

7-20-2021

## Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics for Double-wing Unmanned Aerial Vehicle Based on Computational Fluid Dynamics Theory

Kuizhi Yue

*1. No.1 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;;*

Zhang Yuan

*1. No.1 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;;*

Liangliang Cheng

*2. No.2 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;*

Dazhao Yu

*1. No.1 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

# Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics for Double-all-wing Unmanned Aerial Vehicle Based on Computational Fluid Dynamics Theory

## Abstract

**Abstract:** Follow the rapid progress of the nation's blue ocean strategic projection capability of sea power, an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with double-all-wing configuration is studied to match the trend. *The UAV is conceptually designed by CATIA software, the aerodynamic characteristic of the model is numerically simulated by computational fluid dynamics (Computational Fluid Dynamics, CFD) theory, and the performance of the UAV to take off from the aircraft carrier is also analyzed.* The lift coefficient, drag coefficient and lift-drag ratio of the double-all-wing UAV model with a angle of attack of 0 can reach 0.596 2, 0.037 6 and 15.824 2 respectively. The maximum take-off load of the designed UAV can reach to 24 tons and the required thrust is about 34.562 kN when taking off from the flight deck of the carrier.

## Keywords

conceptual design, double-all-wing configuration, computational fluid dynamics, numerical simulation, aerodynamic characteristic

## Recommended Citation

Yue Kuizhi, Zhang Yuan, Cheng Liangliang, Yu Dazhao. Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics for Double-all-wing Unmanned Aerial Vehicle Based on Computational Fluid Dynamics Theory[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(7): 1654-1660.

# 基于 CFD 理论的双飞翼无人机气动特性数值模拟

岳奎志<sup>1</sup>, 张原<sup>1</sup>, 程亮亮<sup>2</sup>, 郁大照<sup>1</sup>

(1. 海军航空大学 一院, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空大学 二院, 山东 烟台 264001)

**摘要:** 为了适应发展智能无人机的趋势, 在国家大力发展海军远洋战略投送能力之际, 对双飞翼无人机进行研究。采用 CATIA 软件概念设计双飞翼无人机, 并基于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)理论, 数值模拟双飞翼无人机的气动流场特性, 并对双飞翼无人机在航母上起飞的性能进行分析。研究结果表明: 双飞翼无人机在迎角为 0°时, 升力系数为 0.596 2, 阻力系数为 0.037 6, 升阻比为 15.824 2; 在航母飞行甲板起飞时, 其最大起飞质量能够达到 24 t, 而其需用推力约为 34.562 kN。

**关键词:** 概念设计; 双飞翼; 计算流体力学; 数值模拟; 气动特性

中图分类号: V221; TP391 文献标志码: A 文章编号: 1004-731X (2021) 07-1654-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.20-0205

## Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics for Double-all-wing Unmanned Aerial Vehicle Based on Computational Fluid Dynamics Theory

Yue Kuizhi<sup>1</sup>, Zhang Yuan<sup>1</sup>, Cheng Liangliang<sup>2</sup>, Yu Dazhao<sup>1</sup>

(1. No.1 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. No.2 School, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** Follow the rapid progress of the nation's blue ocean strategic projection capability of sea power, an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with double-all-wing configuration is studied to match the trend. The UAV is conceptually designed by CATIA software, the aerodynamic characteristic of the model is numerically simulated by computational fluid dynamics (Computational Fluid Dynamics, CFD) theory, and the performance of the UAV to take off from the aircraft carrier is also analyzed. The lift coefficient, drag coefficient and lift-drag ratio of the double-all-wing UAV model with a angle of attack of 0 can reach 0.596 2, 0.037 6 and 15.824 2 respectively. The maximum take-off load of the designed UAV can reach to 24 tons and the required thrust is about 34.562 kN when taking off from the flight deck of the carrier.

**Keywords:** conceptual design; double-all-wing configuration; computational fluid dynamics; numerical simulation; aerodynamic characteristic

## 引言

飞翼飞机在飞机大家族中, 因其升阻比大、隐身性好、巡航时间长、生存力高、作战效能强等诸多优点, 被广泛应用到军事领域中, 例如美国的 B-2 远程轰炸机、X-47B 舰载验证机、法国的神经元无人机等, 在未来海空战场上, 这些飞翼飞机可能将大显身手。

目前, 世界各国专家学者, 基于 CFD 技术, 在飞机概念设计领域, 广泛研究飞行器设计和飞翼飞机。文献[1]研究类似 B-2 飞翼布局的无人机设计, 并进行 CFD 技术仿真分析, 同时进行飞行实验。文献[2]基于 CFD 理论, 采用飞翼无人机升力系数判据、俯仰力矩判据和表面极限流判据等对抖振始发迎角度进行了预测估计。文献[3]基于流固耦

收稿日期: 2020-04-23 修回日期: 2020-08-22

基金项目: 国家自然科学基金(51375490)

第一作者: 岳奎志(1981-), 男, 博士, 副教授, 研究方向为空气动力学、舰载机工程、隐身。E-mail: yuekuizhi\_2000@sohu.com

合技术, 研究飞翼式无人机的静气动弹性参数响应及不同舵面的操纵效率。文献[4]研究非平面机翼的气动性能; 文献[5]采用 CFD 技术, 研究飞机在大迎角条件下的气动特性。文献[6]采用 CFD 技术, 研究飞机机翼的结构和气动耦合技术。文献[7]基于 CFD 技术, 研究飞机空气动力和稳定特性。文献[8]基于 CFD 技术, 研究了飞机尾部降阻增升方案的设计, 并进行风洞试验。文献[9]使用降阶模型, 基于 CFD 方法, 数值模拟飞机的结冰特性。文献[10]利用计算机资源, 计算评估大量外形方案性能, 完成飞机与发动机集成构型下机翼多目标优化设计。文献[11]提出智能自适应控制策略, 并对飞机进行仿真, 效果显示能够有效地实现强风干扰影响下的飞机姿态快速稳定与快速机动。文献[12]基于计算流体力学和计算结构力学的相互耦合的理论, 研究大展弦比飞翼布局无人机的静气动弹性特性问题, 结果表明局部气动载荷显著地向翼根转移, 从而有利于结构设计。文献[13]针对翼身融合布局中央机体翼型设计, 在满足总体装载约束条件下, 研究对称翼型、后卸载翼型、前加载翼型和前加载-后卸载翼型的气动影响规律。世界各国专家学者在此领域做出了卓越的贡献, 但是, 在双飞翼概念设计、CFD 流场分析、气动数据应用、起飞性能研究等领域, 尤其是这些方面相融合的研究, 还不深入。

飞翼因为隐身特性好, 所以军事领域非常关注, 但是飞翼的飞行操纵非常难, 很容易发生飞行事故。为了适应发展智能无人机的趋势, 在国家大力发展海军远洋战略投送能力之际, 为了改善飞翼的纵向飞行操稳特性和空气动力特性, 本文概念设计了双飞翼无人机, 并且采用 CFD 技术, 进行了双飞翼无人机的流场分析、气动特性研究和舰载起飞性能计算, 期望对飞机概念设计与气动特性的研究提供理论依据与技术支持。

## 1 理论依据

在双飞翼无人机进行 CFD 数值模拟过程中, 空气流场的湍流模型采用标准的  $k-\varepsilon$  方程, 流体力

学控制理论则采用三维  $N-S$  方程。

湍流模型的标准  $k-\varepsilon$  方程为<sup>[14]</sup>

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (2)$$

控制理论的三维  $N-S$  方程为<sup>[15]</sup>

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = \text{div}(\mu \text{grad } u) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_u \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = \text{div}(\mu \text{grad } v) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_v \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \text{div}(\rho w u) = \text{div}(\mu \text{grad } w) - \frac{\partial p}{\partial z} + S_w \quad (5)$$

式中:  $\rho$  为流体密度;  $k$  为湍动能;  $t$  为时间;  $u_i$  为时均速度;  $\mu$  为流体动力粘度;  $\mu_t$  为湍动粘度;  $\sigma_k$  为与湍动能  $k$  对应的 Prandtl 数;  $G_k$  为由于平均速度梯度引起的湍动能  $k$  的产生项;  $G_b$  为由于浮力引起的湍动能  $k$  的产生项;  $\varepsilon$  为湍动耗散率;  $Y_M$  为湍流中脉动扩张的贡献;  $S_k$  为用户定义的源项;  $\sigma_\varepsilon$  为与耗散率  $\varepsilon$  对应的 Prandtl 数;  $C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$  和  $C_{3\varepsilon}$  为经验常数;  $S_\varepsilon$  为用户定义的源项;  $u$  为速度矢量;  $u$ 、 $v$  和  $w$  为速度矢量  $u$  在  $x$ 、 $y$  和  $z$  方向上的分量;  $p$  为流体微元体上的压力;  $\text{div}()$  为散度;  $\text{grad}()$  为梯度;  $S_u$  为动量守恒方程  $u$  方向的广义源项;  $S_v$  为动量守恒方程  $v$  方向的广义源项;  $S_w$  为动量守恒方程  $w$  方向的广义源项。

## 2 双飞翼无人机概念设计

采用 Catia 软件, 概念设计双飞翼无人机, 如图 1 所示。

在双飞翼设计过程中设计原则及优化过程如下: ①为了最大程度地增大飞机的升力, 在设计时, 飞机的机身、机翼、平尾的每一个纵向剖面外形都设计成一个完整的翼型; ②为了使飞机在平飞时机翼和平尾都提供正升力, 把飞机的焦点设计在重心

之前, 这样双飞翼具有纵向静不稳定性, 所以需要增加飞控; ③为了缩减侧向雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS), 取消立尾; 为了改善航向稳定性, 增加翼尖小翼; ④为了增大机身内部空间, 取消机身内部进气道, 发动机外置于飞机尾部上方。

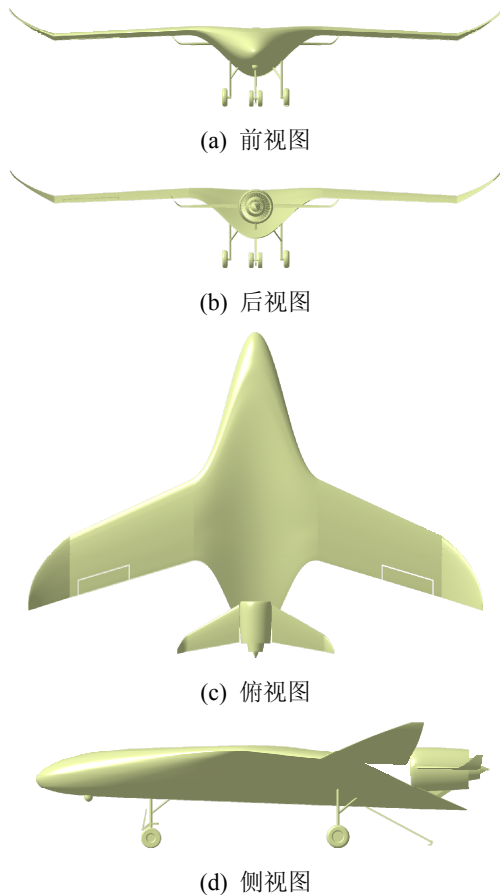


图 1 双飞翼无人机机体总体与主要系统

Fig. 1 Main systems and general frame of double-all-wing UAV

双飞翼无人机的机体总体与主要系统设计如下: ①机体总体: 无人机机体总体为单发、智能控制、带翼尖小翼的机翼进行上单翼下反、机翼两侧后部带副翼、翼身融合式的飞翼布局、在发动机外侧带有全动平尾; ②动力系统: 无人机尾部装有 1 台带加力的涡轮风扇发动机; ③起落系统: 起落系统包括可收放的前三点式起落架, 前起落架带有拖曳杆, 并且在无人机尾部下方带有可收放的拦阻钩装置; ④侦察系统: 无人机头部下方装载 1 部实时传送数据的摄像头侦察系统; ⑤武器系统: 无人机

有内埋式武器弹舱 1 个。无人机可挂载空空导弹、空面导弹等武器和设备。

双飞翼无人机的机体总体与主要系统的布局, 见图 2。双飞翼无人机的模型参数设置见表 1。

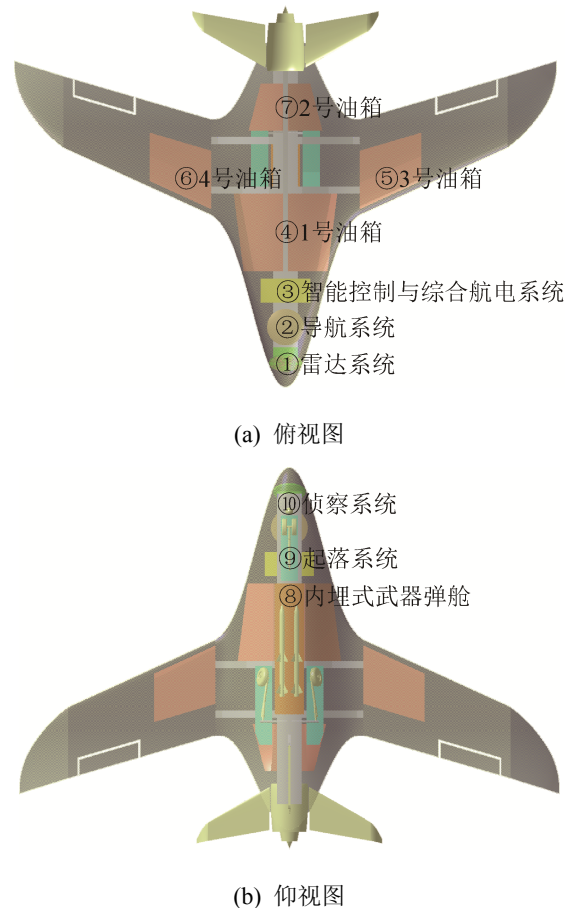


图 2 双飞翼无人机的机体总体与主要系统布局

Fig. 2 Main systems layout and general frame of double-all-wing UAV

表 1 Catia 模型参数设置

Tab. 1 Parameter setting of the model in Catia

名称	参数设置
机长/m	19.20
翼展/m	22.52
机高/m	3.40
机翼翼型	GOE 622
平尾翼型	GOE 622
机身翼型	AG 10
前缘后掠角/(°)	30
后缘后掠角/(°)	10

无人机双飞翼气动布局的概念设计特点如下:

①无人的飞机设计: 飞机不需要飞行员操控, 而是由智能控制与综合航电系统、副翼、平尾、发动机等部件协同完成; ②机身、机翼一体化飞翼设计: 无人机的机身、机翼进行翼身融合式飞翼设计, 即从左翼尖到右翼尖, 每个纵向剖面都是一个翼型, 并且带翼尖小翼的机翼进行上单翼下反设计, 机翼安装角为  $3^\circ$ , 同时机翼两侧后部带副翼; ③静不稳定设计: 飞机的气动焦点在飞机重心之前, 升力对飞机产生抬头力矩; 发动机前部有向下  $3^\circ$  的安装角, 由于上单翼布局, 发动机推力轴线通过重心; 发动机外侧装有提供正升力的平尾, 平尾前缘向上有  $3^\circ$  的安装角, 对飞机产生一个低头力矩; 飞机机翼升力的抬头力矩与平尾升力的低头力矩达到平衡状态。机翼与平尾都提供正升力, 共同组成无人双飞翼的气动布局。

### 3 无人机气动特性

基于 CFD 基本理论, 采用工作站计算平台, 应用计算效率较高的 Workbench 软件, 本节模拟双飞翼无人机气动特性。

先对双飞翼无人机进行网格化分。基于 Workbench 软件 Mesh 模块, 采用非结构的四面体网格, 对双飞翼无人机的气动流场进行划分网格, 生成双飞翼无人机的流场网格数量为 45 358 144 个。取流场网格在双飞翼无人机表面的网格部分, 生成双飞翼无人机的网格, 见图 3。

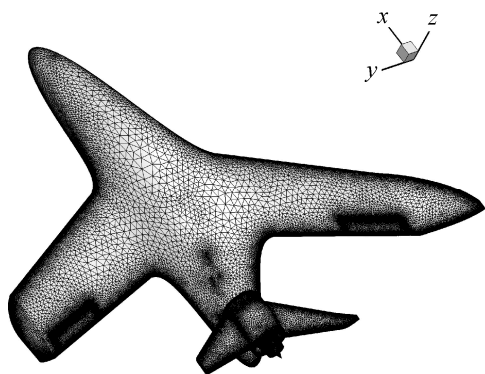


图 3 双飞翼无人机的网格  
Fig. 3 Grid of Double-all-wing UAV

在生成完流场网格后, 本节采用 Workbench 软件的 Fluent 模块, 基于 CFD 理论, 分析双飞翼无人机的气动特性。因为双飞翼无人机常在中空进行巡航飞行, 所以本节模拟在 5 km 空中无人机飞行气动特性。在进行 CFD 求解双飞翼无人机气动特性过程中, 在模型设置选项中湍流理论采用标准的  $k-\varepsilon$  方程, 流体力学控制理论则采用三维  $N-S$  方程, 并且选择能量方程和多项流方程。双飞翼无人机流场的初始条件设置如下: ①流场入口流体为空气, 在海拔 5 km 空中的大气密度为  $0.737 \text{ kg/m}^3$ , 压力为 54 kPa, 声速为 320 m/s, 温度为  $-17.5^\circ\text{C}$ , 动力粘度为  $1.619 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s/m}^2$ ; ②大气流场入口速度为 0.7 Ma; ③大气流场出口为自由出流; ④机翼参考面积为  $67.5 \text{ m}^2$ ; ⑤整流风扇入口空气压力为 60 kPa, 速度为 224 m/s, 温度为  $-17.5^\circ\text{C}$ ; ⑥外涵道出口空气压力为 60 000 Pa, 速度为 280 m/s, 温度为  $-17.5^\circ\text{C}$ ; ⑦燃烧室出口燃气压力为 120 kPa, 速度为 480 m/s, 温度为  $600^\circ\text{C}$ , 燃气成分为氮气约占 74%, 二氧化碳约占 14%, 水蒸气约占 11%, 其他成分约占 1%。

经 Fluent 软件的数值模拟, 无人机在迎角为  $0^\circ$  时, 本文得出双飞翼无人机的 CFD 数值模拟图, 见图 4。

图 4(a)为机体横轴方向上, 侧洗速率的大小为 15 m/s 时的速度流场等值面图。由图 4(a)可知, 在飞机迎角为  $0^\circ$  时, 飞机头部上方左侧有向左的侧洗流, 飞机头部上方右侧有向右的侧洗流; 左机翼前缘上方有向右的侧洗流, 右机翼前缘上方有向左的侧洗流。侧洗流可以使飞机产生机翼前缘脱体涡, 飞机机翼在涡升力作用下, 再加上机翼层流作用, 可以提高飞机的升力。

图 4(b)中可知, 在机体立轴方向上, 下洗速率的大小为 15 m/s 时的速度流场等值面图。由图 4(b)可知, 在飞机迎角为  $0^\circ$  时, 飞机头部及机翼前缘上表面有向上卷起的下洗流。该下洗流从飞机头部延伸到机翼前缘, 再延伸到翼尖小翼, 并随气流向后流去。该下洗流可以使飞机的机头、机翼产生前缘

脱体涡，飞机机翼在脱体涡的涡升力作用下，再加上机翼层流作用，可以提高飞机的升力。同时，在飞机机身和机翼上面的后半部，有方向向下的下洗流，该下洗流作用在后机身，可以使飞机产生抬头力矩，并且产生诱导阻力。

从图 4(c), (d)为机体纵轴方向上，气流速率的大小为 240 m/s 时的速度流场等值面图。由这两图可知，在飞机迎角为 0°时，由于 5 km 空中的空气来流速率为  $0.7 Ma=320 \text{ m/s} \times 0.7 Ma=224 \text{ m/s}$ ，此时，飞机机身和机翼上方气流速率为 240 m/s。在

飞机上表面，由伯努利方程可知，由于纵向方向的气流速率变大了，所以静压就变小了，就会产生很大的负压。该负压吸着飞机在空中飞行。

与此同时，经 Fluent 软件的数值模拟，在无人机迎角为 0°时，得出双飞翼无人机的升力系数为 0.596 2，阻力系数为 0.037 6，升阻比为 15.824 2。

同理，经 Fluent 软件的数值模拟，在无人机迎角为 -5°~30°时，得出双飞翼无人机的随迎角变化的升阻特性，见表 2。

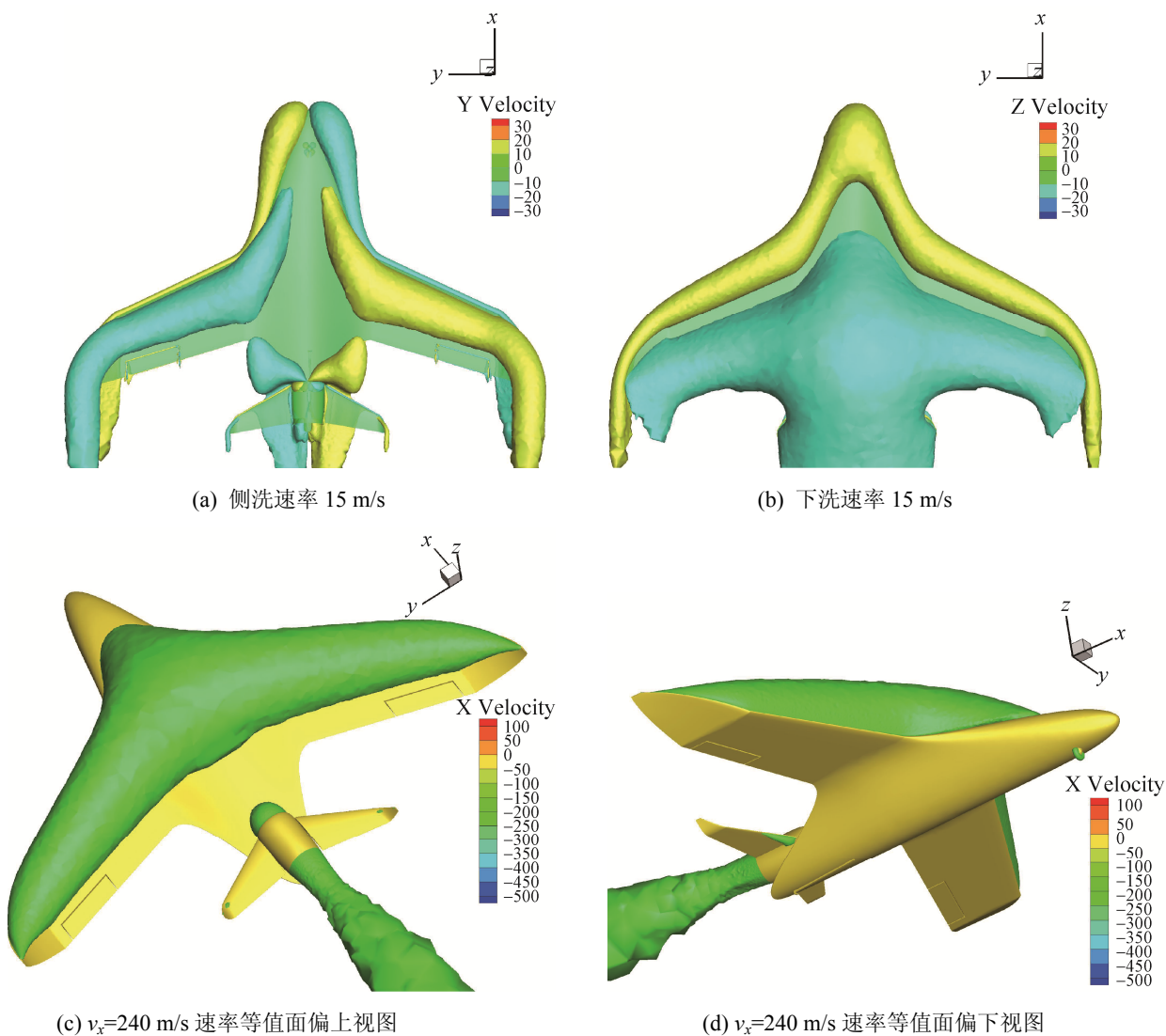


图 4 基于 CFD 方法双飞翼无人机的数值模拟情况  
Fig. 4 Numerical Simulation of Double-all-wing UAV Based on CFD Method

表 2 双飞翼无人机升阻特性

迎角/(°)	升力系数	阻力系数	升阻比
-5	0.131 9	0.021 5	6.113 1
0	0.596 2	0.037 6	15.824 2
5	1.010 0	0.091 1	11.079 3
10	1.227 2	0.180 1	6.810 7
15	1.159 2	0.345 3	3.357 0
20	1.122 2	0.461 1	2.433 6
25	1.230 9	0.627 6	1.961 2
30	1.258 5	0.787 2	1.598 6

## 4 双飞翼无人机舰面起飞性能分析

双飞翼无人机可以作为海军的舰载无人验证机。下面就双飞翼无人机在航母上起飞, 进行性能分析。

双飞翼无人机在航母飞行甲板上, 进行滑跃起飞时, 其离舰时初始迎角一般在  $10^{\circ}\sim 14^{\circ}$  范围内, 当迎角为  $10^{\circ}$  时, 由表 1 可知其升力系数、阻力系数, 该飞机以  $0.2\text{ Ma}=68\text{ m/s}=244.8\text{ km/h}$  速度起飞时, 由升力公式和阻力公式可知, 其所受的气动阻力  $D$  和升力  $L$  为

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D = 0.5 \times 1.225 \times (68)^2 \times 67.5 \times 0.180 1 \approx 34\ 430\text{ N}$$

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L = 0.5 \times 1.225 \times (68)^2 \times 67.5 \times 1.227 2 \approx 234\ 608\text{ N}$$

在对无人机进行初步性能评估时, 双飞翼无人机在起飞条件下, 升力、阻力、重力、推力之间的关系为

$$\begin{cases} T \cos(\alpha + \varphi_p) = D \\ L + T \sin(\alpha + \varphi_p) = mg \end{cases}$$

所以, 双飞翼无人机在弹射起飞后离舰时需用推力为

$$T = \frac{D}{\cos(\alpha + \varphi_p)} = \frac{34\ 430}{\cos((3+2)\pi/180)} = 34\ 562\text{ N}$$

双飞翼无人机在舰面起飞时, 飞机最大起飞质量为

$$m = [L + T \sin(\alpha + \varphi_p)] / g = \frac{234\ 608 + 34\ 562 \times \sin((3+2)\pi/180)}{9.8} = 2\ 4247\text{ kg}$$

由此可知, 双飞翼无人机在航母飞行甲板以  $0.2\text{ Ma}$  的速度、 $10^{\circ}$  迎角的条件下离舰滑跃起飞时, 其最大起飞质量能够达到  $24\ 247\text{ kg}$ , 约  $24\text{ t}$ , 同时, 双飞翼无人机需用的推力约为  $34\ 562\text{ N}$ 。

该双飞翼无人机的验证机进行了缩比制作、试飞试验, 其性能与 X-47B 飞翼无人机处于同一个水平; 但是双飞翼无人机的俯仰操纵性、稳定性、气动特性等方面要比 X-47B 更优。

## 5 结论

本文对双飞翼无人机进行概念设计, 基于 CFD 技术进行气动特性分析, 并数值模拟了该无人机在航母上起飞的基本性能, 得出以下结论:

- (1) 双飞翼无人机在迎角为  $0^{\circ}$  时, 其升力系数为  $0.596\ 2$ , 阻力系数为  $0.037\ 6$ , 升阻比为  $15.824\ 2$ ;
- (2) 双飞翼无人机在航母飞行甲板以  $0.2\text{ Ma}$  的速度、 $10^{\circ}$  迎角的条件下离舰起飞时, 其最大起飞质量能够达到  $24\text{ t}$ , 而其需用推力约为  $34.562\text{ kN}$ 。

## 参考文献:

- [1] 屈晓波, 吕永玺, 王长青. 飞翼布局无人机实验平台设计与实现[J]. 实验技术与管理, 2019, 36(4): 102-108. Qu Xiaobo, Lü Yongxi, Wang Changqing. Design and Realization of Experimental Platform for UAV with Flying Wing Configuration[J]. Experimental Technology and Management, 2019, 36(4): 102-108.
- [2] 徐军, 马晓平. 飞翼无人机低速着陆状态抖振响应研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 536-543. Xu Jun, Ma Xiaoping. Buffeting Response of Flying-Wing UAV in Low-Speed Landing Condition[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 536-543.
- [3] 徐军, 马晓平. 飞翼无人机静气弹参数分析及操纵效率计算[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(5): 747-753. Xu Jun, Ma Xiaoping. Flying Wing UAV Static Aeroelastic Parameter Analysis and Control Efficiency Calculation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(5): 747-753.
- [4] Suresh C, Ramesh K, Paramaguru V. Aerodynamic Performance Analysis of a Non-planar C-wing Using CFD [J]. Aerospace Science and Technology (S1270-9638), 2015, 40(1): 56-61.



- [5] Boelens O J. CFD Analysis of the Flow Around the X-31 Aircraft at High Angle of Attack[J]. *Aerospace Science and Technology* (S1270-9638), 2012, 20(1): 38-51.
- [6] Oktay E, Akay H U, Merttopcuoglu O. Parallelized Structural Topology Optimization and CFD Coupling for Design of Aircraft Wing Structures [J]. *Computers and Fluids* (S0045-7930), 2011, 49(1): 141-145.
- [7] Bitencourt L O, Pogorzelski G, Freitas R M D, et al. A CFD-Based Analysis of the 14-Bis Aircraft Aerodynamics and Stability [J]. *Journal of Aerospace Technology and Management* (S2175-9146), 2011, 3(2): 137-146.
- [8] Mirzaei M, Karimi M H, Vaziri M A. An Investigation of a Tactical Cargo Aircraft Aft Body Drag Reduction Based on CFD Analysis and Wind Tunnel Tests[J]. *Aerospace Science and Technology* (S1270-9638), 2012, 23(1): 263-269.
- [9] Jung S K, Shin S, Myong R S, et al. An Efficient CFD-based Method for Aircraft Icing Simulation Using a Reduced Order Model [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology* (S1738-494X), 2011, 25(3): 703-711.
- [10] 薛帮猛, 张文升, 张志雄. 民用飞发集成构型中机翼多目标优化设计[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(6): 941-948.  
Xue Bangmeng, Zhang Wensheng, Zhang Zhixiong. Multi-objective Wing Optimization of Civil Aircrafts in Engine-aircraft Integration Configuration[J]. *Acta Aerodynamica sinica*, 2018, 36(6): 941-948.
- [11] 董琦, 宗群, 张超凡. 强干扰影响下基于干扰补偿的大飞机智能自适应控制[J]. *中国科学*, 2018, 48(3): 248-263.  
Dong Qi, Zong Qun, Zhang Chaofan. Intelligent Adaptive Control for the Large Aircraft Based on the Disturbance Compensation Under the Influence of Strong Interferences[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2018, 48(3): 248-263.
- [12] 张强, 祝小平, 周泽. 高空长航时飞翼布局无人机静气动弹性研究[J]. *飞行力学*, 2016, 34(1): 40-45.  
Zhang Qiang, Zhu Xiaoping, Zhou Ze. Study on Static Aeroelasticity of High Altitude Long Endurance Flying Wing UAV[J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34(1): 40-45.
- [13] 李沛峰, 张彬乾, 陶于金. 翼身融合布局中央机体翼型设计研究[J]. *西北工业大学学报*, 2018, 36(2): 203-209.  
Li Peifeng, Zhang Binqian, Tao Yujin. Center Body Airfoil Design for Blended Wing Body Configuration[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2018, 36(2): 203-209.
- [14] Yue K Z, Cheng L L, Zhang T Y, et al. Numerical Simulation of the Aerodynamic Influence of an Aircraft on the Hose-Refueling System during Aerial Refueling Operations[J]. *Aerospace Science and Technology* (S1270-9638), 2016, 49: 34-40.
- [15] Yue K Z, Tian Y F, Liu H, et al. Conceptual Design and RCS Property Research of Three-surface Strike Fighter[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* (S2093-2480), 2014, 15(3): 309-319.