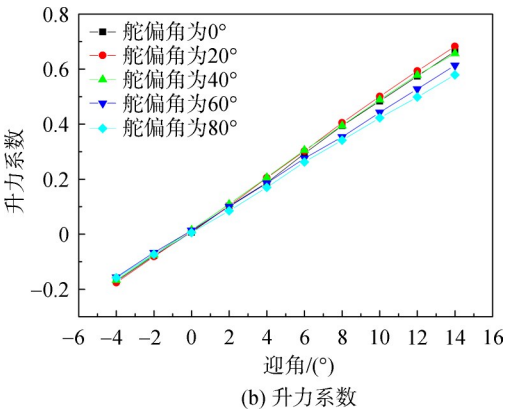
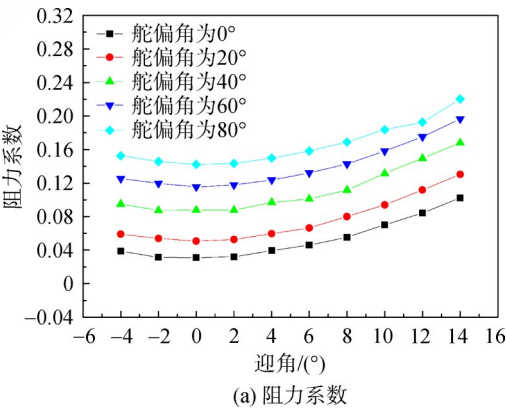
1.6 测力实验结果与分析

设定实验风速为 18 m/s, 迎角变化从 -4° 到 14° 。本节将本体模型和激励模型进行常规测力实验对比, 分析不同射流控制方案下, 对阻力、侧力、偏航力矩的控制效果, 以及附加力矩耦合影响。实验中涵道风扇的电压固定为 30 V, 电流为 30、40、50 A。

1.6.1 本体模型实验结果

迎角 $\alpha = -4^\circ \sim 14^\circ$, 开裂式阻力方向舵舵偏角为 0° 、 20° 、 40° 、 60° 和 80° 时, 本体模型的基本气动数据如图 5 所示。

由图 5 可知, 当机翼上开裂式阻力方向舵打开后, 飞行器的阻力系数、侧力系数和偏航力矩系数均随舵偏角的增加而增加, 80° 舵偏角下产生的航向控制效果最好。其在迎角 $\alpha = -4^\circ \sim 14^\circ$ 范围内, 平均阻力增量约为 0.113, 平均侧力增量约为 0.096, 由阻力和侧力共同作用产生的平均偏航力矩增量约为 0.149。同时升力下降, 升阻比降低, 滚转力矩和俯仰力矩在 40° 舵偏角以内基本保持不变, 当舵偏角大于 40° 后, 逐渐产生附加的负滚转力矩和正俯仰力矩, 但量级较小。



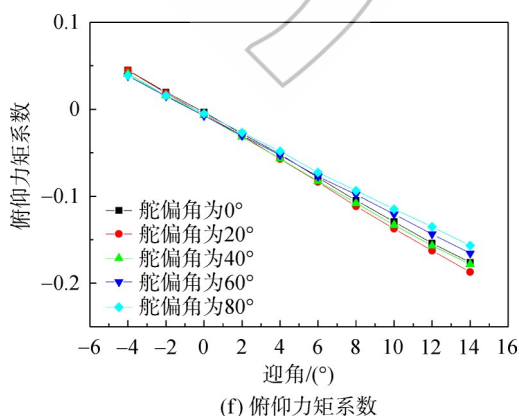
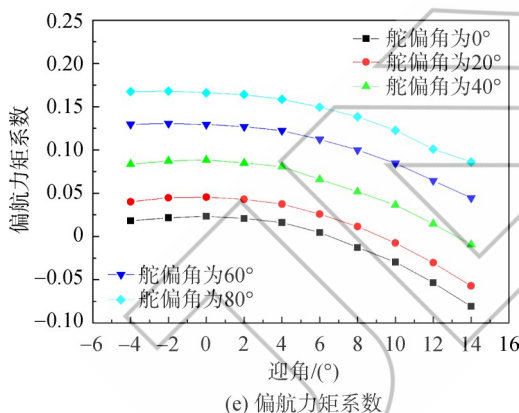
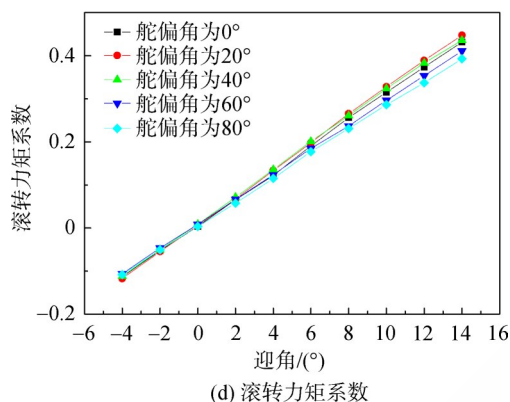
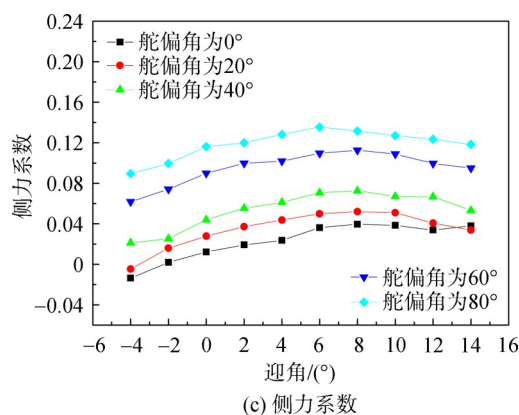


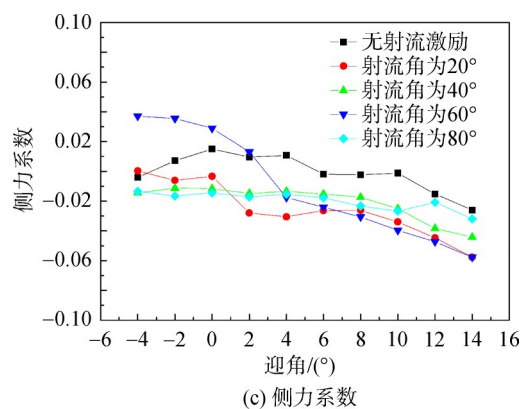
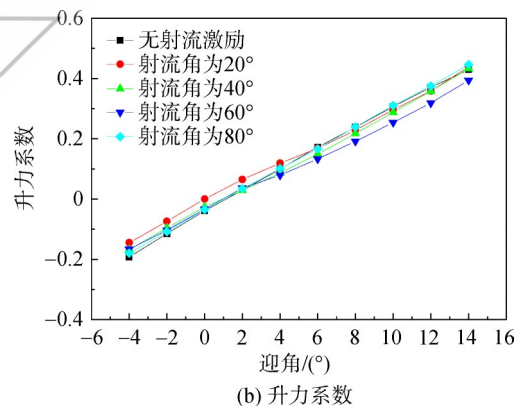
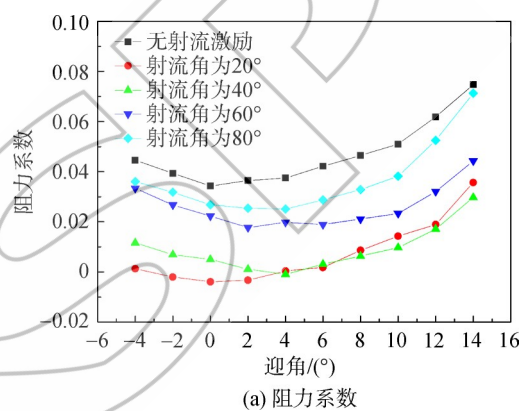
图5 本体模型基本气动数据

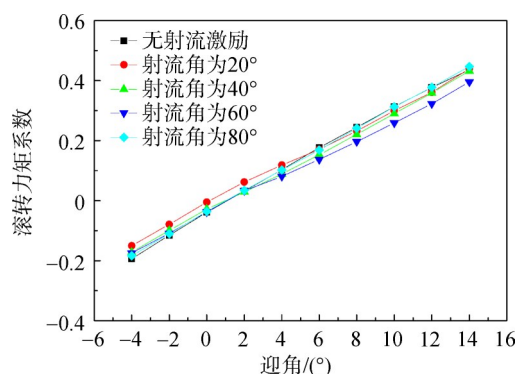
Fig.5 Basic aerodynamic data of ontology model

1.6.2 方案一实验结果

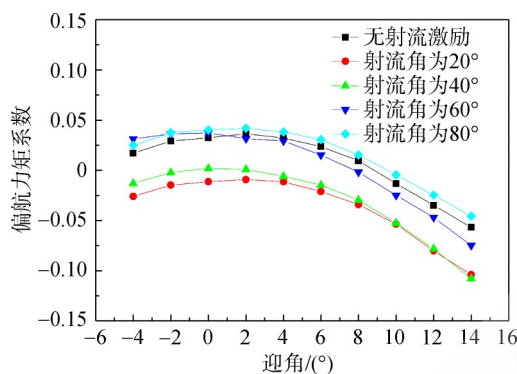
方案一采用后端同角度对称吹气的激励方式,设定直流电源电压为30 V,电流为50 A,由于方案一中两个射流缝同时激励,此时射流动量系数 $C_\mu = 0.0047 \times 2 = 0.0094$ 。射流角为20°、40°、60°、80°。图6是方案一的基本气动数据。

由方案一的基本气动数据可知,当射流控制激励器开启后,飞行器的阻力系数减小。当射流角较大时(60°或80°),阻力减小量较小,产生的偏航力矩增量较小。当射流角为20°时,阻力减小量最多,产生的平均偏航力矩增量最大,约为0.044,相当于本体模型开裂式阻力方向舵偏转30°左右

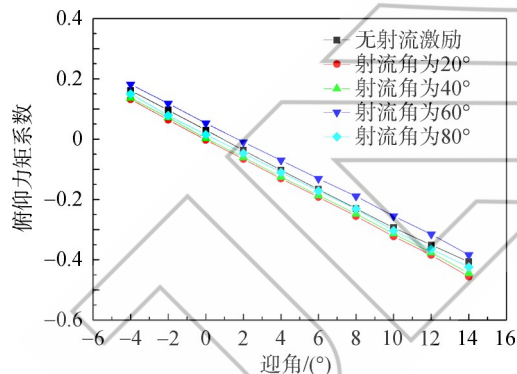




(d) 滚转力矩系数



(e) 偏航力矩系数



(f) 俯仰力矩系数

图 6 方案一基本气动数据

Fig.6 Basic aerodynamic data of scheme 1

的效果。

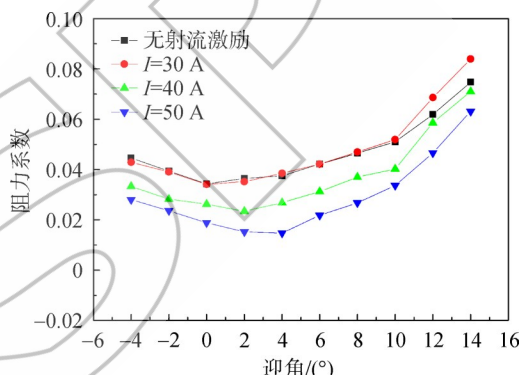
设计方案一的初衷来源于开裂式阻力方向舵,希望通过向后吹气产生气墙,阻碍来流,形成类似于阻力舵的效果。但从实际的测力结果来看, $C_{\mu}=0.009\ 4$ 时,射流不足以形成气墙以阻碍来流。射流角较大时,航向控制效果微弱,主要原因是射流在弦线方向上的分量较小,不足以代替原有的开裂式阻力方向舵。

1.6.3 方案二实验结果

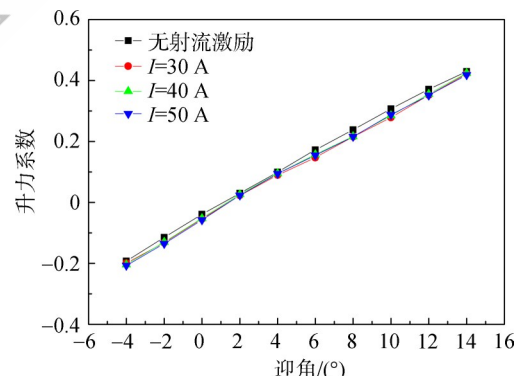
由方案一引申出了方案二,即直接从后缘向

后喷气,给机翼施加一个推力,观察其偏航力矩产生效果。直流电源电压固定为 30 V,电流 $I=30$ A(设为一级风量, $C_{\mu}=0.006\ 0$), $I=40$ A(二级风量, $C_{\mu}=0.007\ 8$), $I=50$ A(三级风量, $C_{\mu}=0.009\ 4$)。图 7 是方案二的基本气动特性。

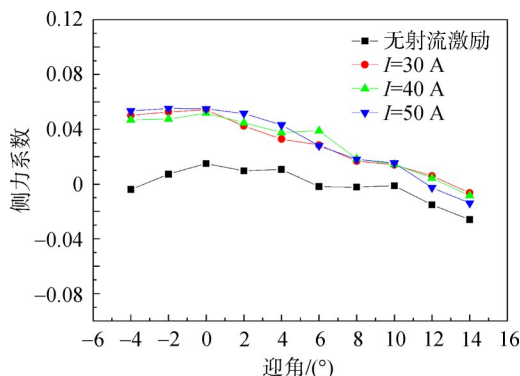
由图 7 可知,当对左机翼后缘施加激励后,产生向左的偏航力矩增量,随着风量的不断增加,产生的阻力和偏航力矩系数增量也逐渐增大,同时对升力、俯仰力矩和滚转力矩的影响几乎没有,是力矩耦合影响最小的方案。但相较于方案一,同样在三级风量的情况下,其产生的最大平均偏航力矩增量却仅有 0.03,相当于开裂式阻力方向舵偏转 22° 左右的效果,表明直接力射流控制需要



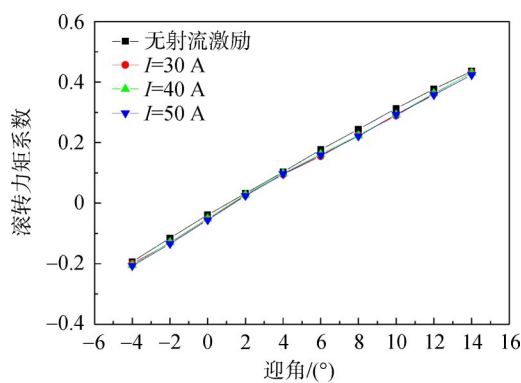
(a) 阻力系数



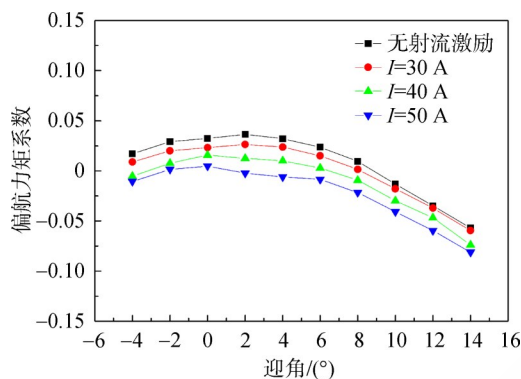
(b) 升力系数



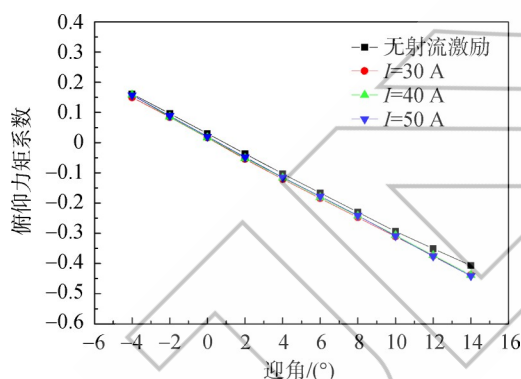
(c) 侧力系数



(d) 滚转力矩系数



(e) 偏航力矩系数



(f) 俯仰力矩系数

图7 方案二基本气动数据

Fig.7 Basic aerodynamic data of scheme 2

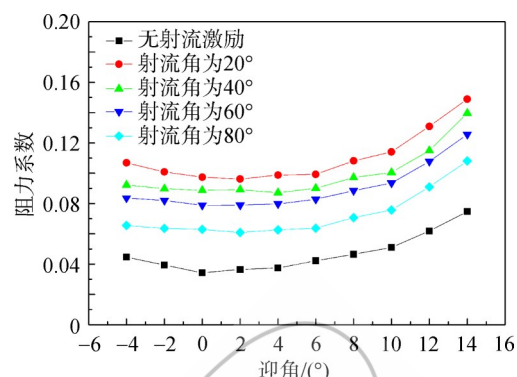
相当强度的射流才可以对飞行器的航向姿态进行控制。

1.6.4 方案三实验结果

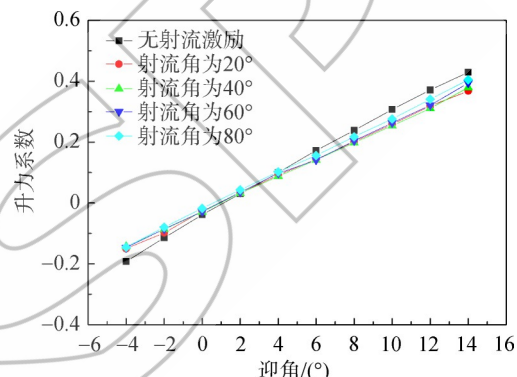
在相同实验条件下, $C_{\mu}=0.0094$ 时, 方案三的基本气动数据如图8所示。

由图8可知, 当开启激励后, 随着射流角的减小, 飞行器的阻力、侧力和偏航力矩系数不断增加, 其中, 射流角为 20° 时, 飞行器航向控制效果最好, 平均偏航力矩增量约为 0.13, 相当于开裂式阻力方向舵偏转 70° 左右的效果, 平均阻力增量约为

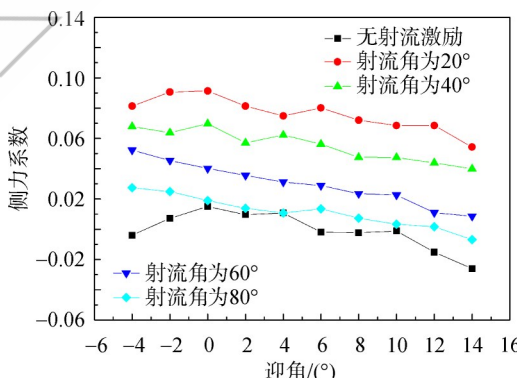
0.06, 平均侧力增量约为 0.08。同时, 正迎角范围内, 升力下降, 产生正的俯仰力矩和负的滚转力



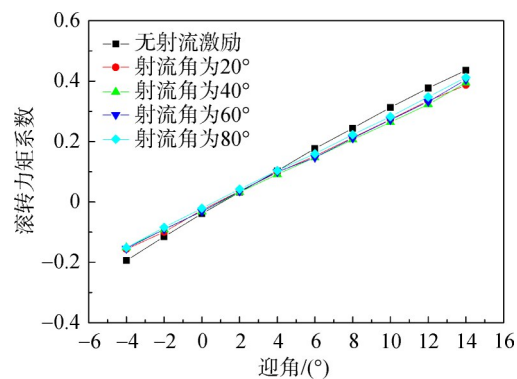
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 侧力系数



(d) 滚转力矩系数

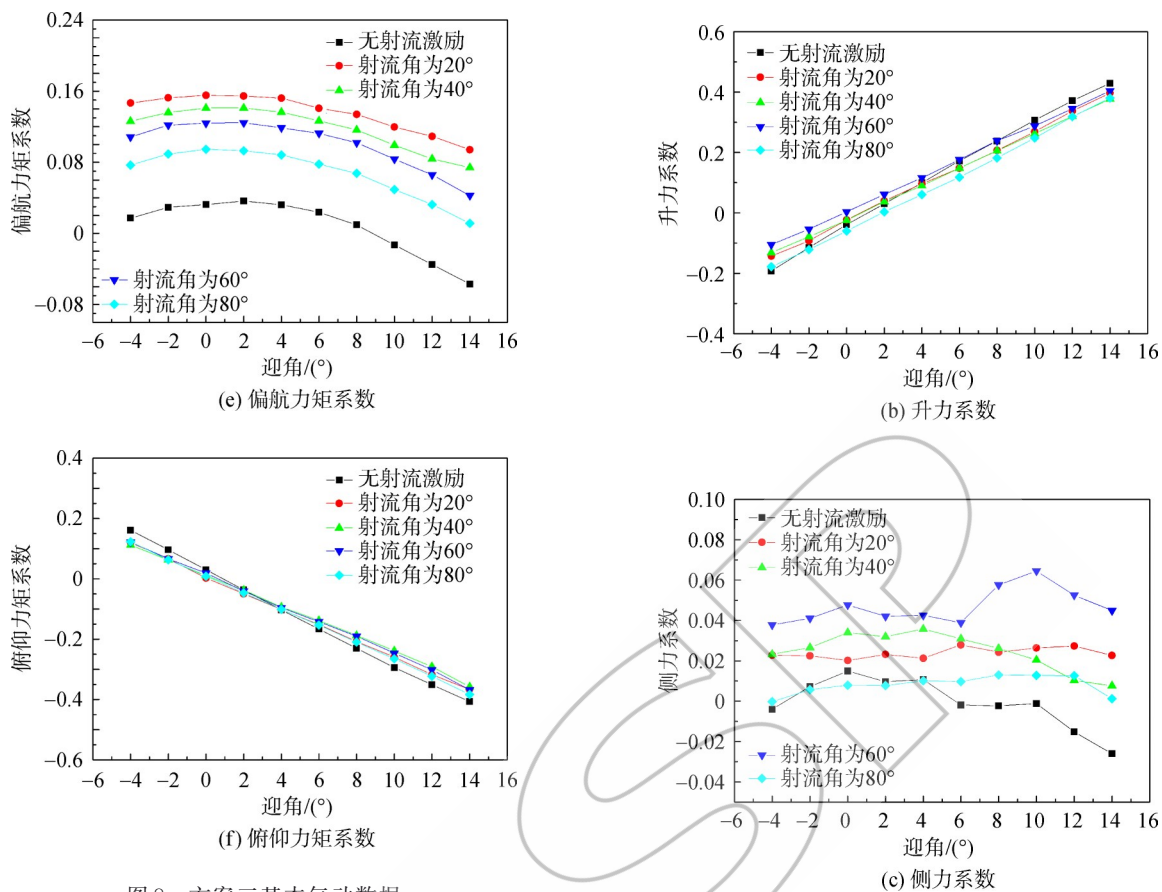


图 8 方案三基本气动数据

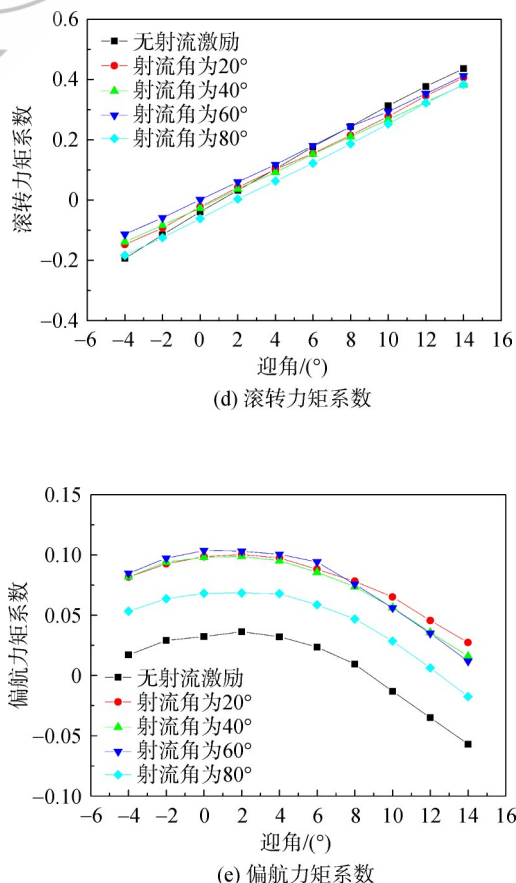
Fig.8 Basic aerodynamic data of scheme 3

矩增量,其值在无吹气时的标准值附近浮动,力矩耦合程度与开裂式阻力方向舵相近。

1.6.5 方案四实验结果

在相同实验条件下,由于方案四为四个缝同时激励, $C_{\mu}=0.0047 \times 4=0.0188$,方案四的基本气动数据如图9所示。

由图9可知,当采用方案四时,飞行器的阻力系数、侧力系数均有所增加,导致偏航力矩系数增加;升力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数均能在无吹气时的标准值周围浮动,浮动范围较本体模



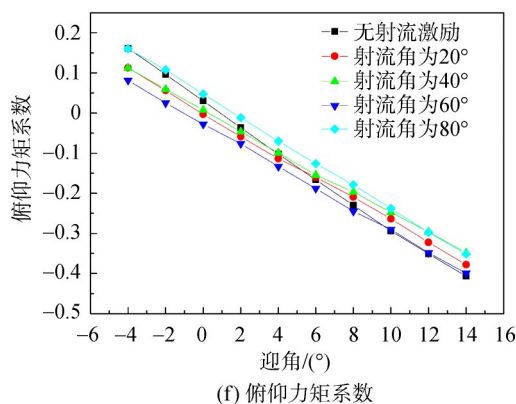


图9 方案四基本气动数据

Fig.9 Basic aerodynamic data of scheme 4

型的实验数据来说较大。其中,当前后端射流角为 20° 、 40° 、 60° 时,阻力系数、侧力系数和偏航力矩系数的增加效果相近, $-4^\circ \sim 14^\circ$ 迎角下平均偏航力矩增量为0.068,相当于开裂式阻力方向舵偏转 40° 左右的效果;当前后端射流角为 80° 时,阻力系数、侧力系数的变化较小,导致产生的偏航力矩系数较小,平均偏航力矩增量为0.037,相当于开裂式阻力方向舵偏转 25° 左右的效果。

1.6.6 舵偏转效果分析及最优方案选取

针对飞翼布局飞行器航向控制问题,文中设计的四种控制方案均有一定的控制效果。其最优控制状态的各项参数对比如表3所示。

表3 四种方案最优状态对比
Table 3 Optimal states of four schemes

方案	最优控制状态	最优状态相当舵偏转角度/(°)	射流动量系数	力矩耦合程度
方案一	射流角为 20°	30	0.009 4	小
方案二	三级风量	22	0.009 4	小
方案三	射流角为 20°	70	0.009 4	中
方案四	射流角为 20°	40	0.018 8	中

从作用机理来看,方案一和方案二的本质是给机翼后方施加推力,起加速作用;方案三和方案四则是产生阻力,起阻碍作用。从控制效果及气源效率来看,在相同射流动量系数下,产生阻力以获得偏航力矩的改变比施加推力要高效许多。

多种射流控制方案的测力实验结果表明了方案三 20° 射流角为最优控制方案,可以满足常规开裂式阻力方向舵的基本要求,且力矩耦合程度与

本体模型相近,可以实现航向姿态的控制。

为进一步分析施加激励前后各方案的流动控制机理,对各方案进行了二维数值模拟探究。

2 二维数值模拟

截取图1中A-A剖面处翼型进行二维数值模拟,图中X-Y为A-A剖面处形成的坐标系。设定来流速度为18 m/s,研究迎角 α 选择 0° 和 8° 。翼型选用MH45,弦长为265 mm,后缘高度为10 mm,上下翼面射流缝缝宽为1.2 mm,后缘射流缝缝宽为1.2 mm。设定射流角为 20° 和 80° ,设定单缝射流动量系数 $C_\mu=0.0047$ 。

数值模拟基于Fluent软件,湍流模型选择 $k-\omega$ SST (shear stress transport)。其本体模型压力云图如图10所示,红色部分为射流出口位置。

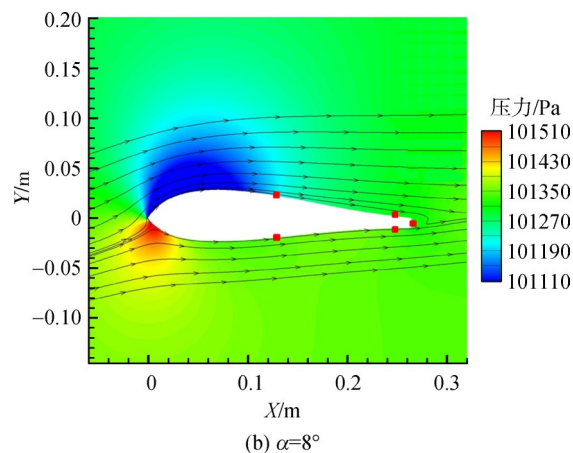
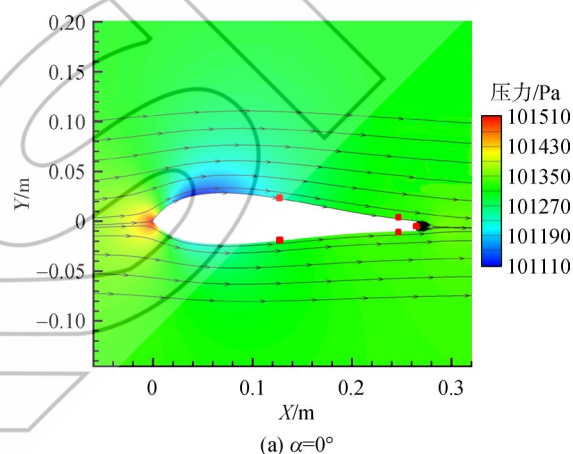


图10 本体模型压力云图

Fig.10 Pressure contours of ontology model

2.1 方案一模拟结果

方案一在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时的压力云图如图11所示。由于修改了翼型后缘高度,无激励时后缘存在小回流区。 0° 迎角下, 20° 射流角时,射流补充

来流,使后缘小回流区加大;80°射流角时,射流对来流的阻碍作用增加,生成小的分离涡,与后缘回流相互作用,不断从后缘脱落。当迎角增加到8°时,20°射流角的变化不明显,80°射流角对来流的阻碍作用加大,在激励口前方形成分离回流区。

图 12 为 $\alpha=0^\circ$,射流角为 20°时的压力系数 (C_p) 曲线,由图可知,后缘射流作用范围小,激励前后压力系数曲线几乎没有变化。

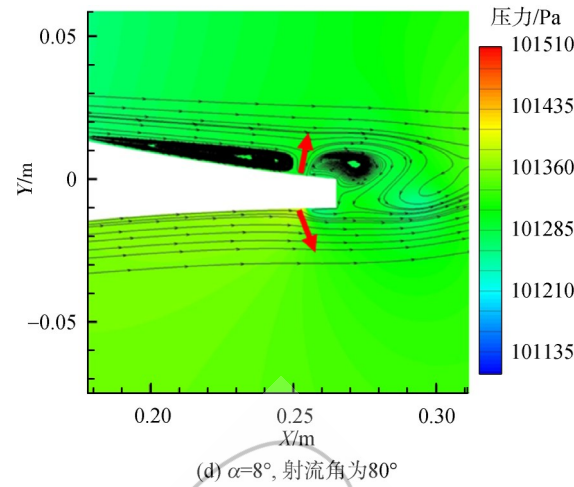
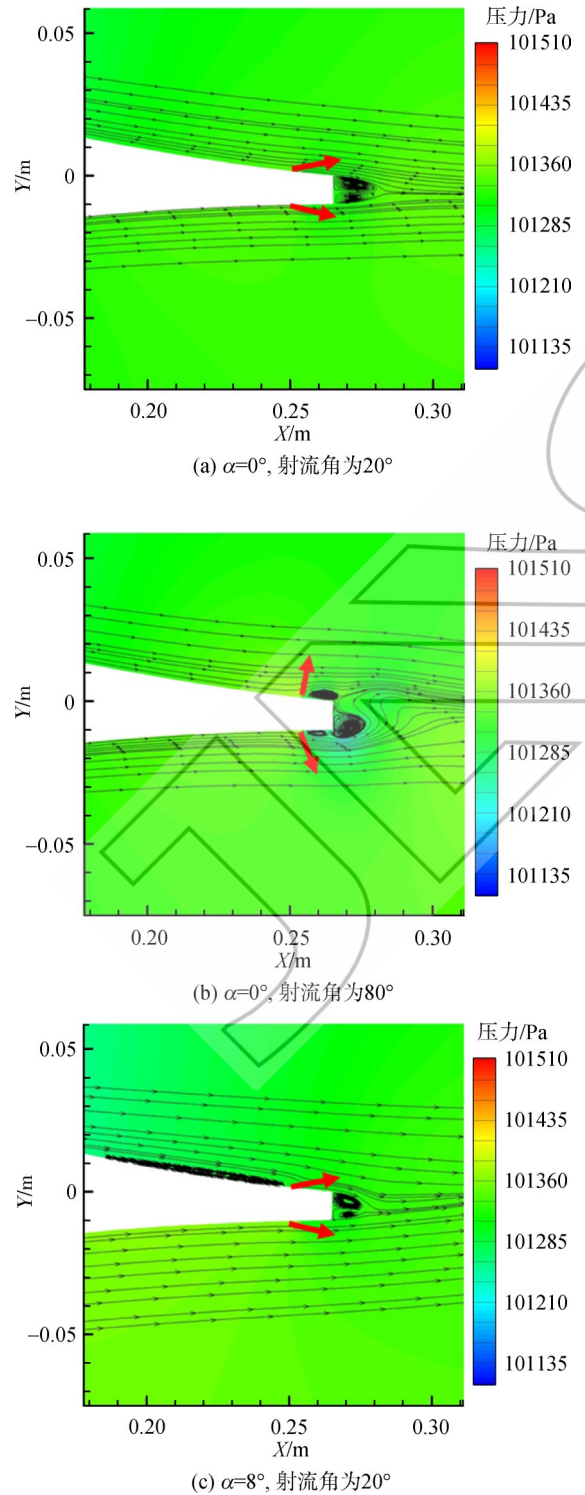


图 11 方案一压力云图

Fig.11 Pressure contours of scheme 1

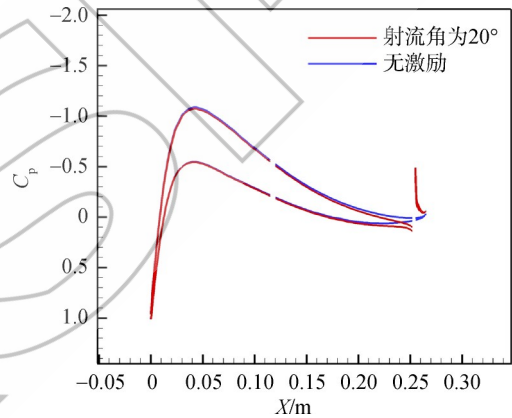
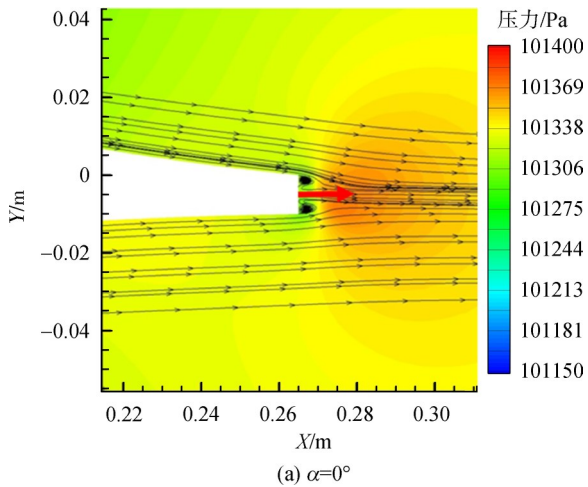


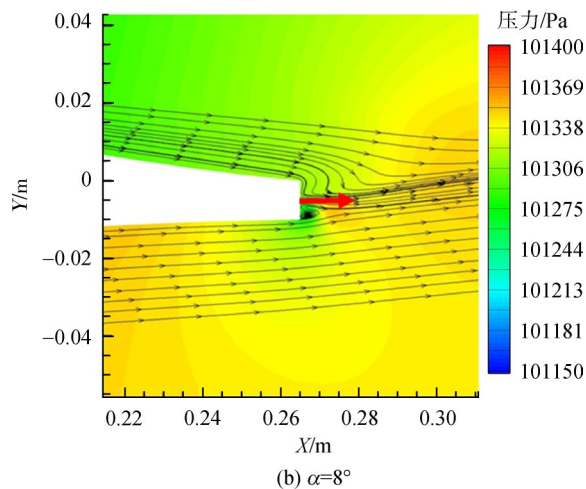
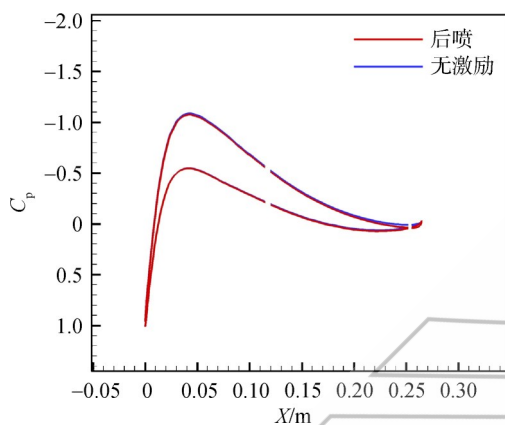
图 12 方案一压力系数曲线 ($\alpha=0^\circ$)

Fig.12 Pressure coefficient curves of scheme 1 ($\alpha=0^\circ$)

2.2 方案二模拟结果

图 13 为方案二在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时的压力云图,图 14 为 $\alpha=0^\circ$ 时压力系数曲线。由图可知,当激励开启后,射流从后缘喷出,对翼型起直接力加速作



图13 方案二压力云图($\alpha=0^\circ$)Fig.13 Pressure contours of scheme 2 ($\alpha=0^\circ$)图14 方案二压力系数曲线($\alpha=0^\circ$)Fig.14 Pressure coefficient curves of scheme 2 ($\alpha=0^\circ$)

用,但对翼型上下面的压力几乎没有影响。

2.3 方案三模拟结果

图15为方案三在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时的压力云图,图16为 $\alpha=0^\circ$ 时的压力系数曲线。由图可知, 0° 迎角下,当激励开启后,射流与来流相互作用,激励处

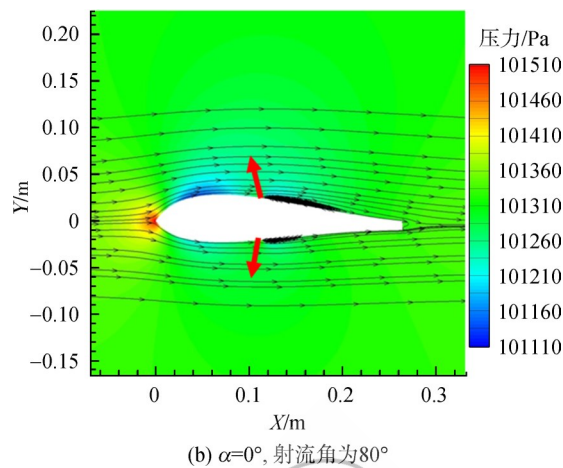
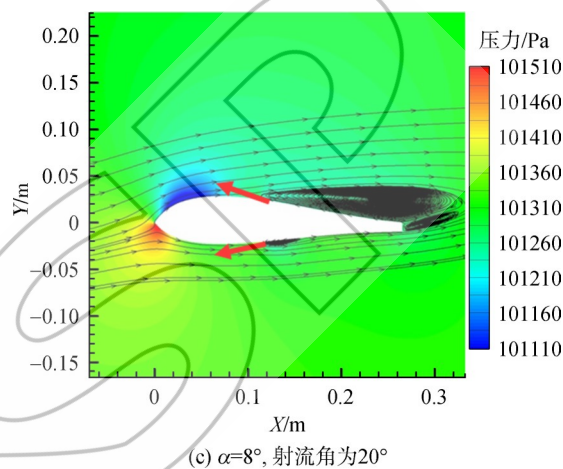
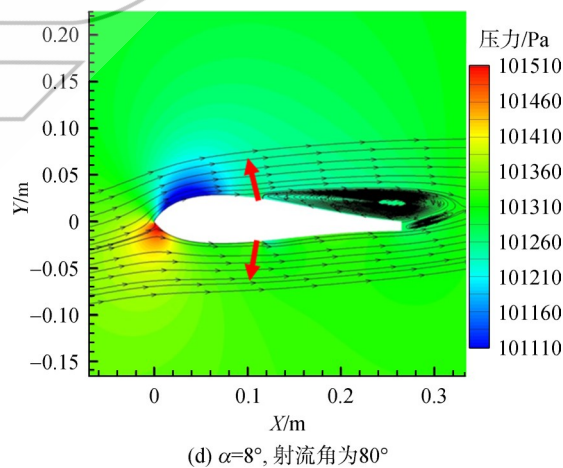
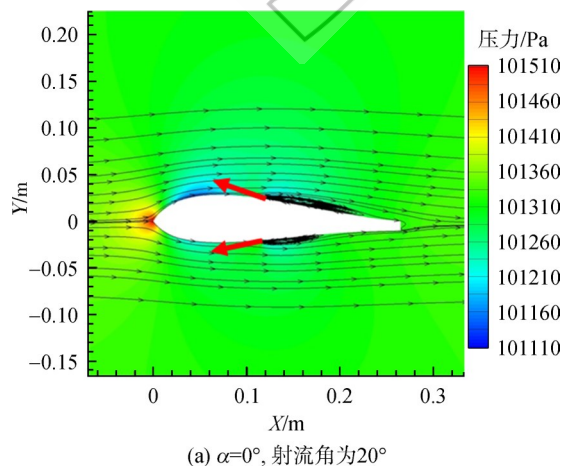
(b) $\alpha=0^\circ$, 射流角为 80° (c) $\alpha=8^\circ$, 射流角为 20° (d) $\alpha=8^\circ$, 射流角为 80°

图15 方案三压力云图

Fig.15 Pressure contours of scheme 3

(a) $\alpha=0^\circ$, 射流角为 20°

的流场被破坏,使流动提前发生分离,之后流动又附着在机翼表面,流向后缘。且 20° 射流角产生的分离作用范围大于 80° 射流角。激励口前方由于阻碍作用形成相对高压区,而分离区为局部低压区,前后压差阻力增大,因此翼型整体阻力增加。当迎角增大为 8° 时,由于上翼面流速进一步加快,分离区主要集中在上翼面,且影响范围大大增加。

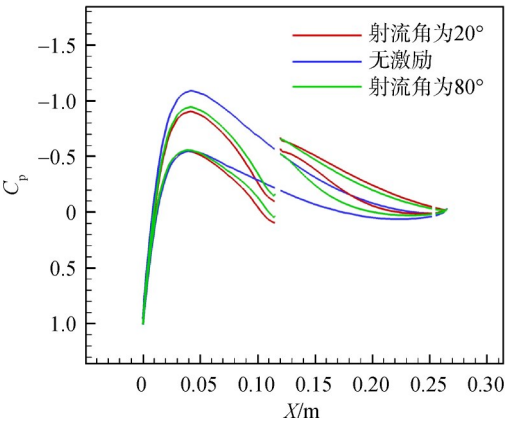
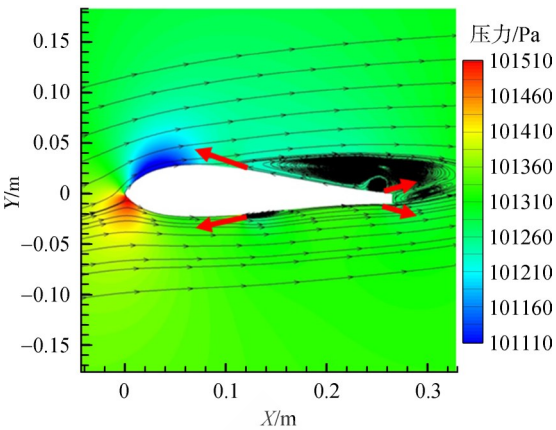


图 16 方案三压力系数曲线($\alpha=0^\circ$)

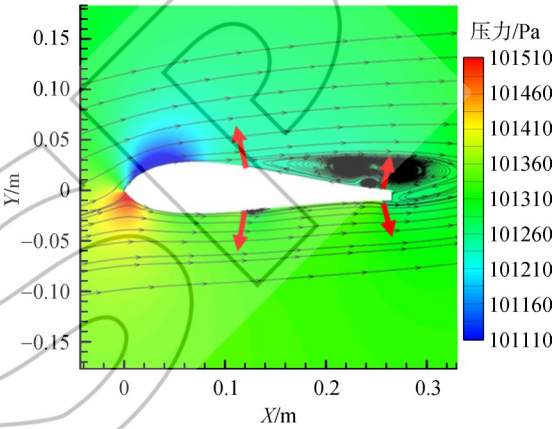
Fig.16 Pressure coefficient curves of scheme 3 ($\alpha=0^\circ$)

2.4 方案四模拟结果

图 17 为方案四在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时的压力云图, 图 18 为 $\alpha=0^\circ, 20^\circ$ 射流角时的压力系数曲线。由图可知, 方案四实际是方案一和方案三的叠加。 $\alpha=0^\circ$ 时, 由于作用在后段的激励对翼型整体影响较小, 占主导作用的仍是前段的射流。前段射流起阻碍作用, 后段射流起加速作用, 当共同作用时两者相互抵消, 其增阻效果不如方案三。当迎角



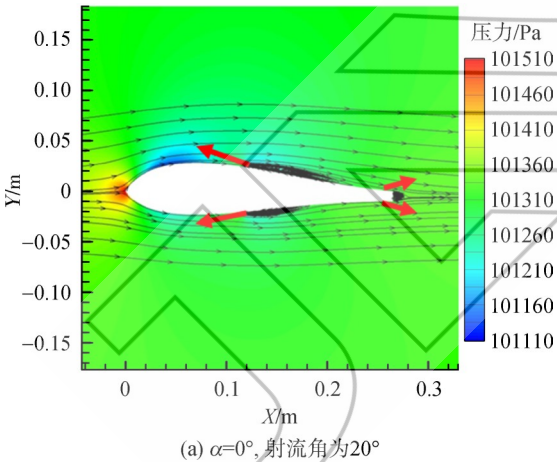
(c) $\alpha=8^\circ$, 射流角为 20°



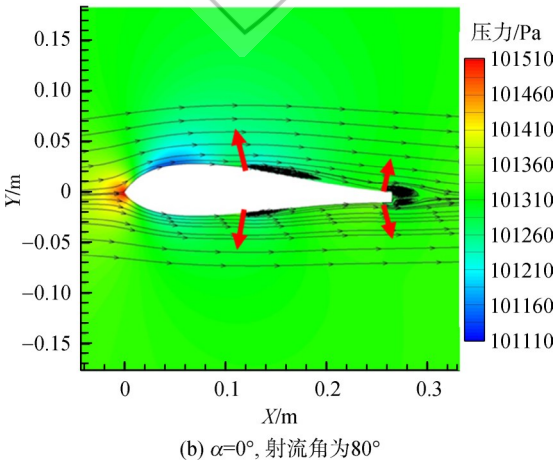
(d) $\alpha=8^\circ$, 射流角为 80°

图 17 方案四压力云图

Fig.17 Pressure contours of scheme 4



(a) $\alpha=0^\circ$, 射流角为 20°



(b) $\alpha=0^\circ$, 射流角为 80°

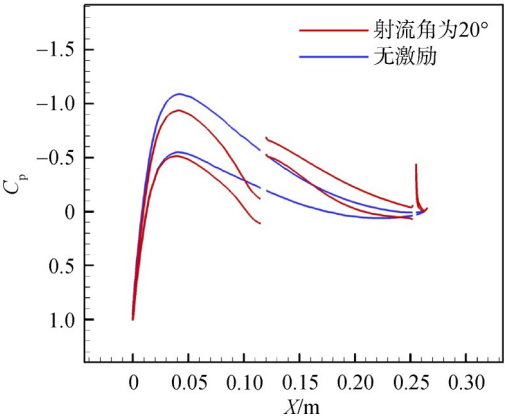


图 18 方案四压力系数曲线($\alpha=0^\circ$)

Fig.18 Pressure coefficient curves of scheme 4 ($\alpha=0^\circ$)

增大到 8° 时, 前段射流在上翼面形成的分离区覆盖到后方流场, 致使后段射流对流场的影响进一步减小, 占主导作用的仍是前段射流。

2.5 气动系数对比

四种射流控制方案在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时的升力系数、阻力系数增量百分比如表 4 所示, 其中 (20) 表

示射流角为 20° ,以此类推。

由表4可知,当激励开启后,相较于方案三和方案四,方案一和方案二的升阻力系数变化相对较小,即射流对流动场的影响较小。而方案三和方案四,主要通过产生阻力进而实现航向控制,当激励开启后,其在 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 时产生明显的阻力增量,

同时伴随升力的降低。但由于方案四为四个射流缝同时激励,其在单位射流动量系数下产生的阻力增量效果要低于方案三,即方案三为最优控制方案,且 20° 射流角产生的阻力增量要大于 80° 射流角。

表4 四种方案气动系数对比

Table 4 Comparison of aerodynamic coefficients of four schemes

方案	阻力系数增量/%		升力系数增量/%	
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=8^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=8^\circ$
方案一(20)	-2.4	2.0	-2.8	3.4
方案二	-2.9	-1.1	-8.0	-5.3
方案三(20)	84.8	97.2	-33.6	-47.3
方案三(80)	76.7	84.1	-10.9	-39.6
方案四(20)	74.5	98	-19.3	-42.3

3 结 论

本文基于射流控制技术,针对飞翼布局航向控制的问题和为实现飞翼布局无舵化的目标,设计了多种射流控制激励方案。通过与常规航向控制所采用的开裂式阻力方向舵作对比,从控制效果、力矩耦合和气源效率等方面对各方案进行了分析,并通过二维数值模拟对各方案的流场形态进行初步了解,最后得出最优控制方案。本文的主要结论如下:

1) 文由来流条件下,四种方案均可以产生一定的偏航力矩控制效果。其中,前对称吹气(方案三)为最优控制方案,可以产生和开裂式阻力方向舵相当的阻力、侧力和偏航力矩增量,同时与其他力矩耦合影响较小。而 20° 射流角是最优控制方案中的最优射流角度,可以产生相当约 70° 开裂式阻力舵偏转效果。

2) 在相同射流动量系数下,产生阻力以获得偏航力矩比依靠直接施加推力要高效许多。当各方案开启时,射流中包含与来流相逆的分量越多,与来流的相互作用越明显,形成的分离区越大,控制效果越好。激励口前方因阻碍来流形成高压区,分离区产生旋涡形成低压区,前后压差阻力增加,因此机翼整体阻力、侧力增加,偏航力矩随之增加,作用机理与开裂式阻力方向舵原理相似。

3) 将射流控制技术应用于飞翼布局飞行器航向姿态控制,有助于简化飞行器结构,替代或辅助

常规阻力类方向舵,消除舵面本身的不利影响,增大隐身性能。本文设计的射流控制方案为流动控制技术在飞行器姿态上的应用提供借鉴和参考。

参考文献:

- [1] QIN N, VAVALLE A, MOIGNE A L, et al. Aerodynamic studies for blended wing body aircraft[R]. AIAA-2002-5448, 2002.
- [2] 王磊, 王立新, 贾重任. 飞翼布局飞机开裂式方向舵的作用特性和使用特点[J]. 航空学报, 2011, 32(8):1392-1399.
WANG Lei, WANG Lixin, JIA Zhongren. Control features and application characteristics of split drag rudder utilized by flying wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8):1392-1399. (in Chinese)
- [3] ROYSDON P F, KHALID M. Lateral-directional stability investigation of a blended-wing-body[R]. AIAA-2010-9167, 2010.
- [4] 李忠剑, 马东立. 飞翼布局阻力类偏航操纵装置操纵特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5):695-700.
LI Zhongjian, MA Dongli. Control characteristics analysis of drag yawing control devices of flying wing configuration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5):695-700. (in Chinese)
- [5] SIMON J, BLAKE W, MUTHOPP D. Control concepts for a vertical tailless fighter[R]. AIAA-1993-4000, 1993.
- [6] 张彬乾, 马怡, 褚胡冰, 等. 小展弦比飞翼布局航向控制的组合舵面研究[J]. 航空学报, 2013, 34(11):2435-2442.
ZHANG Binqian, MA Yi, CHU Hubing, et al. Investigation on combined control surface for the yaw control of low aspect ratio flying wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11):2435-2442. (in Chinese)
- [7] GILLARD W, DORSETT K. Directional control for tailless aircraft using all moving wing tips[R]. AIAA-1997-3487, 1997.
- [8] 左林玄, 王晋军. 全动翼尖对无尾飞翼布局飞机气动特性

- 影响的实验研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2):132-137.
- ZUO Linxuan, WANG Jinjun. Experimental study of the effect of AMT on aerodynamic performance of tailless flying wing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(2):132-137. (in Chinese)
- [9] 张子军, 黎军, 李天, 等. 开裂式方向舵对某无尾飞翼布局飞机气动特性影响的实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3):63-66.
- ZHANG Zijun, LI Jun, LI Tian, et al. Experimental investigation of split-rudder deflection on aerodynamic performance of tailless flying wing aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3):63-66. (in Chinese)
- [10] 屈晓波, 章卫国, 史静平, 等. 一种低速情况下无尾飞翼飞机航向控制方法[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(1):70-75.
- QU Xiaobo, ZHANG Weiguo, SHI Jingping, et al. A yaw control method for tailless flying wing aircraft under low speed condition[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(1):70-75. (in Chinese)
- [11] 战培国, 程娅红, 赵昕. 主动流动控制技术研究[J]. 航空科学技术, 2010(5):2-6.
- ZHAN Peiguo, CHENG Yahong, ZHAO Xin. Active flow control technique[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(5):2-6. (in Chinese)
- [12] 朱自强, 鞠胜军, 吴宗成. 层流流动主/被动控制技术[J]. 航空学报, 2016, 37(7):2065-2090.
- ZHU Ziqiang, JU Shengjun, WU Zongcheng. Laminar flow active/passive control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7):2065-2090. (in Chinese)
- [13] 赵光银, 梁华, 牛中国, 等. NS-DBD 激励控制非细长三角翼前缘涡仿真研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2):423-433.
- ZHAO Guangyin, LIANG Hua, NIU Zhongguo, et al. Numerical investigation on leading-edge vortex control for non-slender delta wing by nanosecond pulse dielectric barrier discharge actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2):423-433. (in Chinese)
- [14] XU Xiaoping, ZHOU Zhou. Study on longitudinal stability improvement of flying wing aircraft based on synthetic jet flow control[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46(10):287-298.
- [15] 杜海. 等离子体流动控制技术及其在飞行器上的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- DU Hai. Plasma flow control technology and its application on flight vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [16] HOHOLIS G, STEIJL R, BADCOCK K. Circulation control as a roll effector for unmanned combat aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6):1-16.
- [17] FIELDING J P, MILLS A, SMITH H. Design and manufacture of the DEMON unmanned air vehicle demonstrator vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(4):365-372.
- [18] SAVVARIS A, BUONANNO A, JAMIL R, et al. Design and development of the DEMON UAV fluidic flight control system[R]. AIAA-2013-4820, 2013.
- [19] 孙健国. 面向 21 世纪航空动力控制展望[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2):97-102.
- SUN Jianguo. Prospects of the aeroengine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2):97-102. (in Chinese)
- [20] ITSARIYAPINYO P, SHARMA R. NACA0015 circulation control airfoil using synthetic jets at low angles of attack and low Reynolds number[R]. AIAA-2016-3772, 2016.
- [21] WILLIAM E, GREGORY S, DAVID T, et al. Enhancements to the FAST-MAC circulation control model and recent high-Reynolds number testing in the National Transonic Facility[R]. AIAA-2013-2794, 2013.
- [22] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术[J]. 航空学报, 2016, 37(2):411-428.
- ZHU Ziqiang, WU Zongcheng. The study of the circulation control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2):411-428. (in Chinese)
- [23] 蔡琰. 采用空气射流控制的 MAGMA 无人机完成首次试飞[J]. 国际航空, 2018(1):38.
- CAI Yan. BAE's MAGMA drone uses jet flow to maneuver[J]. International Aviation, 2018(1):38. (in Chinese)
- [24] KAY A. Successful demonstration of breakthrough blown-air flight technologies to revolutionise future aircraft design[EB/OL]. [2020-10-28]. <https://www.baesystems.com/en/article/magma-the-future-of-flight>.
- [25] SHI Zhiwei, ZHU Jiachen, DAI Xinxi, et al. Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on circulation control[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 32(1):04018134.1-04018134.23.
- [26] ZHU Jiachen, SHI Zhiwei, SUN Quanbing, 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.
- [27] 赵霞, 秦燕华. 一种飞翼布局横航向特性的控制研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2):234-238.
- ZHAO Xia, QIN Yanhua. An investigation on controlling lateral characteristics for a flying wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2):234-238. (in Chinese)
- [28] DAVID S, SEIFERT A. On the generation of yawing moment using active flow control[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2012, 38(12):72-81.
- [29] 单继祥, 黄勇, 苏继川, 等. 小展弦比飞翼布局新型嵌入面航向控制特性研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3):296-301.
- SHAN Jixiang, HUANG Yong, SU Jichuan, et al. Effect of the novel embedded control surfaces on direction control characteristic of low-aspect flying-wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3):296-301. (in Chinese)
- [30] 杜海, 史志伟, 倪芳原, 等. 基于等离子体激励的飞翼布局飞行器气动力矩控制[J]. 航空学报, 2013, 34(9):2038-2046.
- DU Hai, SHI Zhiwei, NI Fangyuan, et al. Aerodynamic moment control of flying wing vehicle using plasma actuators. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9):2038-2046. (in Chinese)

(编辑: 陈越)