

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.05.015

翼尖法向吹气对编队飞行安全性的影响

钟林龙, 韩尘傲, 冯路启, 刘学强

(南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 为了提高编队飞行的安全性, 提出了采用翼尖法向吹气的方法削弱前机尾流的影响。采用数值模拟方法进行了不同编队位置飞行过程中前机尾流对后机气动特性的仿真分析, 并通过仿真方法对翼尖法向吹气进行了数值仿真。仿真结果表明: 编队飞行过程中, 后机在横向穿越前机的涡区时受到很大的扰动力矩, 加大了舵面操纵和飞机控制的难度, 严重危害到后机的安全性。引入翼尖法向吹气后, 后机的翼尖涡被削弱, 升阻比随着吹气动量系数的增大而增大。随后在 Simulink 中搭建了带有翼尖法向吹气的编队飞行控制系统进行仿真模拟。仿真结果表明: 所提出的翼尖法向吹气减弱了前机尾流的影响, 使后机在横向穿越前机涡区过程中位置偏差和速度偏差减小, 同时后机副翼偏转量大幅减小, 后机安全性得以提高。

关键词: 编队飞行; 翼尖吹气; 尾流; 计算流体力学; 飞行动力学仿真

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)05-0922-10

Influence of Wingtip Normal Blowing on Safety of Formation Flight

ZHONG Linlong, HAN Chen'ao, FENG Luqi, LIU Xueqiang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the safety of formation flight, a method using wingtip normal blowing is proposed to weaken the influence of the wake generated by the leading aircraft. Numerical simulation methods are employed to analyze the aerodynamic characteristics of the following aircraft affected by the wake of the leading aircraft during different formation positions. Additionally, numerical simulation is conducted on the wingtip normal blowing. The simulation results indicate that during formation flight, the following aircraft experiences significant disturbance torque when transiting laterally through the vortex area of the leading aircraft, which increases the difficulty of rudder manipulation and aircraft control, posing a serious threat to the safety of the following aircraft. After introducing wingtip normal blowing, the wingtip vortex of the following aircraft is weakened, and the lift-to-drag ratio increases with the augmentation of the blowing momentum coefficient. Subsequently, a formation flight control system with wingtip normal blowing is established in Simulink for simulation. The simulation results demonstrate that the proposed wingtip normal blowing mitigates the influence of the wake from the leading aircraft, reducing both the lateral position and velocity deviations of the following aircraft as it traverses the vortex area of the leading aircraft. Concurrently, the aileron deflection of the following aircraft is significantly decreased, thereby improving the safety of the following aircraft.

Key words: formation flight; wingtip blowing; wake; computational fluid dynamic; flight dynamic simulation

编队飞行是多架飞机按照一定的排列队形和协调方式进行飞行的一种飞行方式, 它在军用和民

用领域都有广泛的应用价值。在军用领域: 编队飞行是空中加油必不可少的飞行模式, 安全稳定的编

收稿日期: 2024-07-02; 修订日期: 2024-08-20

通信作者: 刘学强, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: liuxq@nuaa.edu.cn。

引用格式: 钟林龙, 韩尘傲, 冯路启, 等. 翼尖法向吹气对编队飞行安全性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(5): 922-931. ZHONG Linlong, HAN Chen'ao, FENG Luqi, et al. Influence of Wingtip Normal Blowing on Safety of Formation Flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(5): 922-931.

队飞行可以提高空中加油成功率和加油效率,从而提升作战效率。编队飞行还可增强飞机的战斗力和生存能力,提高任务成功率,加强战略机动性,应用于空中战术行动、侦察搜集、空中拦截等任务。在民用领域:编队飞行可提高航空交通效率,节省燃料消耗,发挥救援搜救作用,用于航空表演和摄影等活动。

当飞机在空中飞行时,来自机翼和机身的涡流共同形成了飞机尾流,这些涡流具有一定的动量和能量,使得它们在大气中能长时间保持相对稳定的状态。飞机尾流是一类非常复杂的流动现象,早期研究主要针对尾涡运动机理及其规避与控制上,主要用于确立多架飞机飞行的时间、空间最小间距和分析某些由于尾涡产生的飞行事故上^[1]。Anderson等^[2]的实验研究表明,翼尖涡强度与轴向速度呈线性关系。Wu等^[3]研究了轴向速度对轴向涡旋系统的影响,研究表明轴向速度对涡旋破裂仍然至关重要。在编队飞行中,特别是针对空中加油编队场景,需要加油机与受油机进行精准对接,由于编队飞机间隔很短,前机尾流对后机造成的影响更大,也最容易引发飞行事故。2020年9月,一架隶属美国海军陆战队的F-35B战斗机与一架KC-130加油机进行空中加油训练时发生碰撞事故,导致战斗机坠毁。同样的编队飞行事故在中国也有发生,受油机在加油完毕退出的过程中发生事故。因此,抑制和削弱尾流的影响对于提高编队飞行的安全性和稳定性至关重要。

在削弱尾涡方面,Bao等^[4]研究了自消亡四涡体系,通过涡旋之间的相互作用使得尾涡耗散消失。黄烁桥等^[5]实验研究了利用发动机喷流的扰动加速翼尖涡耗散的方法。有学者利用等离子体^[6-10]、零质量射流^[11]、非线性气体整流^[12]等对翼尖涡的流动控制进行了各种研究。相关研究结果^[9,13-15]表明,展向激励通过增加机翼的有效展向长度,促进涡核向远离机翼的方向移动。这增加了剪切层与主流之间的动量传递,导致翼尖涡减弱。此外,Samal等^[16]针对NACA0012机翼在迎角为 10° 情况下的翼尖涡进行了模拟,通过在翼尖端面和机翼下表面布置抽吸气装置,对比单独机翼,带有抽吸气装置的机翼产生的翼尖涡强度被削弱了很多。Jiang等^[17]同样采用翼尖下表面吹出高展弦比射流的方法来控制翼尖涡。在飞行控制中,张琴林等^[18]开展了机翼后缘吹气对偏航力矩的控制研究,通过吹气产生推力从而形成所需的控制力矩。邵帅等^[19]利用后缘环量控制实现了飞翼布局无人机的有效滚转控制。目前有关流动控制的大多数研究工作仍集中在控制流动分离和减阻的机理研究

上,在编队飞行场景中的研究和应用还比较少见。

本文提出了将翼尖法向吹气的方法应用到编队飞行中去,采用CFD计算进行了该方法在编队飞行时对后机的气动特性仿真,分析了在编队飞行过程中翼尖法向吹气对前机尾涡和自身翼尖涡的影响,随后在Simulink中搭建了双机编队飞行动力学模型。最后对编队飞行过程进行了仿真模拟,验证了翼尖法向吹气的抗扰增稳效果及提高编队飞行中后机安全性的能力。

1 尾流影响

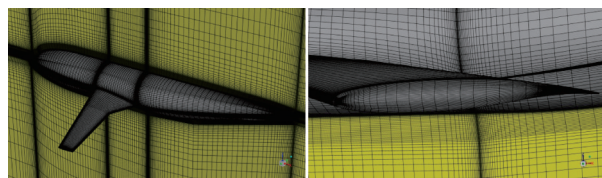
编队飞行过程中前机的尾流对后机会产生很大影响,本文针对双机编队,以某飞机组成双机编队进行数值仿真模拟,研究前机尾流对后机的影响。

1.1 前机尾流影响的CFD计算

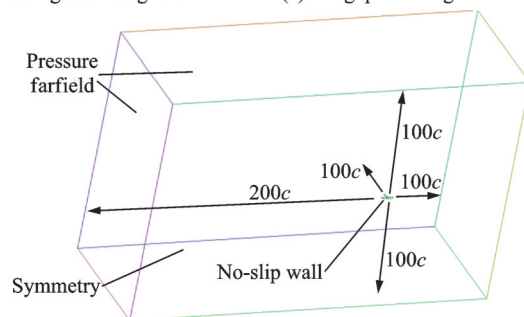
1.1.1 数值计算方法介绍及验证

控制方程为非定常雷诺平均Navier-Stokes(N-S)方程,湍流模型为Spalart-Allmaras(S-A)^[20]单方程湍流模型,该模型通过引入湍流黏度变量来描述湍流的扩散和耗散过程,从而模拟湍流的影响。

本节采用第二届阻力预测大会中经过实验和数值计算验证过的DLR-F6翼身组合体为标准模型进行验证。根据文献中网格粗细程度对结果精度的指导^[21],本节采取生成粗、中、细3套网格进行验证,网格量分别对应为约300万、900万和2400万个。图1所示为DLR-F6翼身组合体的表面网格划分以及计算域设置,基于平均气动弦长($c=0.1412\text{ m}$)的雷诺数为 3×10^6 ,远场设置为压力远场,模型表面为无滑移边界。因为计算的来流马赫数为0.75,必须考虑气流可压缩性,故选用密度基



(a) Fuselage surface grid of DLR-F6 (b) Wingtip surface grid of DLR-F6



(c) Calculation domain and boundary condition settings

图1 DLR-F6翼身组合体网格示意及边界设置

Fig.1 Grid schematic and boundary setting of DLR-F6 wing-body configuration

(Density-based)进行求解。图2所示为DLR-F6翼身组合体在不同迎角 α 下的升、阻力系数,通过对比发现本节所用CFD方法在网格量900万个以上时对于DLR-F6翼身组合体的气动特性数值模拟与实现数据非常接近,表明所用CFD方法可信。图中实验数据来自文献[22]。

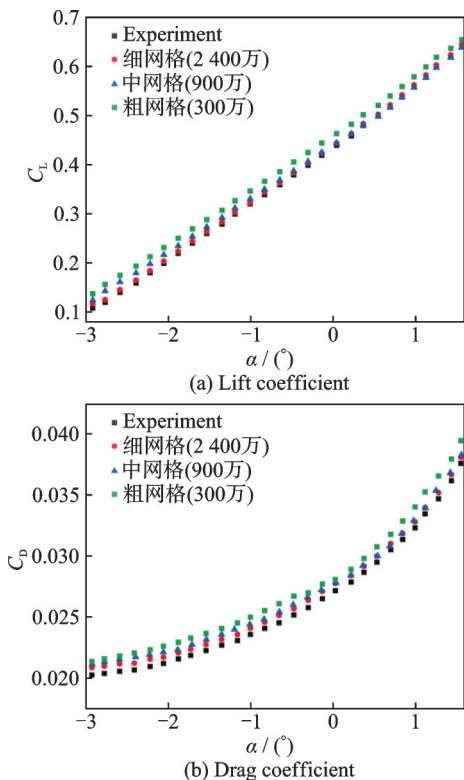


图2 DLR-F6翼身组合体升、阻力系数对比
Fig.2 Lift and drag coefficient comparison of DLR-F6 wing-body configuration

1.1.2 计算模型

本文双机编队的部分参数如表1所示。因为本文关注对象是后机在前机尾流下的影响,所以在进行编队CFD计算时,得出的结果和进行的分析主要是针对后机。编队飞行时,前机和后机迎角相同且不发生变化,且前机的位置坐标是固定的,坐标为(0,0,0)。

1.1.3 双机轴向距离和横向距离对编队的影响

设定此时双机法向距离为0 m,计算当双机轴向距离分别为0、5、10和20 m时,后机从横向距离

表1 双机编队计算参数
Table 1 Calculation parameters for formation flight of two aircraft

飞机参数	前机	后机
Ma	0.5	0.5
飞行高度/km	8	8
机身长度/m	47	35
翼展/m	50	33
机翼面积/ m^2	300	170

为0 m逐渐运动到62 m的过程中,后机的气动特性变化。从图3可以看出,随着轴向距离和横向距离的增加,后机的升力系数增量逐渐增大,横向距离带来的升力系数增量最为显著。在诱导力矩方面,由图4可知,后机的滚转力矩随着轴向距离的增加而增大,图5和图6显示后机受到的偏航力矩和俯仰力矩随着轴向距离的增加而减小;同时发现,随着横向距离的增加,后机的3个力矩均先增大后减小。对于近距编队飞行而言,尾流引起的诱导力矩是编队飞行安全性的一大隐患,这当中又属诱导滚转力矩对后机的影响最大。

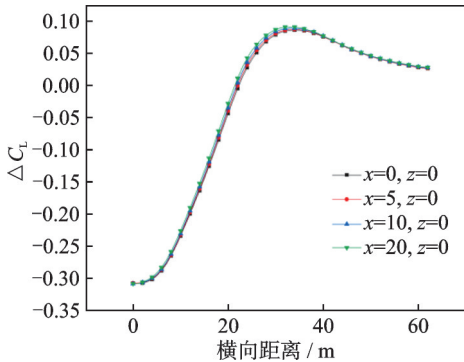


图3 不同轴向距离升力系数增量比较
Fig.3 Comparison of lift coefficient increment for different axial distances

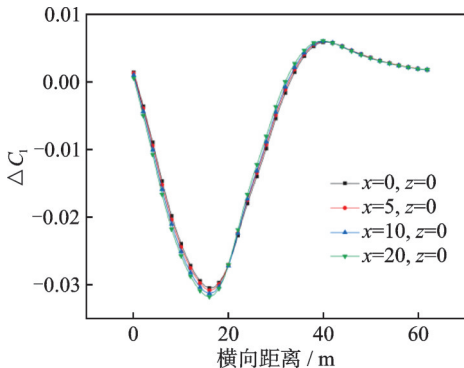


图4 不同轴向距离滚转力矩系数增量比较
Fig.4 Comparison of rolling moment coefficient increments for different axial distances

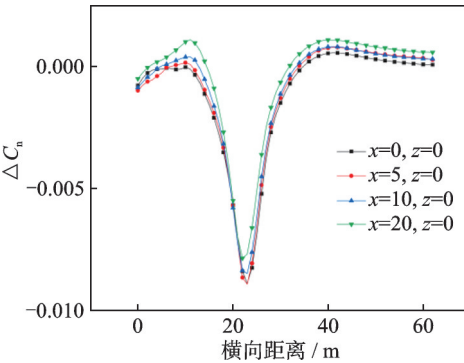


图5 不同轴向距离偏航力矩系数增量比较
Fig.5 Comparison of yawing moment coefficient increments for different axial distances

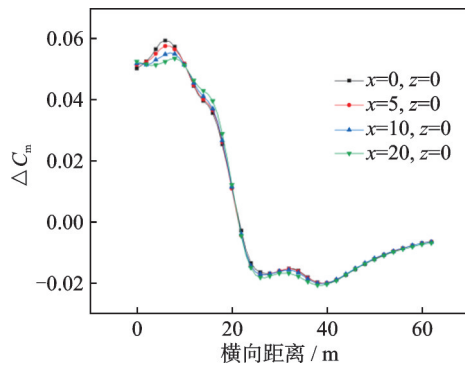
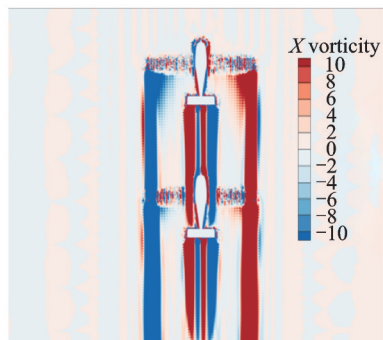


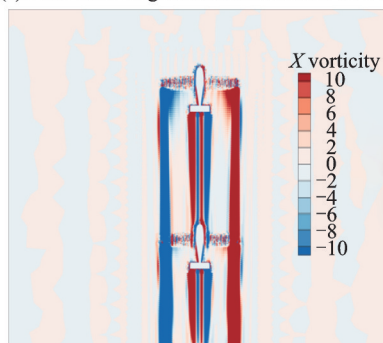
图 6 不同轴向距离俯仰力矩系数增量比较

Fig.6 Comparison of pitching moment coefficient increments for different axial distances

图 7(a)和(b)给出了不同轴向距离下双机的流场显示,后机越靠近前机,前机的诱导下洗作用越强,使得后机此时升力损失越大。



(a) Flow field diagram at axial distance of 5 m



(b) Flow field diagram at axial distance of 20 m

图 7 不同轴向距离下双机的流场

Fig.7 Flow field of two aircraft at different axial distances

1.1.4 双机法向距离和横向距离对编队的影响

设定此时双机轴向距离为 20 m,计算当双机法向距离分别为 0、5 和 10 m 时,后机从横向距离为 0 m 运动到 62 m 过程中后机气动特性的变化。由图 8 可知,在横向距离从 0 m 增大到 18 m 这个过程中,后机的升力系数随着法向距离的减小而减小;在横向距离从 18 m 逐渐增大的过程中,后机的升力系数随着法向距离的减小而增大。图 9 显示后机在整个向右运动的过程中受到的滚转力矩都随着法向距离的减小而增大,只是经历了先左滚后右滚的过程,图 10 和图 11 显示出由于前机尾流的

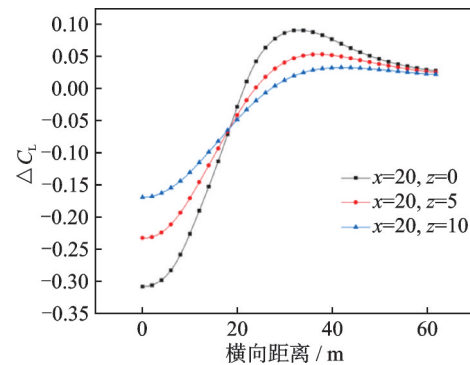


图 8 不同法向距离升力系数增量比较

Fig.8 Comparison of lift coefficient increments for different normal distances

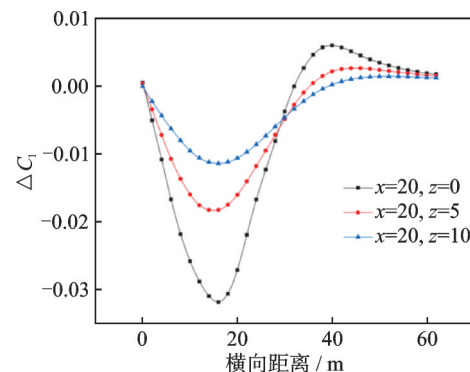


图 9 不同法向距离滚转力矩系数增量比较

Fig.9 Comparison of rolling moment coefficient increments for different normal distances

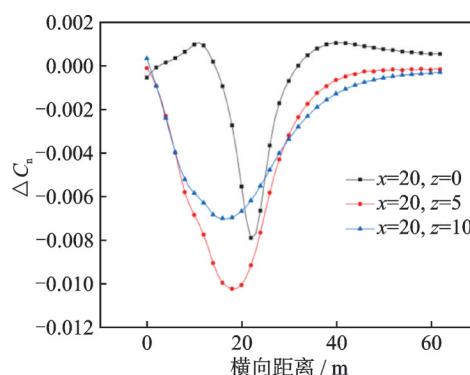


图 10 不同法向距离偏航力矩系数增量比较

Fig.10 Comparison of yawing moment coefficient increments for different normal distances

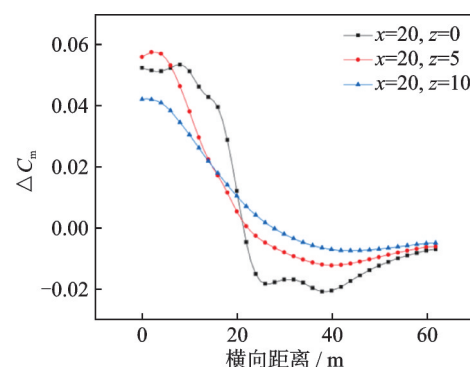


图 11 不同法向距离俯仰力矩系数增量比较

Fig.11 Comparison of pitching moment coefficient increments for different normal distances

耦合作用导致后机的偏航力矩和俯仰力矩的变化趋势不一致。计算结果表明,前后机在同一高度时,能获得最大的气动收益,但同时也受到最大的诱导滚转力矩。

图 12(a)和(b)给出了不同法向距离下双机的流场显示,从图中可以看出,法向距离的影响比轴向距离的更大一些。法向距离变大时,后机逐渐远离前机的翼尖涡,此时后机的诱导滚转力矩变小。

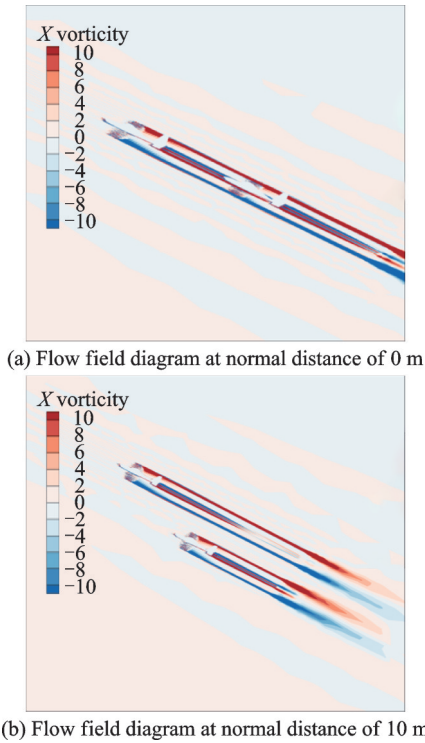


图 12 不同法向距离下双机的流场

1.2 舵面配平

在初始配平舵面过程中,可根据后机在编队飞行过程中获得的附加升力、俯仰力矩、侧向力、偏航力矩及滚转力矩完成舵面偏角增量配置,从而完成舵面初偏。

对于纵向,有

$$\begin{aligned} C_{L\alpha} \times \Delta\alpha + C_{L\delta e} \times \Delta\delta e &= \Delta C_L \\ C_{m\alpha} \times \Delta\alpha + C_{m\delta e} \times \Delta\delta e &= \Delta C_m \end{aligned} \quad (1)$$

对于横向,有

$$\begin{aligned} C_{Y\beta} \times \Delta\beta + C_{Y\delta r} \times \Delta\delta r &= \Delta C_Y \\ C_{l\beta} \times \Delta\beta + C_{l\delta a} \times \Delta\delta a + C_{l\delta r} \times \Delta\delta r &= \Delta C_l \quad (2) \\ C_{n\beta} \times \Delta\beta + C_{n\delta r} \times \Delta\delta r &= \Delta C_n \end{aligned}$$

式(1)和式(2)中的各气动系数增量均由编队飞行给出,后机舵效如表 2 所示, C_a 表示后机迎角所对应的气动参数对 α 的导数, C_β 表示后机侧滑角所对应的气动参数对 β 的导数, $C_{\delta e}$ 表示后机升降舵偏角所对应的气动参数对 δe 的导数, $C_{\delta r}$ 表示方向舵偏角所对应的气动参数对 δr 的导数, $C_{\delta a}$ 表示

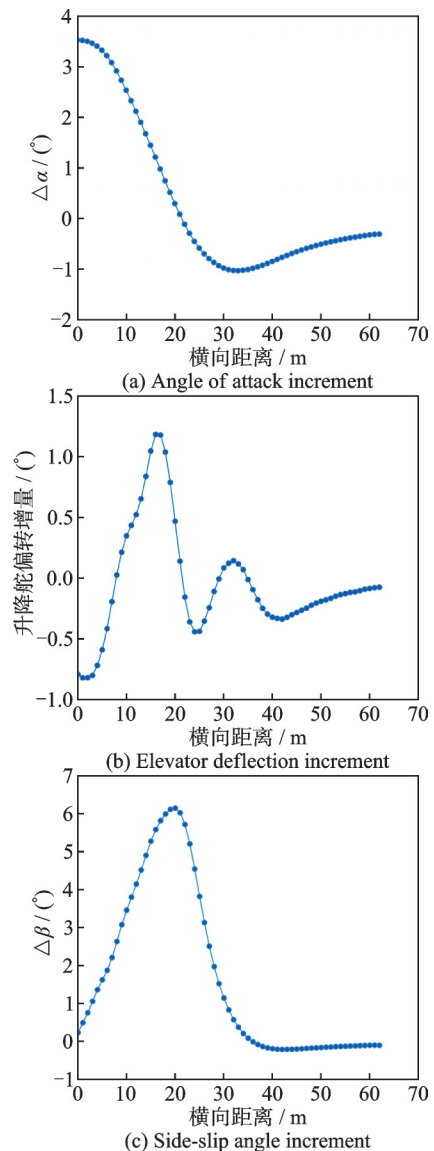
表 2 后机舵效参数

Table 2 Control efficiency parameters of the following aircraft

参数	数值
$C_{L\alpha}$	0.088 47
$C_{L\delta e}$	0.005
$C_{m\alpha}$	-0.018 24
$C_{m\delta e}$	-0.014 85
$C_{Y\beta}$	-0.007 7
$C_{Y\delta r}$	0.002 32
$C_{l\beta}$	-0.000 67
$C_{l\delta a}$	-0.001 95
$C_{l\delta r}$	0.000 29
$C_{n\beta}$	0.002 35
$C_{n\delta r}$	-0.001 13

副翼偏转角所对应的气动参数对 δa 的导数。现将前后机轴向距离为 20 m,且处于同一高度时,后机横向运动过程中所需的舵面偏转增量进行求解。

图 13(a~e)中显示后机在穿越前机的涡区时,迎角、侧滑角和各舵面的操纵变得复杂,需要各个舵面同时做出响应以对抗前机尾流的影响,对飞机



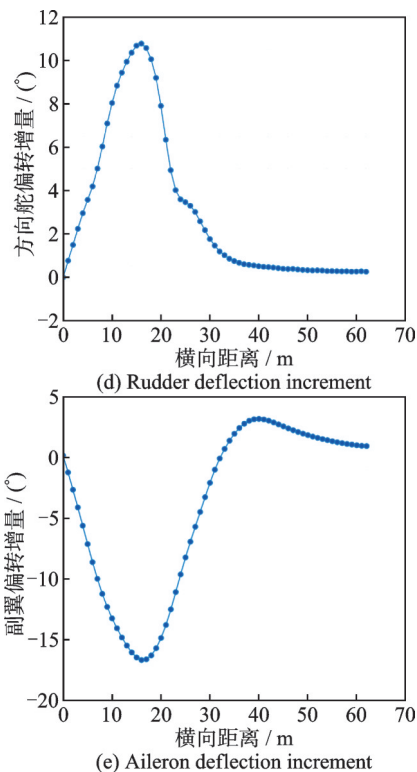


图13 不同横向位置时后机所需迎角、侧滑角及舵面偏转增量
Fig.13 Angle of attack, sideslip angle, and incremental deflection of control surfaces required for the following aircraft at different lateral positions

的操纵要求变高。若飞机的舵面效率低、舵偏设计容量不足以及飞行员反映不及时,将严重危害到编队飞行的安全性和稳定性,极大增加了飞机的控制难度。流动控制因其自身受物理限制小和控制系统反馈迅速等特点,在飞机总体设计受限制的情况下,更能有效提高编队飞行的安全性,给予飞行员更多的反应时间。

2 翼尖法向吹气数值仿真

本节采取在后机翼尖法向吹气的办法来削弱前机尾流的影响,通过对比有无吹气情况下,编队飞行中后机气动特性的变化来验证该方法的有效性。

2.1 计算设置

图14中蓝色箭头方向为吹气方向,垂直于机翼下表面,吹气口布置在翼尖下表面,形状为细长条状,长 $l=150\text{ mm}$,宽 $h=6\text{ mm}$,在CFD计算中将吹气口设置为速度入口边界以模拟吹气。现将吹气速度与吹气口面积联系起来给定一个吹气动量系数 $C_\mu^{[17]}$ 作为量化标准

$$C_\mu = \frac{m_j V_j}{(1/2)\rho_\infty U_\infty^2 S} = \frac{\rho_j U_j^2 h l}{(1/2)\rho_\infty U_\infty^2 S} = 2 \frac{\rho_j}{\rho_\infty} \left(\frac{U_j}{U_\infty} \right)^2 \frac{h l}{S} \quad (3)$$

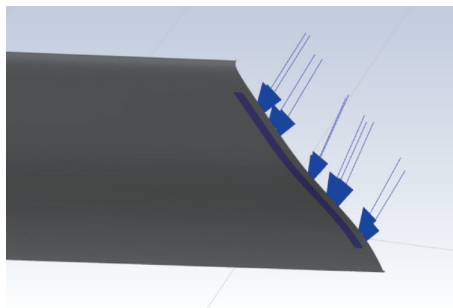


图14 吹气口布置示意图

Fig.14 Layout schematic of the air blowing ports

式中: ρ_j 、 ρ_∞ 、 S 、 U_j 和 U_∞ 分别为吹出气体的密度、当前高度的大气密度、机翼面积、吹气速度和来流速度,本节取 $\rho_j = \rho_\infty$ 。

2.2 翼尖吹气数值计算

为了对比不同吹气速度对飞机气动特性的影响,将吹气口吹气速度依次设置为0、200和300 m/s,即 C_μ 分别为0、1.23%、2.78%时,计算飞机迎角增大过程中其气动特性的变化情况。从图15和图16中可以看出,飞机的升力系数和升阻比 K 均随着 C_μ 的增大而增大。

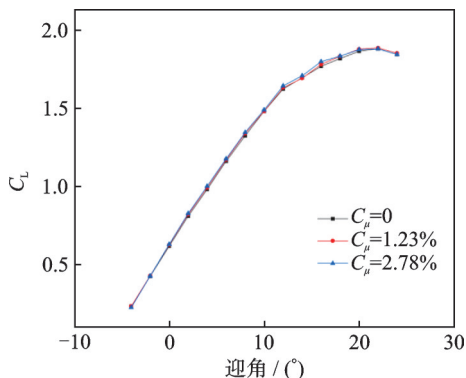


图15 升力系数

Fig.15 Lift coefficient

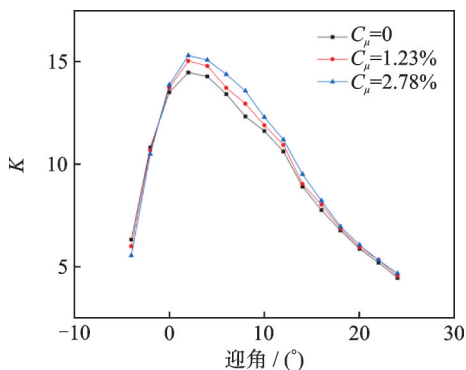
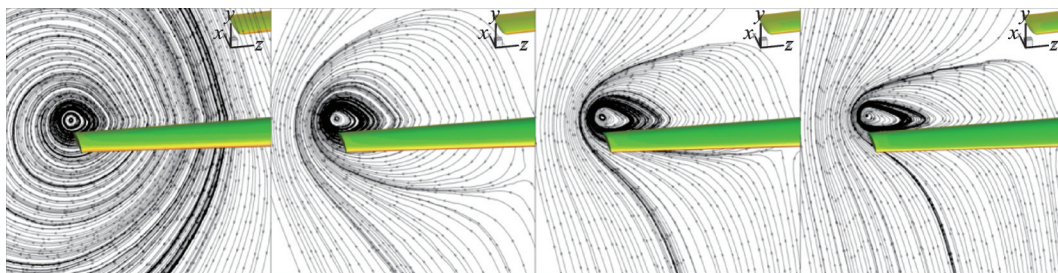
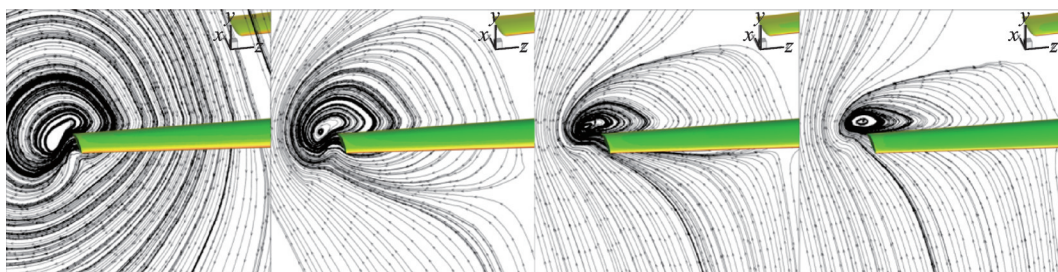
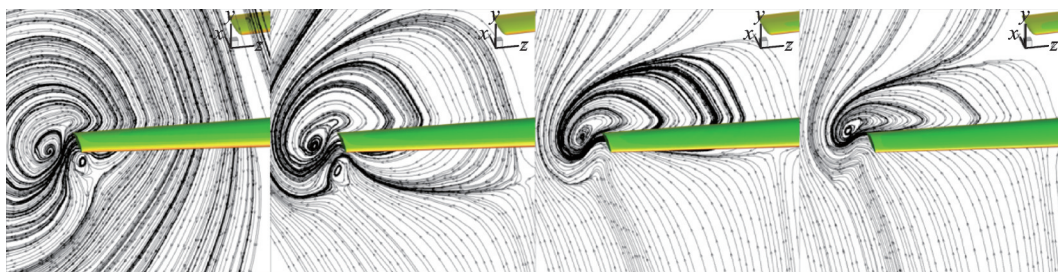


图16 升阻比

Fig.16 Lift to drag ratio

下面将从流场分布情况分析造成这一现象的可能原因。图17至图19中从左到右依次是0°、2°、4°和6°迎角下飞机翼尖的流场分布情况。由流场分布情况看出,无吹气时机翼翼尖呈现常规翼尖涡

图17 $C_\mu = 0$ 、迎角从 0° 变化到 6° 的流线图Fig.17 Streamline diagrams for $C_\mu = 0$, varying angle of attack from 0° to 6° 图18 $C_\mu = 1.23\%$ 、迎角从 0° 变化到 6° 的流线图Fig.18 Streamline diagrams for $C_\mu = 1.23\%$, varying angle of attack from 0° to 6° 图19 $C_\mu = 2.78\%$ 、迎角从 0° 变化到 6° 的流线图Fig.19 Streamline diagrams for $C_\mu = 2.78\%$, varying angle of attack from 0° to 6°

旋分布,当吹气口吹气时,在翼尖下表面出现了一对反向涡旋,涡旋强度与 C_μ 有关。当 $C_\mu=1.23\%$ 时,该反向涡旋与机翼翼尖涡相互作用,一定程度上削弱了翼尖涡,从而使得飞机整体升力增加;当 $C_\mu=2.78\%$ 时,其产生的反向涡旋强度变大,更大程度上地削弱了飞机的翼尖涡,从而带来了更大的增升减阻效果。

3 编队飞行控制系统设计与仿真

对于双机编队而言,后机更具有研究意义,且编队飞行过程中后机的控制至关重要。本节中将前机理想化处理为一个定高定速直线前飞的质点,其主要作用是产生尾流,在前机尾流的扰动下进行后机的控制系统搭建。

3.1 编队保持控制系统设计

采用PID控制方法设计控制律,对编队飞行过程中编队保持控制系统进行结构配置,并完成了后机位置控制器和速度控制器的设计。

3.1.1 编队保持系统配置

在编队飞行过程中,相对导航系统用于测量前

后飞机在惯性坐标系下的相对位置和姿态。这些信息经过解算和融合后传送至后机的制导律模块,生成相应的输入信号并传送至编队保持控制系统。编队保持控制器产生后机执行机构的操作信号,由舵机作用于后机模型。在大气扰动和前机尾流的影响下,后机产生的动态响应经由机载传感器测量后输入控制系统,完成一个控制循环。

图20中的大气紊流干扰采用由NASA提出的Dryden大气紊流模型,实现方式为将白噪声通过成型滤波器,从而得到大气紊流的沿轴向、侧向和法向速度以及相应角速度的时间序列^[23];前机尾流干扰采用3.1.2节中搭建的尾流扰动数据库。上述两项干扰模拟了真实编队飞行环境中遭遇到的气动干扰。

3.1.2 尾流扰动数据库创建

将带有翼尖法向吹气的后机相对于前机在右后下方空间内运动时,前机的尾流引起后机气动特性的变化进行数值仿真计算并插值拟合形成尾流扰动力数据库,插值方法为线性插值。后机运动空间的 x 轴运动范围是 $[0, 20]$ m, y 轴运动范围是

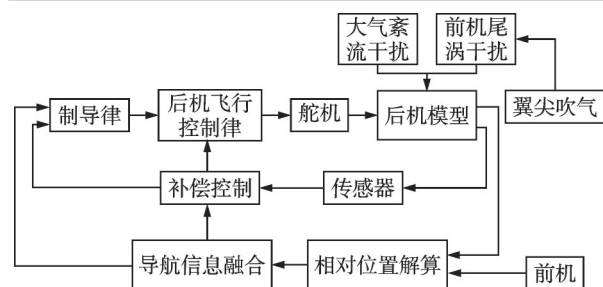


图 20 编队保持控制系统结构图

Fig.20 Block diagram of formation control system

$[0, 62]$ m, z 轴运动范围是 $[0, 10]$ m, 计算及插值结果如图 21 所示。

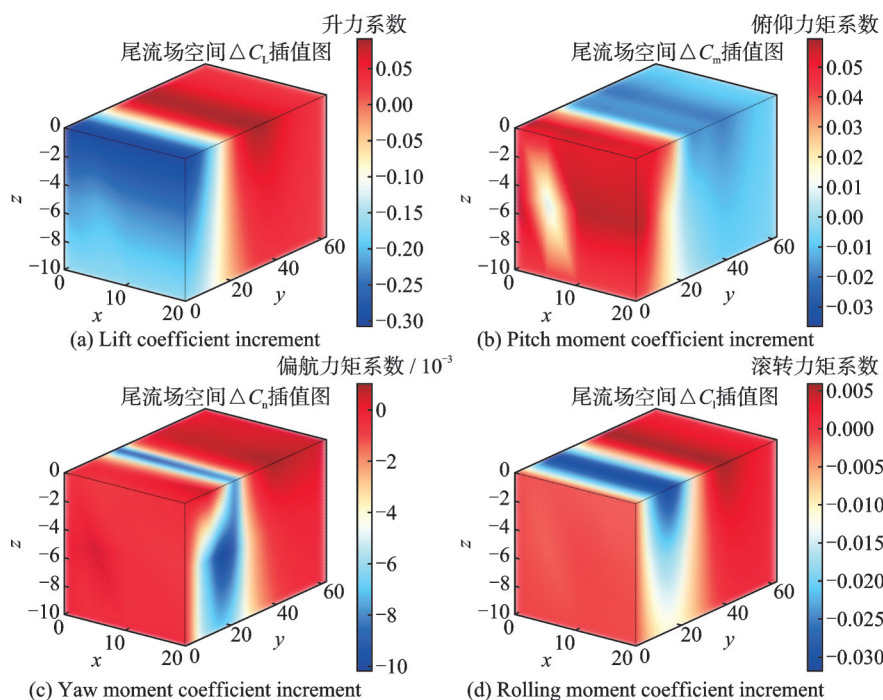


图 21 尾流扰动插值示意图

Fig.21 Interpolation diagrams of wake turbulence disturbance

3.2 编队保持仿真模拟与结果分析

设定前机以 150 m/s 的速度在 8 000 m 的高空做匀速直线平飞,后机在前机机体坐标系下的初始位置坐标为 $(-20, 0, 0)$ m,即后机在前机正后方 20 m 处,仿真开始时后机将以 1 m/s 的速度横向穿越前机的涡区,仿真时间为 50 s。上述运动描述的是后机从横向进近编队位置进行编队飞行。

图 22 为后机在前机机体坐标系下的位置保持

图,图 23 为后机在机体坐标系下的速度保持图。从图中可以看出,加入翼尖法向吹气之前,后机在穿越前机涡区过程中位置偏差和速度偏差都较大,后机横向移动过程中先是被前机尾流影响导致后机向着前机靠拢过去,随后过程中又转变为被前机的尾流向外侧弹开;加入翼尖法向吹气后,相较于不吹气情形,后机的位置偏差和速度偏差减小。图 24 为后机飞行过程中舵面的偏转量变化图,图 25 为后机飞行过程中其迎角和侧滑角的变化图。从图 24 中可以看出,加入翼尖法向吹气时,由于吹气产生的不对称升力减小了后机整体所受的

滚转力矩和俯仰力矩,使得后机在穿越前机涡区过程中副翼偏转量大幅减小,升降舵偏转量也得到减小。吹气与不吹气情况下的方向舵偏转量大小几乎一致,这是因为吹气产生的影响主要作用在滚转和俯仰方面。由图 25(a)中可见翼尖法向吹气时,产生的升力使得后机整体升力提高,从而减小了该飞行状态下所需的迎角;另外吹气与不吹气两种情况下的侧滑角几乎为 0,做到了

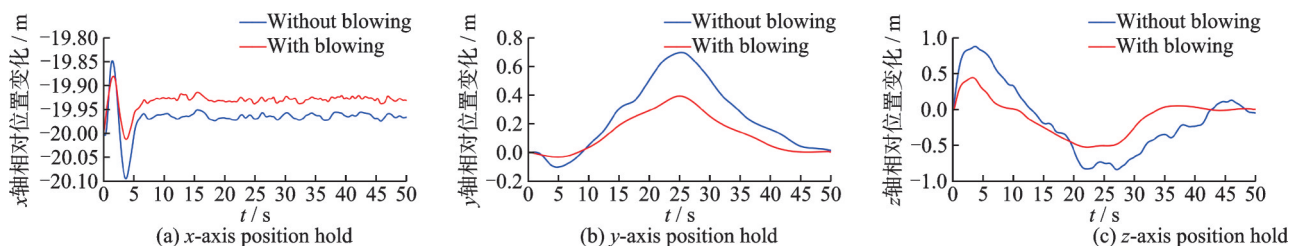


图 22 后机位置保持图

Fig.22 Position holding diagram of the following aircraft

航向保持。

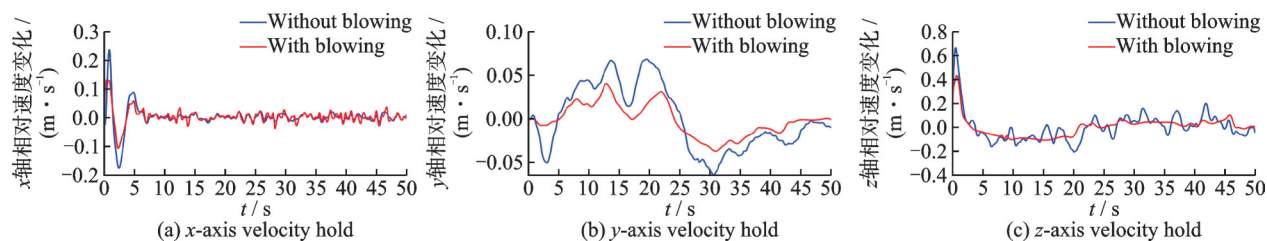


图23 后机速度保持图

Fig.23 Velocity holding diagram of the following aircraft

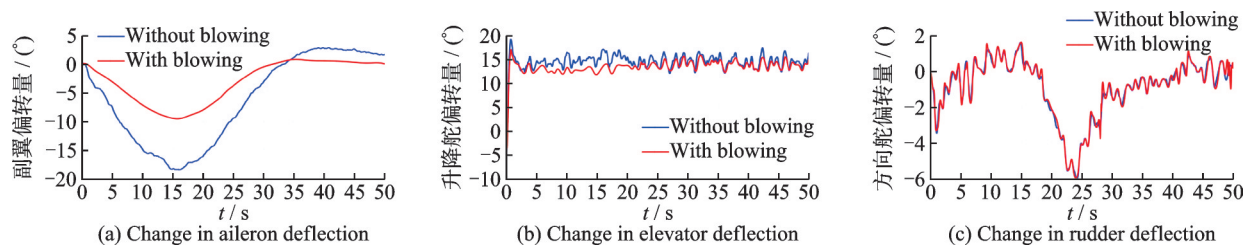


图24 后机舵偏变化图

Fig.24 Changes of rudder deflection angles of the following aircraft

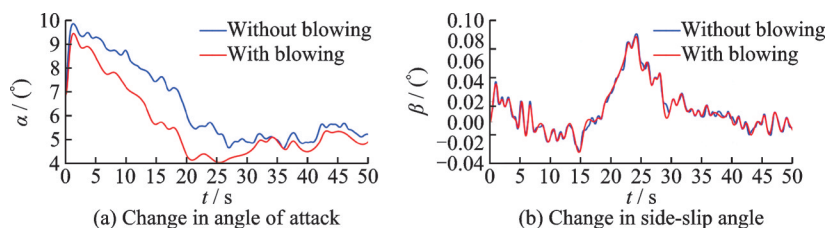


图25 后机迎角和侧滑角变化图

Fig.25 Changes of the angle of attack and side slip angle of the following aircraft

4 结 论

本文研究了双机编队飞行中前机尾流对后机气动特性的影响。结果表明,前后机之间的轴向距离对后机气动特性的影响较小,而法向距离和横向距离的影响更显著。当双机在同一飞行高度时,后机受到的滚转力矩最大,随着法向距离变大,后机逐渐脱离前机翼尖涡,滚转力矩减小。

为减小前机尾流影响,提出采用翼尖法向吹气。数值模拟表明,翼尖法向吹气类似于虚拟端板,可以抑制翼尖涡周围的横向流动,并形成一对较小的反向涡旋,从而削弱翼尖涡的强度。

最后,搭建了后机的位置和速度保持控制系统,并通过Simulink仿真验证了其鲁棒性和翼尖法向吹气的有效性。结果显示,采用翼尖法向吹气后,后机在前机尾流影响下受到的扰动减小,位置偏差和舵偏显著降低,从而提高了编队飞行的安全性和稳定性。

参考文献:

[1] 刘志勇. 紧密编队飞行涡流减阻机理及队形参数优

化研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016.

LIU Zhiyong. Study on drag reduction mechanism of vortex in close formation flight and optimization of formation parameters[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016.

[2] ANDERSON E A, LAWTON T A. Correlation between vortex strength and axial velocity in a trailing vortex[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 699-704.

[3] WU Jiezhi, MA Huiyang, ZHOU Mingde. Vorticity and vortex dynamics[M]. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2007.

[4] BAO F, VOLLMERS H, MATTNER H. Experimental study on controlling wake vortex in water towing tank[C]//Proceedings of the 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2003(ICIASF'03). Gottingen, Germany: IEEE, 2003: 214-223.

[5] 黄烁桥, 申功忻, KONRATH R, 等. 喷流对飞机尾流涡影响的试验研究[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 899-908.

HUANG Shuoqiao, SHEN Gongxin, KONRATH R, et al. Experimental investigation of influence of jets on aircraft wake vortices[J]. Acta Aeronautica et As-

- tronautica Sinica, 2010, 31(5): 899-908.
- [6] ROTH J R, SHERMAN D M, WILKINSON S P. Electrohydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma[J]. AIAA Journal, 2000, 38: 1166-1172.
- [7] POST M, CORKE T. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators[C]//Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, Reston, Virginia: AIAA, 2003: 1024.
- [8] BRAUN E M, LU F K, WILSON D R. Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2009, 45(1/2/3): 30-49.
- [9] 何伟, 牛中国, 潘波, 等. 等离子抑制翼尖涡实验研究[J]. 工程力学, 2013, 30(5): 277-281.
HE Wei, NIU Zhongguo, PAN Bo, et al. Study on experiments for suppressing wingtip vortices with plasma[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(5): 277-281.
- [10] HASEBE H, NAKA Y, FUKAGATA K. An attempt for suppression of wing-tip vortex using plasma actuators[J]. Journal of Fluid Science and Technology, 2011, 6(6): 976-988.
- [11] ZHU Z H, XIAO T H, ZHI H L, et al. Aerodynamic characteristics of co-flow jet wing with simple high-lift devices[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(10): 67-83.
- [12] 孙建红, 明晓. 非线性气体振荡整流效应对翼尖涡的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(1): 39-43.
SUN Jianhong, MING Xiao. Effect of nonlinear gas oscillations on wing-tip vortexes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(1): 39-43.
- [13] HEYES A L, SMITH D A R. Spatial perturbation of a wing-tip vortex using pulsed span-wise jets[J]. Experiments in Fluids, 2004, 37(1): 120-127.
- [14] 杨可. 基于组合小翼及翼梢喷流的翼尖涡控制实验研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.
YANG Ke. Experimental study on tip vortex control based on combined winglet and tip jet[D]. Beijing: Tsinghua University, 2012.
- [15] MARGARIS P, GURSUL I. Vortex topology of wing tip blowing[J]. Aerospace Science and Technology, 2010, 14(3): 143-160.
- [16] SAMAL S K, DASH D P K. Reduction of wingtip vortices by using active means[J]. International Journal of Scientific & Engineering Research, 2013, 4(4): 1280-1287.
- [17] JIANG Y B, WANG W B, QIN C, et al. Investigation of the normal blowing approach to controlling wingtip vortex using LES[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021(1): 6688569.
- [18] 张琴林, 杜海, 孔文杰, 等. 机翼后缘吹气对偏航力矩的控制研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(5): 73-80.
ZHANG Qinlin, DU Hai, KONG Wenjie, et al. Study on control of yaw moment by trailing edge blowing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(5): 73-80.
- [19] 邵帅, 郭正, 贾高伟, 等. 中等展弦比飞翼布局无人机后缘射流滚转控制[J]. 航空学报, 2023, 44(10): 54-64.
SHAO Shuai, GUO Zheng, JIA Gaowei, et al. Roll control of medium-aspect-ratio flying-wing UCAV based on trailing-edge jet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(10): 54-64.
- [20] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [21] MAVRIPLIS D J, VASSBERG J C, TINOCO E N, et al. Grid quality and resolution issues from the drag prediction workshop series[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 935-950.
- [22] DENG N, AGARWAL R K. Numerical simulation of DLR-F6 wing-body flow field in ground effect[J]. Computers & Fluids, 2022, 245: 105576.
- [23] 程钊, 于方圆. 受油机扰动特性的建模与仿真[J]. 兵工自动化, 2013, 32(10): 8-11.
CHENG Zhao, YU Fangyuan. Modeling and simulation of receiver aircraft disturbance characteristics[J]. Ordnance Industry Automation, 2013, 32(10): 8-11.

(编辑: 胥橙庭)