

DOI:10.11918/202408043

战损飞翼布局飞行器气动特性分析

徐一航¹, 李 宁¹, 刘玉祥¹, 刘 伟¹, 丁 锴¹, 何仕培²

(1. 江南机电设计研究所, 贵阳 550009; 2. 大连理工大学 力学与航空航天学院, 大连 116024)

摘要: 为分析飞翼布局飞行器受到防空系统打击后的气动特性, 采用风洞试验与数值模拟相结合的方法, 对 $Re = 1.47 \times 10^5$ 条件下战损飞翼布局飞行器进行了风洞试验测力分析, 并采用 LES 方法对部分工况流场特性进行了研究, 揭示了战损孔导致飞翼布局飞行器滚转特性和侧向特性出现变化的原因。首先, 通过风洞试验发现战损对飞翼布局飞行器的纵向气动特性影响较小, 对飞翼布局飞行器的滚转气动特性和侧向气动特性影响较大。其次, 迎角 $10^\circ \sim 30^\circ$ 范围内有战损情况下飞翼布局飞行器的滚转力矩系数明显比未战损情况下大, 其中 model2 战损形式飞翼布局飞行器的滚转力矩系数和侧向力系数绝对值最大。model3 ~ model5 一类战损形式的飞行器在迎角 $10^\circ \sim 24^\circ$ 范围内其滚转力矩系数和侧向力系数绝对值随战损孔向梢弦方向移动而减小。最后, 通过 LES 方法对飞翼布局飞行器流场进行高精度模拟发现: 机翼下表面气流会经过战损孔流至上表面, 诱导机翼被风区流动提前分离, 从而导致飞翼布局飞行器机翼表面的非对称流动分离, 引起飞行器滚转力矩系数和侧向力系数绝对值的增大。且战损孔越靠近根弦, 其诱导出机翼背风区的流动分离面积越大, 飞翼布局飞行器背风区非对称流动现象越明显。结果表明: 通过对飞翼布局飞行器的尾涡进行分析发现战损孔会在其后方诱导出多个涡系, 且各个涡系之间的距离较近并相互缠绕; 随着战损孔向机翼的梢弦移动, 战损孔诱导出的脱落涡也向梢弦移动, 并与翼尖涡相互融合。

关键词: 飞翼布局飞行器; 战损; 风洞试验; LES; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2025)08-0034-11

Aerodynamic characteristics of battle-damaged flying-wing aircrafts

XU Yihang¹, LI Ning¹, LIU Yuxiang¹, LIU Wei¹, DING Kai¹, HE Shippei²

(1. Jiangnan Institute of Mechanical and Electrical Design, Guiyang 550009, China;

2. School of Mechanics and Aerospace Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: To analyze the aerodynamic characteristics of flying-wing aircrafts after being hit by air defense systems, a combination of wind tunnel test and numerical simulation was used to conduct force measurement analysis on a battle-damaged flying-wing aircraft under the condition of Reynolds number $Re = 1.47 \times 10^5$, and the LES method was used to study the flow field characteristics of some working conditions, which reveals the reasons of the changes in roll and lateral characteristics of flying-wing aircraft caused by battle damage holes. It is found through the wind tunnel test that the battle damage has less influence on the longitudinal aerodynamic characteristics of the flying-wing aircraft, and more influence on the roll and lateral aerodynamic characteristics. The rolling moment coefficient of the battle-damaged flying-wing aircraft within the angle-of-attack range of $10^\circ \sim 30^\circ$ within the angle-of-attack range obviously larger than that of the undamaged aircraft, and the absolute values of the rolling moment coefficient and lateral force coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft of model2 are the largest; within the angle-of-attack range of $10^\circ \sim 24^\circ$, the absolute values of the rolling moment coefficient and lateral force coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft of model3 ~ model5 decrease as the battle damage holes move towards the tip chord direction. The high-precision simulation of the flow field of the battle-damaged flying-wing aircraft through the LES method reveals that the airflow on the lower surface of the wing will flow to the upper surface through the battle damage holes, which induces the flow separation of the wing by the wind area in advance, thus leading to the asymmetric flow separation on the wing surface of the flying wing layout aircraft, and causing an increase in the absolute values of the rolling moment coefficient and lateral force coefficient of the aircraft. And the closer the battle damage hole is to the root chord, the larger the flow separation area induced out of the wing leeward area is, and the more obvious the asymmetric flow phenomenon in the leeward area of the flying wing layout aircraft is. By analyzing the wake vortices of a battle-damaged flying-wing aircraft, it is found that the battle damage hole induces

收稿日期: 2024-08-19; 录用日期: 2024-10-08; 网络首发日期: 2025-07-02

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20250702.1025.002>

作者简介: 徐一航(1994-), 男, 博士

通信作者: 何仕培, 1540396976@qq.com

multiple vortex systems behind it, and each vortex system is close to each other and entangles with each other. The vortices induced by the damage holes move towards the tip chord and merge with the tip vortices as the damage holes move towards the tip chord.

Keywords: flying-wing aircraft; battle-damaged; wind tunnel tests; LES; Aerodynamic characteristics

中、远程防御技术的不断发展对现代空天防御战争产生了深远的影响,战场的日益复杂化也考验着各种飞行器的生存能力,在这些飞行器上会出现各种模式的战损^[1]。如果只是机身的某些部件受到攻击和损坏,飞行员仍有可能利用其他未损坏的部件控制飞机,因此准确评估受损飞行器的气动性能尤为重要。尤其是在飞行器的降落阶段,此时飞行器速度较低,气动特性的变化对飞行器的稳定飞行至关重要^[2-3]。

飞机的升力面是其产生气动力的主要来源,如机翼、方向舵等。一旦这些升力面受到损伤,飞机的整体气动性能和飞行品质都会发生变化,从而进一步威胁飞行器的安全。因此,准确获取升力面受损后飞行器的气动特性对评估其飞行能力非常重要^[4-6]。目前,已有很多学者对战损飞行器的气动特性进行了研究,根据不同的拦截器在飞机身上的战损形状呈现出不同的特性,总结了损伤模型对不同飞机升力、阻力和力矩特性的影响^[7]。Irwin 等^[8]对实心机翼和空心机翼战损后的气动特性进行了低速风洞试验研究,结果表明火炮和导弹对实心机翼气动特性的不利影响更大。Djellal 等^[9]对火炮引起的战损机翼气动特性进行研究,结果表明战损孔的直径及其在展向、弦向的位置对机翼的气动特性影响显著。Render 等^[10-12]对带有战损孔的机翼进行了多次风洞试验,结果表明机翼的 1/4 弦长和 1/2 位置损坏比前缘和后缘损坏对其气动特性的影响更为敏感。Etemadi 等^[13]采用风洞试验和数值模拟方法研究了战损飞机修补之后飞行器的气动特性。Frink 等^[14]对亚音速运输机因机身损坏而导致的气动性能下降问题进行了 CFD 评估,结果表明 CFD 方法在评估战损飞行器气动性能方面具有较高的精度。Ouellette 等^[15]采用势流理论方法对战损飞行器的气动性能和机动载荷进行分析。Mi^[16]采用 CFD 方法和刚性动网格技术对战损飞翼布局飞行器的纵向气动特性进行了分析,总结了机翼战损方式对飞机俯仰动导数特性的影响。

飞行器可能会出现各种战损模式,如燃料燃烧爆炸可能导致飞行器解体,这对飞行器的严重损害甚至是无法解决与弥补。然而,如果只有机体的一

些部件受到攻击和损坏,飞行员有可能通过使用其他未损坏的部件来控制飞行器^[17]。战损后飞行器的静态气动特性往往受到较大的影响^[18],因此许多学者通过风洞试验、数值模拟等手段得到飞行器的常规气动数据建立气动模型,以确保飞行器的稳定性和安全性。动导数对飞行器的飞行包线扩展,特别是在大迎角和带侧滑情况下的机动飞行显得尤为重要。但是飞行器战损后为安全返航不宜做大迎角机动飞行,因此本文主要针对飞行器的常规气动特性进行分析。

目前,已有许多学者对带有大展弦比常规机翼飞行器的战损气动特性进行了研究,但是对于飞翼布局飞行器的战损气动特性研究相对较少,尤其是战损飞翼布局飞机低速条件下的气动特性尚不明确。飞机在着陆前速度较低,因此深入分析机翼战损后飞翼布局飞机低速气动性能的变化对飞机安全着陆具有重要意义。本文采用风洞试验与数值模拟相结合的方法对 $Re = 1.47 \times 10^5$ 条件下 4 种战损情况下飞翼布局飞行器的气动特性进行了分析,为机翼战损后飞翼布局飞机低速气动性能的变化提供理论基础和工程应用指导。

1 测力风洞试验

1.1 风洞装置

试验在南京理工大学 HG-1 风洞中进行,该风洞为开口环流式风洞。风洞试验段截面积为 $700 \text{ mm} \times 700 \text{ mm}$ 、长 1.1 m 、速度范围为 $0.1 \sim 40.0 \text{ m/s}$ 、湍流度 0.36% 。

1.2 天平载荷能力与静校指标性能

风洞的天平载荷能力与静校指标性能见表 1,天平的静校中心距离前端面距离为 83.00 mm 。

1.3 模型装置

如图 1 所示为喷流模型试验装置示意图,坐标系定义如下: xoy 平面为风洞试验装置的迎角平面。 ox 为来流方向, oy 垂直于 ox 指向风洞外侧, oz 的方向由右手定则确定指向下方。 xoy 为迎角平面,定义模型的迎角 α 沿 oz 逆时针旋转为正,迎角范围为 $0^\circ \sim 32^\circ$ 。

表 1 天平载荷能力与静校指标性能

Tab. 1 Balance load capacity and static calibration index performance

项目	设计载荷/ (N, N·m)	校准载荷/ (N, N·m)	零点漂移/ %	绝对误差/ (N, N·m)	静校准度/ %	极限误差/ %	综合精度/ %
Y/M_1	60.0	60.0	0.04	0.060 0	0.10	0.30	0.03
M_z/M_2	3.0	3.2	0.04	0.003 0	0.10	0.30	0.03
X	20.0	20.0	0.06	0.030 0	0.15	0.45	0.06
M_x	1.2	1.2	0.03	0.002 4	0.15	0.45	0.10
Z/M_5	30.0	32.0	0.07	0.030 0	0.10	0.30	0.08
M_y/M_6	1.5	1.6	0.06	0.001 5	0.10	0.30	0.07

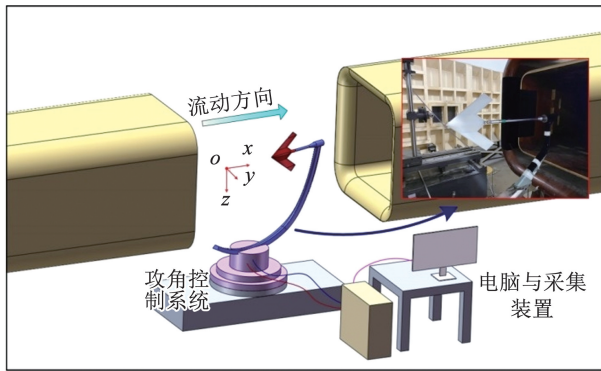


图 1 模型试验装置示意

Fig. 1 Schematic diagram of the model test setup

NACA 64₁-412 翼型气动特性的影响进行了分析, 结果表明其流动特征与圆形损伤产生的流动现象几乎相同。现代战争对飞行器的损伤主要由防空火炮、防空导弹等防御武器产生, 本文对于火炮、机炮等导致的战损由一个较大的战损圆孔表示, 对由防空导弹、空空导弹等战斗部引起的战损由多个较小的圆孔表示。

如图 2 所示为飞翼布局飞行器战损风洞试验模型示意图, 其不同截面曲线如图中所示。model1 为原始无战损飞翼布局飞行器模型, model2 ~ model5 为战损飞翼布局飞行器模型。model2 为 12 个小圆孔战损模型, 每个小圆孔半径为 0.002 5 m, 其间距如图中标注所示, model3 ~ model5 为一个大的圆孔战损模型, 每个大圆孔半径为 0.010 0 m。

相关研究表明最常用的战损类型是圆孔^[19], Mani 等^[20]对不同形状的三角形、星形等战损孔对

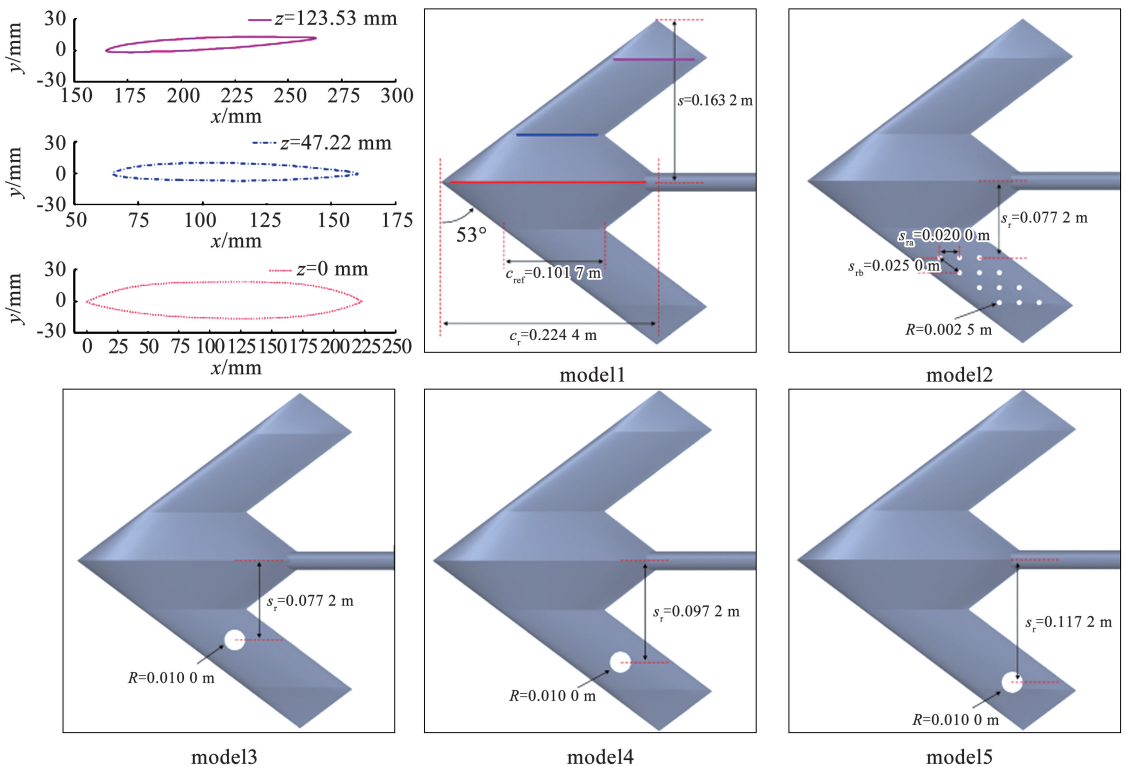


图 2 飞翼布局飞行器战损风洞试验模型示意

Fig. 2 Schematic diagram of wind tunnel test model of battle-damaged flying-wing aircraft

1.4 工况说明

试验雷诺数为 $Re = 1.47 \times 10^5$ (参考长度为 $c_{\text{ravg}} = 0.1075 \text{ m}$), 迎角范围 $0^\circ \sim 32^\circ$, 参考面积 0.0351 m^2 , 参考长度 0.1075 m , 力矩参考点距离飞行器头部 0.177 m , 试验参数详见表 2。

表 2 试验参数表

Tab. 2 Test parameters

来流雷诺数	来流速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	迎角范围/($^\circ$)
1.47×10^5	20	$0 \sim 32$

1.5 结果分析

1.5.1 战损飞翼布局飞行器升、阻力特性

图 3 为飞翼布局飞行器战损后阻力系数变化曲线, 战损后飞行器的阻力特性在小迎角下变化很小, 当迎角大于 10° 时飞行器的阻力特性变化明显。迎角 $10^\circ \sim 18^\circ$ 范围内 model2 战损形式的阻力要大于 model1 无战损情况的阻力, 阻力系数最大增加 7.7%。其余战损情况下飞行器的阻力均比无战损情况下的阻力小, 阻力系数最大减小 15.4%。造成阻力系数减小的原因是由于飞行器战损后有效迎风面积减小所导致的, model1 模型的面积为 0.037347 m^2 、model2 模型的面积为 0.037110 m^2 、model3 模型的面积为 0.037032 m^2 , 尤其是在迎角 $8^\circ \sim 16^\circ$ 之间有效迎风面积中战损孔将减少更多的迎风面积, 这是因为在此迎角状态下整体飞行器的迎风面积相对较小从而使得战损孔导致的迎风面积减小变得更为明显, 因此导致了战损情况下飞行器阻力系数的减小。

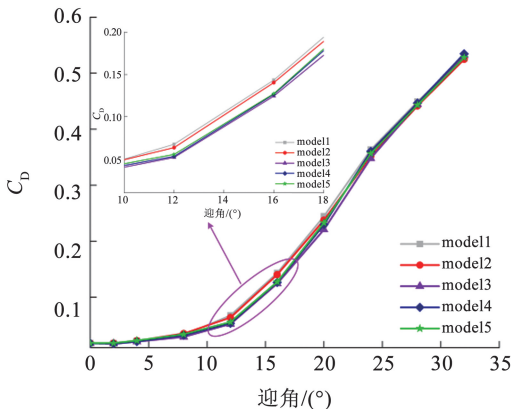


图 3 战损飞翼布局飞行器阻力系数

Fig. 3 Drag coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft

图 4 为飞翼布局飞行器战损后升力系数变化曲线, 战损后飞行器的升力特性在小迎角下变化很小, 当迎角大于 10° 时飞行器的升力特性变化明显。迎角 $12^\circ \sim 20^\circ$ 范围内战损后的飞行器升力系数出现了明显的下降, model2 战损形式的升力系数下降最多, 其最大下降 6.06%。此外战损对飞行器的失速

迎角影响较小, 其失速迎角均为 20° 。失速后不同战损形式飞行器的升力系数在多数工况下小于无战损的飞行器, 其中 model2 战损形式飞行器的升力系数最小。总体来说, 战损孔对飞翼布局飞行器的纵向气动特性(升、阻特性)影响相对较小。

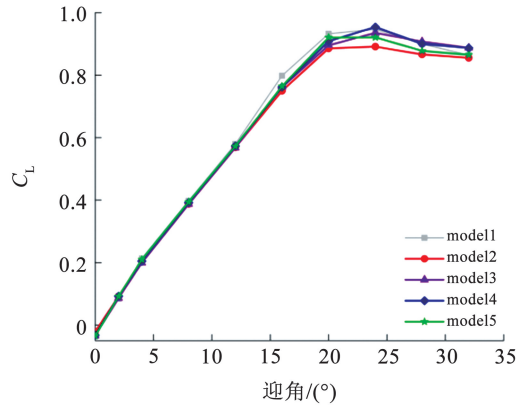


图 4 战损飞翼布局飞行器升力系数

Fig. 4 Lift coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft

1.5.2 战损飞翼布局飞行器滚转特性

图 5 为飞翼布局飞行器战损后滚转力矩系数变化曲线, 战损后飞翼布局飞行器的滚转特性变化较为明显, 迎角小于 10° 时无战损和有战损飞行器的滚转力矩系数均较小, 但是有战损飞行器的滚转力矩系数要比无战损飞行器的滚转力矩系数情况下的大。在迎角 $10^\circ \sim 30^\circ$ 范围内有战损飞行器的滚转力矩系数要明显比无战损时的大, 在迎角 32° 时无战损飞行器的滚转力矩也急剧增大, 这是由于迎角较大导致背风区非对称流动分离所导致的。

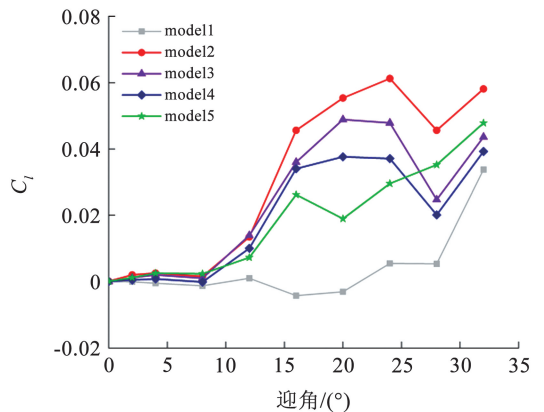


图 5 战损飞翼布局飞行器滚转力矩系数

Fig. 5 Rolling moment coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft

随着迎角的增大, 在 $10^\circ \sim 20^\circ$ 范围内有战损情况飞行器的滚转力矩系数急剧增加, 其中 model2 战损形式飞行器的滚转力矩系数增大的最多。战损飞行器的滚转力矩系数随迎角的增大先增大后减小再增大, 其总体变化规律基本相似。针对 model3 ~

model5 这 3 个一类战损形式的飞行器,在迎角 $10^\circ \sim 24^\circ$ 范围内其滚转力矩系数随战损孔向梢弦方向移动而减小。

1.5.3 战损飞翼布局飞行器侧向特性

图 6 为飞翼布局飞行器战损后侧向力系数变化曲线,小迎角时战损和无战损飞行器的侧向力系数几乎相同,随着迎角的增大由于背风区的非对称流动使得飞行器的侧向力系数增大。迎角 16° 时战损飞行器的侧向力系数比无战损飞行器的侧向力系数大,其中 model2 战损形式飞行器侧向力系数增大最多,model5 战损形式飞行器侧向力系数增大最小。随着迎角的继续增大,战损飞行器的侧向力系数变化规律较为复杂,部分工况战损飞行器的侧向力系数小于无战损飞行器,但其侧向力系数均处在一个数量级范围。

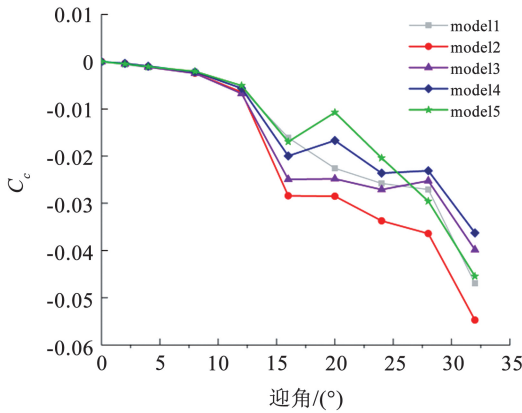


图 6 战损飞翼布局飞行器侧向力系数

Fig. 6 Lateral force coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft

图 7 为飞翼布局飞行器战损后偏航力矩系数变化曲线,小迎角时战损和无战损飞行器的偏航力矩系数均很小且几乎相同,在迎角 $10^\circ \sim 20^\circ$ 范围内有战损飞行器的偏航力矩系数绝对值要明显比无战损时的小。

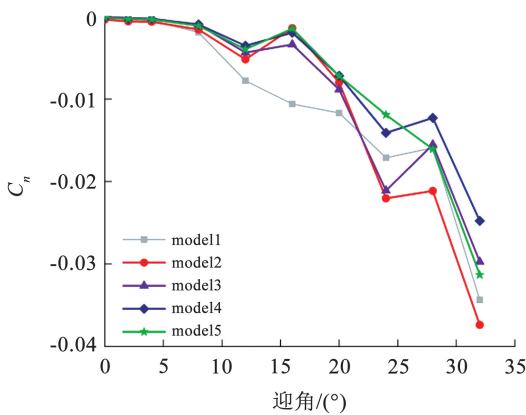


图 7 战损飞翼布局飞行器偏航力矩系数

Fig. 7 Yaw moment coefficient of battle-damaged flying-wing aircraft

1.5.4 战损飞翼布局飞行器纵向特性

表 3 给出了战损飞行器的焦点位置,战损后飞行器的焦点位置会前移,其中 model2 战损形式飞行器的焦点位置前移最大。model3 ~ model5 这 3 个一类战损形式飞行器的焦点位置前移较小,且焦点位置随战损孔向梢弦方向移动而后移。

表 3 战损飞行器焦点位置

Tab. 3 Aerodynamic center of battle-damaged flying-wing aircraft

model1	model2	model3	model4	model5
0.132 4	0.128 8	0.130 5	0.130 9	0.131 9

2 数值计算分析

为进一步分析战损特性对飞翼式布局飞行器气动低速特性的影响,采用大涡模拟方法求解空间盒式滤波形式的三维纳维 - 斯托克斯方程,对飞翼式布局飞行器有、无战损情况下的部分工况进行数值模拟,对其流场特性进行分析。

2.1 数值方法

采用大涡模拟方法求解空间盒式滤波形式的三维纳维 - 斯托克斯方程,对于较小的涡采用亚格子模型进行求解,在 LES 中,通过过滤功能 $G(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \Delta)$ 定义空间过滤操作,具体如下:

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}, t) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} G(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \Delta) \phi(\mathbf{x}', t) dx'_1 dx'_2 dx'_3 \quad (1)$$

其中

$$G(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \Delta) = \begin{cases} 1/\Delta^3, & |\mathbf{x} - \mathbf{x}'| \leq \Delta/2 \\ 0, & |\mathbf{x} - \mathbf{x}'| > \Delta/2 \end{cases}$$

式中: $\bar{\phi}(\mathbf{x}, t)$ 为滤波函数, $\phi(\mathbf{x}, t)$ 为原始函数, Δ 为滤波器截止宽度。

很大一部分黏性应力 τ_{ij} 是由于对流的动量传输造成的,而造成动量传输的原因是由于 SGS 涡相互作用造成的,这些应力通常被称为亚格子应力。其本质上的作用是借助于分解原始流动变量 $\phi(\mathbf{x}, t)$ 为一个滤波函数 $\bar{\phi}(\mathbf{x}, t)$ 和 $\phi'(\mathbf{x}, t)$, 其中滤波函数 $\bar{\phi}(\mathbf{x}, t)$ 是空间尺度大于滤波尺度、由 LES 计算的函数, $\phi'(\mathbf{x}, t)$ 为空间尺度小于滤波尺度、包含 SGS 涡的函数。本文采用 VWLES 模型,该模型由 Shur 等^[21] 提出,它结合了混合长度模型、改进的 Smagorinsky 模型以及 Piomelli 的壁面阻尼函数,采用混合长度尺度计算涡黏性系数^[22] 为

$$\mu_{LES} = \rho \cdot \min[(\kappa d_w)^2, (C_{Smag} \Delta)^2] \cdot S \cdot \{1 - \exp[-(y^+/25)^3]\} \quad (2)$$

式中: d_w 为第 1 层网格高度, S 为应变率张量, $\kappa = 0.41$, $C_{smag} = 0.2$, 该模型基于改进的网格尺度, 考虑了壁面流的网格各向异性:

$$\Delta = \min \left(\frac{\max(C_w \cdot d_w)}{C_w \cdot h_{\max}}, h_{wn} \right); h_{\max} \quad (3)$$

式中: h_{\max} 为六面体网格最大边长, h_{wn} 为空间网格间距, $C_w = 0.15$ 。

采用基于压力的求解器, 采用有限体积法对控制方程进行离散, 空间离散采用有界中心差分格式, 时间推进方法采用双时间步隐式迭代推进方法, 采用 VWLES 亚格子模型进行计算。

2.2 飞翼布局飞行器网格及其数值验证

在对飞行器进行网格划分时, 要确保求解器能够捕捉足够小尺寸的涡, 当湍流涡直径小于网格尺寸时, 此涡被认为是小涡, 采用亚格子模型求解, 其脉动能量被忽略。积分长度尺度和网格尺度定义为:

$$L_0^{\text{RANS}} = \left(\frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \right)_{\text{RANS}} = \left(\frac{k^{1/2}}{C_\mu \omega} \right) \quad (4)$$

$$L_{\text{grid}} = \sqrt[3]{V} \quad (5)$$

式中: k 为湍动能, ε 为湍流耗散率, ω 为湍流比耗散率, V 为网格体积。

定义变量 V_{LR} 为

$$V_{\text{LR}} = \frac{L_0^{\text{RANS}}}{L_{\text{grid}}} \quad (6)$$

式中 V_{LR} 为量纲一的积分长度尺度。

大涡模拟计算要求 V_{LR} 大于 10 (即在一个积分长度尺度内至少存在 10 个网格)。因此先采用 RANS 模型进行预处理, 得到湍动能、湍流耗散率及比耗散率等参数, 查看计算域内 V_{LR} 的分布。如果重要区域 $V_{\text{LR}} > 10$, 则可以认为网格满足要求。采用三维结构六面体网格进行网格划分, 第 1 层网格高度为 0.004 mm 以确保 $y^+ < 1$, 近壁面网格增长率为 1.02, 采用速度入口和压力出口边界条件。通过对网格进行预处理验证, 最终选择的网格数量为 1.58×10^8 , 网格示意图见图 8。

由于 LES 计算需要较为细密的网格, 这导致时间步长也相对较小。LES 计算最大时间步长应满足:

$$\Delta t \leq \frac{\Delta x}{U} \quad (7)$$

式中: Δx 为网格尺寸, U 为网格内的平均流速。

考虑到网格内瞬时速度与平均速度的差异, 为保守起见选择时间步长 $\Delta t \approx \Delta x / 2U$ 。在 RANS 模型预处理后, 通过查看网格内部的速度均值来评估 Δt , 最终选择的时间步长为 5×10^{-5} s, 每一次步长的内迭代 60 次。空间离散采用通量差分分裂格式, 时间推进方法采用双时间步隐式迭代推进方法。图 9 为采用 LES 方法对飞翼式布局飞行器部分工况的气动特性进行数值模拟, 其结果与试验值吻合度较高, 能够较好的对飞行器的气动特性和流场信息进行模型。

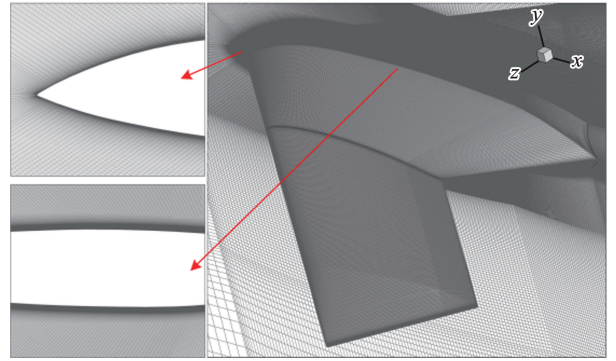


图 8 飞翼布局飞行器网格示意

Fig. 8 Schematic diagram of flying-wing aircraft

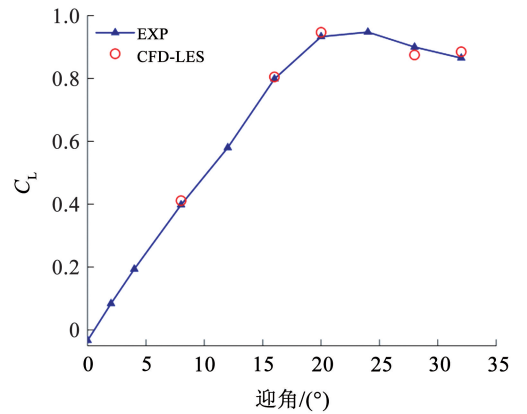


图 9 飞翼布局飞行器试验与 CFD 结果对比图

Fig. 9 Comparison of test and CFD results of flying-wing aircraft

2.3 战损飞翼布局飞行器流场特性分析

战损对飞翼布局飞行器的纵向气动特性影响相对较小, 但是对其滚转气动特性和侧向气动特性均产生了较大的影响, 因此本文重点对飞翼布局飞行器战损后的非对称流场流动特性进行分析。

2.3.1 model3 ~ model5 战损形式飞行器流场特性

图 10 为飞翼布局飞行器无战损与战损情况下流场特性对比图。无战损情况下 model1 的 Q 准则等值面示意图, 可以看出无战损情况下飞行器背风区的流动分离和涡分布是对称的。当有战损时

(model4 模型) 飞行器背风区的流动分离和涡分布出现了明显的非对称现象,图 10(b)、(d) 中 A 侧为无战损一侧、B 侧为有战损一侧,B 侧由于有战损孔

的存在使得其背风区流动分离点更靠近内侧且其流动分离点大幅度前移。

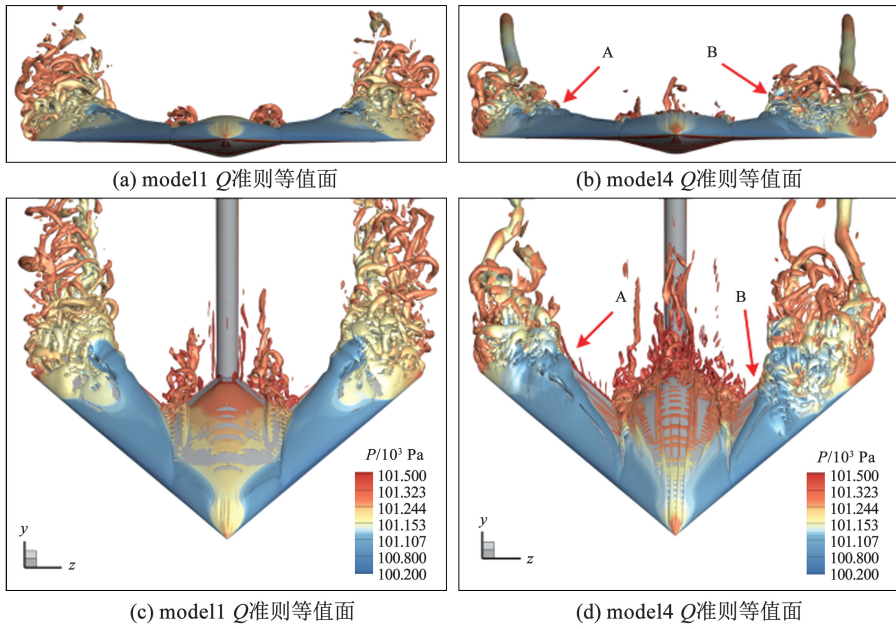


图 10 飞翼布局飞行器无战损与战损流场特性对比图 ($Q = 13, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

Fig. 10 Comparison of flow field characteristics between un-damaged and damaged flying-wing aircrafts ($Q = 13, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

图 11 为战损飞翼布局飞行器流场流线图,飞行器下表面的高压气流经过战损孔流至上表面,诱导了上表面背风区的流动分离。上表面来流被战损孔流出的“射流”阻挡后产生流动分离,一部分来流与“射流”相互卷吸形成复杂的涡系变化。

损孔位置的变化会极大影响翼面背风区域的流动分离位置。对于 model3 模型其战损点的位置靠近机翼根弦,因此其诱导的翼面背风区流动分离位置也更加靠近机翼根弦。从 model3 战损模型机翼表面的压强分布曲线可以看出,背风区有战损孔一侧的压强在战损孔气流的影响下产生流动分离,且其分离后的压强大幅增加,使得有战损孔一侧机翼的法向力系数减小,从而产生滚转力矩。随着战损孔的位置向机翼梢弦方向移动,战损孔气流诱导流动分离产生高压区的位置也逐渐向梢弦方向移动,其法向力系数由 0.214 3 增至 0.276 6,从而使得飞行器的滚转力矩减小,这与试验得到的结果是一致的。

2.3.2 model2 战损形式飞行器流场特性

model2 战损形式飞行器产生的滚转力矩系数和侧向力系数最大,图 13 给出了 model2 战损形式飞翼布局飞行器流场特性对比图和机翼表面压强分布曲线,有战损一侧机翼由战损孔流出的气流在机翼背风区诱导大面积的流动分离。从翼面前缘及开始产生大面积高压区,从表面压强分布曲线可以看出,有战损一侧机翼背风区相比无战损一侧出现大量高压区,从而使得机翼的法向力减小,导致飞行器产生较大的滚转力矩。

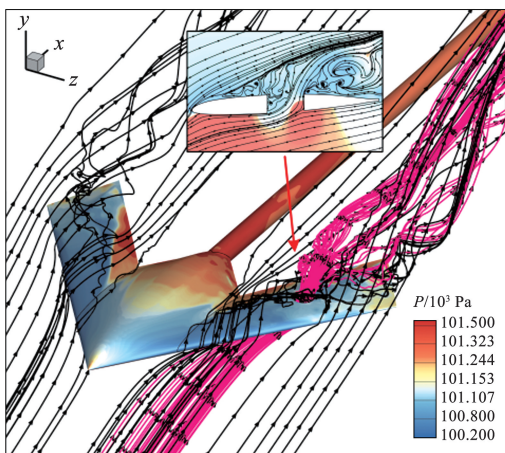


图 11 战损飞翼布局飞行器流场流线图 ($Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

Fig. 11 Flow chart of battle-damaged flying-wing aircraft ($Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

图 12 给出了 model3 ~ model5 战损形式飞翼布局飞行器流场涡量图和机翼弦长分别为 $c = 0.015 \text{ m}$ 、 $c = 0.040 \text{ m}$ 处翼表面压强沿展向的分布曲线。战

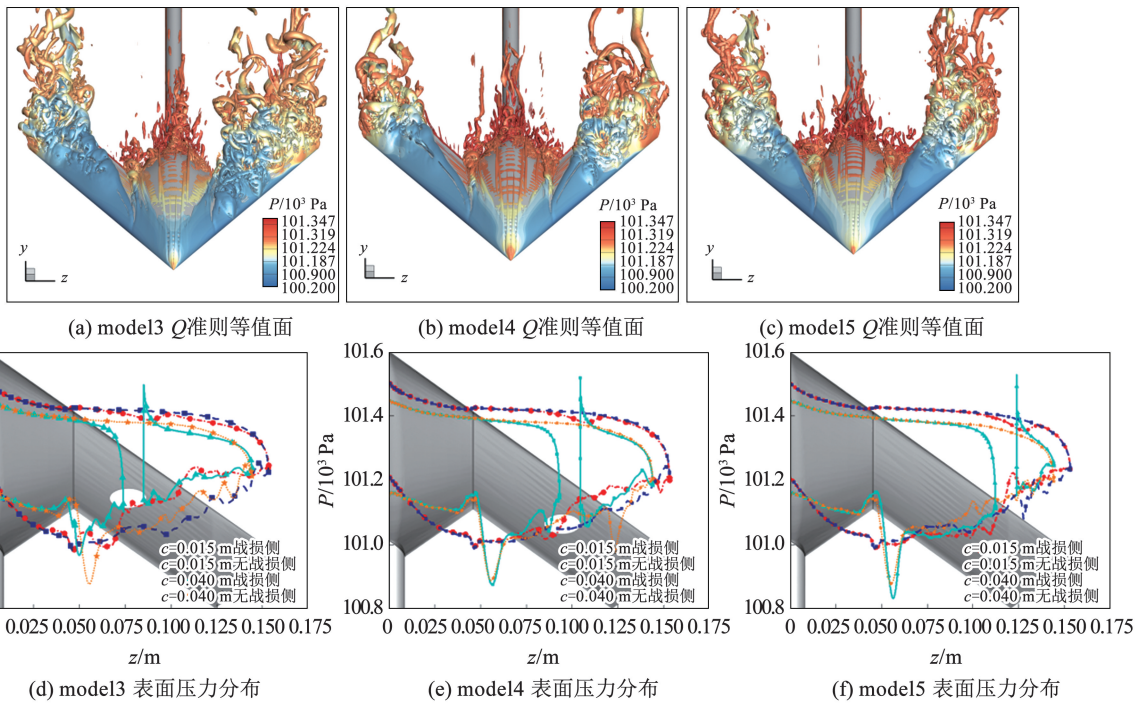


图 12 model3 ~ model5 战损形式飞翼布局飞行器流场特性对比图 ($Q = 13, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

Fig. 12 Comparison of flow field characteristics of model3 ~ model5 battle-damaged flying-wing aircrafts ($Q = 13, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

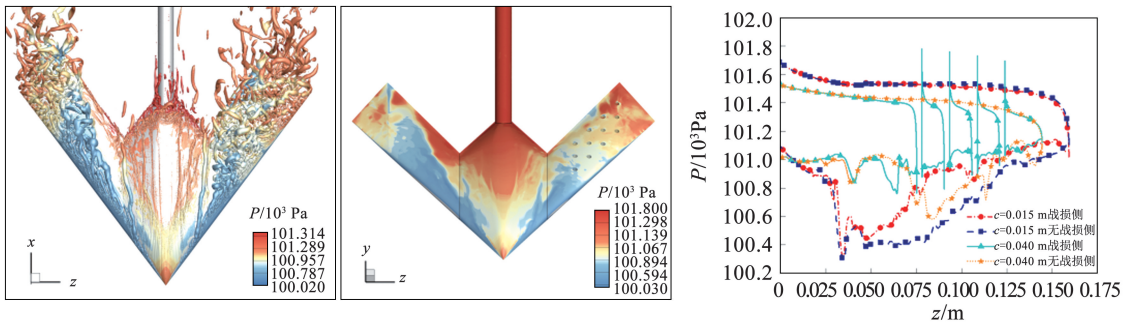


图 13 model2 战损形式飞翼布局飞行器流场特性对比图 ($Q = 17, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

Fig. 13 Comparison of flow field characteristics of model2 battle-damaged flying-wing aircraft ($Q = 17, Re = 1.47 \times 10^5, \alpha = 16^\circ$)

3 飞行器尾涡特性分析

由于飞行器飞行过程中机翼表面的上、下压力差使得机翼表面产生展向流动在机翼后缘脱落形成的涡,机翼战损后使得飞行器表面的流动特性发生了变化,这也会影响飞行器的尾涡特性。

3.1 飞行器尾涡特性理论

Breitsamter^[23]对尾涡的特性进行了大量研究,将飞机尾涡分为近场涡和远场涡,其中对近场涡可将其分为卷起区域和成熟区域,其示意图见图 14。

对于近场内的涡区域来说卷起区域内的涡正在经历从后缘脱落到高度集中的卷起过程,在此之后成熟区域内的涡具有高度成型的涡核和稳定的涡流

动特性。如图 15 所示给出了飞行器尾流的演化发展过程,在 $x/b < 1$ 区域内涡逐渐开始形成,在此之后趋于稳定并先后发展。

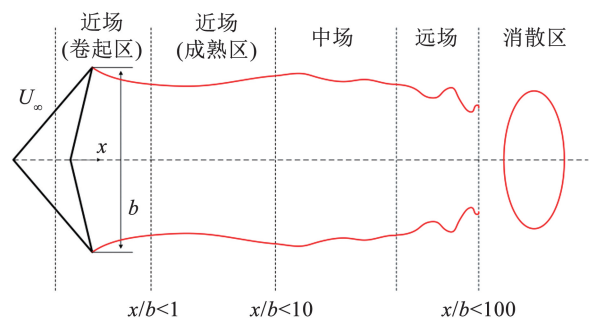


图 14 尾涡各阶段示意

Fig. 14 Diagram of stages of the wake vortex

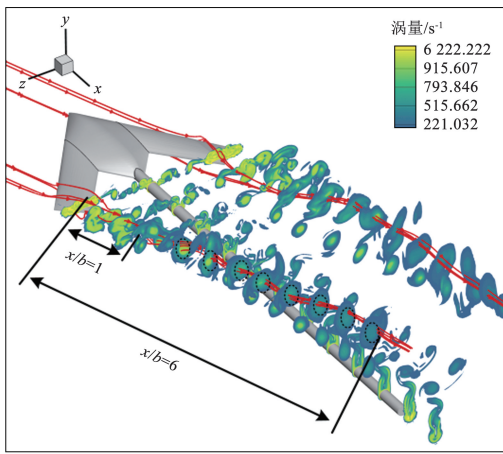


图 15 飞行器近场尾涡示意

Fig. 15 Schematic of the near-field wake vortex of the aircraft

飞行器尾涡近场成熟区域的尾涡初始环量 Γ_0 和初始尾涡间距 B_0 如下:

$$\Gamma_0 = \frac{F_y}{\rho V_\infty B_0} \quad (8)$$

$$B_0 = \frac{\pi}{4} b \quad (9)$$

式中: F_y 为飞行器的法向力, V_∞ 为自由来流速度, ρ 为空气密度, b 为机翼展长。

涡核的位置选取涡量最大处, 涡核间距由两个最大的涡核位置之间的距离确定, 涡量 ω 表达式如下:

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \quad (10)$$

涡核半径是指涡核中心距离最大切向速度之间的距离, 温瑞英等^[24]研究表明采用平均圆法对涡核半径进行描述最为合理, 涡的切线速度表示为

$$V_\theta = \sqrt{u^2 + v^2} \quad (11)$$

3.2 飞行器尾涡位置特性分析

战损会对飞行器的尾涡特性产生较大的影响, 图 16 给出了迎角为 16° 时飞行器尾涡示意图。对于无战损外形, model1 后方的尾涡分布较为对称。对于 model2 战损形式, 由于其战损孔较多在战损机翼一侧后方诱导处较多涡系(图中 A、B 处), 且各个涡系之间的距离较近并相互缠绕。对于 model3 ~ model5 战损形式, 单个战损孔也会在机翼后方诱导出脱落涡。model3 模型的战斗孔最靠近根弦, 其诱导出的脱落涡也最靠近根弦(C 处), 且其与翼尖涡的距离较远。随着战损孔向机翼的梢弦移动, 战损孔诱导出的脱落涡也向梢弦移动, model5 模型中战损孔诱导出的脱落涡与翼尖涡相互融合形成复杂的涡系结构。

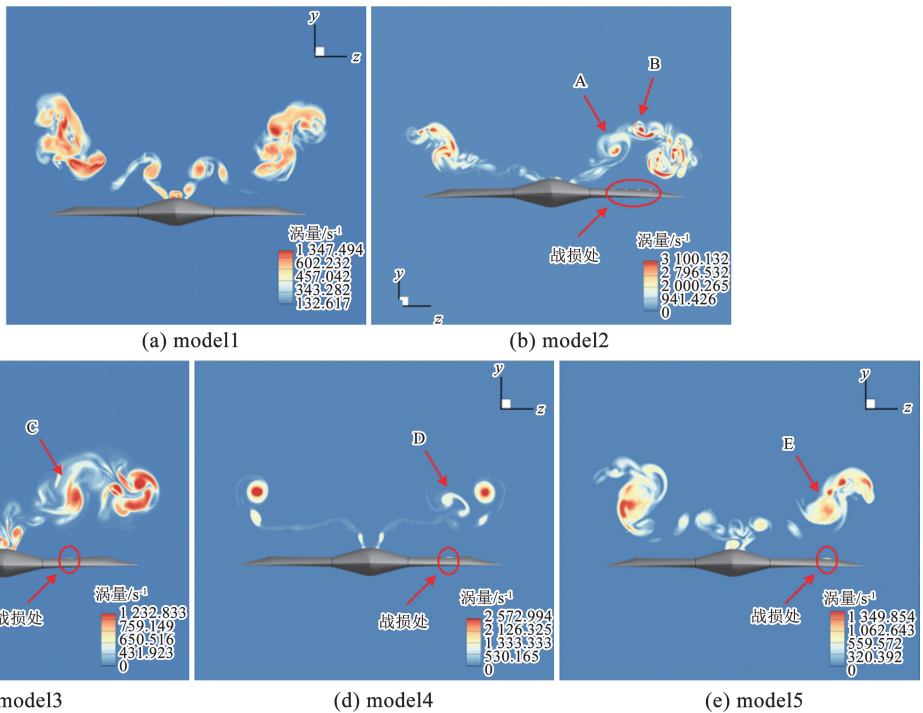


图 16 战损飞翼布局飞行器近场尾涡示意 ($\alpha = 16^\circ$)

Fig. 16 Near-field wake vortex of battle-damaged flying-wing aircraft ($\alpha = 16^\circ$)

图 17 为飞行器近场尾涡间距曲线图, 采用平均圆方法获取涡核位置, 对于战损飞行器则选取其涡系涡核的平均位置。无战损飞机的尾涡间距要大于战损飞机的尾涡间距, 无战损飞机其尾涡间距沿流向方向先减小后增大。model3 ~ model5 战损形式的

尾涡间距沿流向方向先减小后增大, 其中 model3 战损形式尾涡间距最小、model5 战损形式尾涡间距最大。model2 战损形式由于其战损孔较多形成了复杂的涡系结构, 因此其尾涡间距变化规律与其他不同, 其尾涡间距先增大后减小。

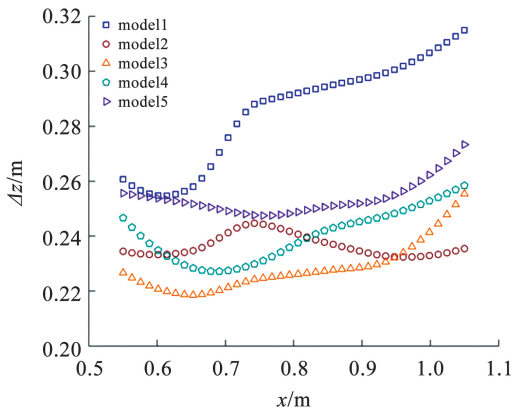


图17 近场尾涡间距曲线图

Fig. 17 Near-field wake vortex spacing plot

4 结论

为了分析飞翼布局飞行器受到防空系统打击后的气动特性,本文采用风洞试验与数值模拟相结合的方法,对 $Re = 1.47 \times 10^5$ 条件下战损飞翼布局飞行器进行了风洞试验测力分析,并采用 LES 方法对部分工况流场特性进行研究,揭示了战损孔导致飞翼布局飞行器滚转特性和侧向特性出现变化的原因,得到了如下结论:

1) 通过风洞试验发现战损对飞翼布局飞行器的纵向气动特性影响较小,对飞翼布局飞行器的滚转气动特性和侧向气动特性影响较大。迎角 $10^\circ \sim 30^\circ$ 范围内有战损情况下飞翼布局飞行器的滚转力矩系数明显比无战损情况下大,其中 model2 战损形式飞翼布局飞行器的滚转力矩系数和侧向力系数绝对值最大。model3 ~ model5 一类战损形式的飞行器在迎角 $10^\circ \sim 24^\circ$ 范围内其滚转力矩系数和侧向力系数绝对值随战损孔向梢弦方向移动而减小。

2) 通过 LES 方法对飞翼布局飞行器流场进行高精度模拟发现:机翼下表面气流会经过战损孔流至上表面,诱导机翼被风区流动提前分离,从而导致飞翼布局飞行器机翼表面的非对称流动分离,引起飞行器滚转力矩系数和侧向力系数绝对值的增大。且战损孔越靠近根弦,其诱导出机翼背风区的流动分离面积越大,飞翼布局飞行器背风区非对称流动现象越明显。

3) 通过对飞翼布局飞行器的尾涡进行分析发现战损孔会在其后方诱导出多个涡系,且各个涡系之间的距离较近并相互缠绕。随着战损孔向机翼的梢弦移动,战损孔诱导出的脱落涡也向梢弦移动,并与翼尖涡相互融合。

参考文献

- [1] 阚飞, 王晓军, 万佳庆. 俄罗斯空天防御装备体系发展研究[J]. 中国航天, 2021(9): 66
KAN Fei, WANG Xiaojun, WAN Jiaqing. Research on the development of Russian aerospace defense equipment system[J]. Aerospace China, 2021(9): 66. DOI: 10.3969/j.issn.1002-7742.2021.09.013
- [2] CAO Yuejie, CAO Zengqiang, ZUO Yangjie, et al. Numerical and experimental investigation of fitting tolerance effects on damage and failure of CFRP/Ti double-lap single-bolt joints[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78(1): 461. DOI: 10.1016/j.ast.2018.04.042
- [3] PAMADI B N. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. second ed[M]. [S. L.]: AIAA Series, 2015
- [4] 张伟, 赵轲, 夏露, 等. 飞翼布局翼型系列设计进展[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 37
ZHANG Wei, ZHAO Ke, XIA Lu, et al. A multi-disciplinary global/local optimization method for flying-wing airfoils design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 37. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0282
- [5] WEI Chenhao, HUANG Jun, SONG Lei. Study on a rapid aerodynamic optimization method of flying wing aircraft for conceptual design[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022(1): 5775355. DOI: 10.1155/2022/5775355
- [6] SPEARMAN M L. Wind-tunnel studies of the effects of simulated damage on the aerodynamic characteristics of airplane and missiles: NASA-TM-84588[R]. [S. L.]: NASA, 1979
- [7] ABBAS Y, ELRAHMAN ABD M M. A review on methods used for estimation of aerodynamic of damaged aircraft[J]. International Journal of Research in Aeronautical and Mechanical Engineering, 2015, 3(1): 7. DOI: 10.1109/EESMS.2015.6348401
- [8] IRWIN A, RENDER P. The influence of internal structure on the aerodynamic characteristics of battle-damaged wings[C]//14th Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 1996, 2395. DOI: 10.2514/6.1996-2395
- [9] DJELLAL S, OUIBRAHIM A. Aerodynamic performances of battle-damaged and repaired wings of an aircraft model[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 2009. DOI: 10.2514/1.36460
- [10] RENDER P M, SAMAAD-SUHAEB M, YANG Zhiyin, et al. Aerodynamics of battle-damaged finite-aspect-ratio wings[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 997. DOI: 10.2514/1.39839
- [11] RENDER P, PICKHAVER T. The influence of hole orientation on the aerodynamics of battle damaged wings[C]//30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2012; 2890. DOI: 10.2514/6.2012-2890
- [12] PICKHAVER T W, RENDER P M. A technique to predict the aerodynamic effects of battle damage on an aircraft's wing[J]. The Aeronautical Journal, 2015, 119(1218): 937. DOI: 10.1017/s0001924000004267
- [13] ETEMADI F, ETEMADI M, MANI M, et al. Experimental and numerical analysis of aerodynamic effects of repair patches on damaged airfoils[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2017, 31(2): 651. DOI: 10.1007/s12206-016-1220-4

- [14] FRINK N, PIRZADEH S, MORRISON J, et al. CFD assessment of aerodynamic degradation of a subsonic transport due to airframe damage[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010: 500. DOI: 10.2514/6.2010-500
- [15] OUELLETTE J A, KAPANIA R, WOOLSEY C A. Flight dynamics and maneuver loads on a commercial aircraft with discrete source damage[J]. Virginia Tech, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-1240
- [16] MI Baigang. Simulation on the dynamic stability derivatives of battle-structure-damaged aircrafts[J]. Defence Technology, 2021, 17(3): 987. DOI: 10.1016/j.dt.2020.06.005
- [17] 张考, 马东立. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002
ZHANG Kao, MA Dongli. Military aircraft survivability and stealth design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002
- [18] DJELLAL S, OUIBRAHIM A, RENDER P M. The influence of battle damage on the aerodynamic characteristics of a model of an aircraft[J]. WSEAS Transactions on Fluid Mechanics, 2006, 1(1): 89. DOI: 10.1017/S0001924000003961
- [19] JACOBSON M J. Design manual for impact damage tolerant aircraft structure. addendum [J]. Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure Addendum, 1988, 36: 121. DOI: 10.4161/gmic.23361
- [20] MANI M, RENDER P. Experimental investigation into the aerodynamic characteristics of airfoils with triangular and star shaped through damage [C]//23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2005: 4978. DOI: 10.2514/6.2005-4978
- [21] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2008.07.001
- [22] PIOMELLI U, MOIN P, FERZIGER J H. Model consistency in large-eddy simulation of turbulent channel flows[J]. The Physics of Fluids, 1988, 31(7): 1884. DOI: 10.1063/1.866635
- [23] BREITSAMTER C. Wake vortex characteristics of transport aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(2): 89. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.09.002
- [24] 温瑞英, 李鹏柯, 刘聪, 等. 基于数值模拟的飞机近场尾涡特征参数计算[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5): 59
WEN Ruiying, LI Pengke, LIU Cong, et al. Investigation of characteristic parameters of aircraft near-field wake vortex based on numerical simulation[J]. Acta Aerodynamica Sinica. 2023, 41(5): 59. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0382

(编辑 张红)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“高阶滑模下的多智能体绳网捕获系统抓捕控制”,是南京航空航天大学航天学院,宇航空间机构全国重点实验室陈金宝课题组为研究空间柔性捕获,设计了一种能够实现模块化对接/分离的自主机动单元作为绳网捕获系统的牵引体,同时基于高阶滑模算法建立了一种能够实现柔性绳网编队协同捕获空间碎片的控制方法,并针对捕获过程进行仿真试验。该自主机动单元可根据任务需求实现对接锁紧并完成对于目标物的捕获包络,完成拖曳离轨任务之后又可自主解锁分离进而准备执行下一个在轨捕获任务,其快速分离组合的能力可适应不同的捕获任务,为绳网捕获系统赋予了机动能力与多任务适应能力。首先,本文针对在轨捕获过程中柔性绳网带来的振动问题以及四角自主机动单元协同作动的难点,将高阶滑模算法与一致性编队协同策略结合,设计了一种新型控制方法。其次,对基于质量集中法的绳网捕获系统的动力学模型进行了单自由度仿真分析,比较了不同滑模算法与本文算法控制效果及燃料消耗情况。最后,确立了超螺旋滑模算法与领航—跟随者多智能体一致性方法结合的最优控制组合,并成功应用于全自由度的在轨捕获仿真中。研究表明:所设计的新型控制策略能够完成在轨捕获任务,且能够充分满足自主机动单元对接系统工作的客观条件,有效衔接了在轨捕获阶段与离轨拖曳阶段的过渡性研究,对未来空间攻防及在轨维护方面的研究具有潜在价值。

(图文提供:董 森,王 宸,李 辰,陈金宝,李云峰. 南京航空航天大学航天学院,宇航空间机构全国重点实验室(南京航空航天大学))