

# 一种连翼式双机身无人机气动特性

刘战合<sup>1,2</sup>, 乔良直<sup>1</sup>, 罗明强<sup>3</sup>, 王 菁<sup>1,2</sup>, 田博韬<sup>1</sup>

(1. 郑州航空工业管理学院航空工程学院, 郑州, 450046; 2. 郑州航空工业管理学院无人机研究院, 郑州, 450046; 3. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

**摘要** 为改善无人机承载质量性能,提出并设计了一种新型连翼式双机身气动布局,建立了基础布局和改进布局模型,基于FLUENT详细研究了两种布局的气动特性。仿真结果表明,连翼式双机身布局有较好的气动性能,巡航状态升阻比可达16以上;经过翼身融合、机头修形及前后翼连接处理等改进后,升阻性能有较大提高,迎角 $2^\circ$ 时,改进布局升力系数、升阻比分别提高了1.8%、9.1%,阻力系数降低了6.7%,且具有更好的失速性能;与基础布局相比,改进布局有效降低了迎角 $2^\circ$ 时机头位置、翼身连接处的压力分布,迎角 $12^\circ$ 时改进布局后翼未发生明显分离;初步试飞试验说明两种布局均具有较为优秀的飞行性能,有望在军民运输、救援、侦察等领域得到应用。

**关键词** 无人机;连翼;双机身;升阻比;气动特性

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2021.01.005

**中图分类号** V211;V221 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2021)01-0028-05

## Aerodynamic Characteristics Research of a Joined Wing UAV with Twin-Fuselage

LIU Zhanhe<sup>1,2</sup>, QIAO Liangzhi<sup>1</sup>, LUO Mingqiang<sup>3</sup>, WANG Jing<sup>1,2</sup>, TIAN Botao<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautic Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China; 2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicles, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China; 3. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract** In order to improve the loading performance of UAV, a new type aerodynamic configuration of joined wing with twin-fuselage is designed, and a basic and improved layout model is established. The aerodynamic characteristics of the two configurations are studied in detail by FLUENT. The simulation results show that the joined-wing with twin-fuselage layout is good in aerodynamic performance, its lift-to-drag ratio in cruise can reach more than 16. With the improvements such as blended wing-body, nose modification and connection procession at front and rear wings, its lift-drag performance greatly improves. When the angle of attack (AOA) is at  $2^\circ$ , the lift coefficient and lift-to-drag ratio of improved configuration increase by 1.8% and 9.1% respectively, the drag coefficient is reduced by 6.7%, and the stall performance is higher. Besides, compared with the basic configuration, the pressure distribution in nose and wing-body connection of improved configuration is effectively reduced with AOA of  $2^\circ$ , the significantly separa-

收稿日期: 2020-07-07

基金项目: 河南省科技攻关计划(202102210267, 212102210052)

作者简介: 刘战合(1977—),男,陕西富平人,副教授,研究方向:飞行器总体设计、隐身技术。E-mail:nwpulzh@163.com

**引用格式:** 刘战合, 乔良直, 罗明强, 等. 一种连翼式双机身无人机气动特性[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(1): 28-32. LIU Zhanhe, QIAO Liangzhi, LUO Mingqiang, et al. Aerodynamic Characteristics Research of a Joined wing UAV with Twin-Fuselage[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(1): 28-32.

tion doesn't occur at rear wing of improved configuration at the AOA of  $12^\circ$ . The preliminary flight test shows that both configurations possess excellent flight performance, and there is hope of an application in military and civilian transportation, rescue, reconnaissance and other fields.

**Key words** joined wing; twin-fuselage; lift-to-drag ratio; aerodynamic characteristics; UAV

连翼(又称菱形翼、联翼)<sup>[1-3]</sup>采用前、后两机翼连接的方式,前翼有一定后掠,后翼前掠,二者在前机翼翼尖或机翼外端外置连接,为减少前机翼对后机翼的气动干扰,改善后机翼气动特性,一般将后机翼布置在前机翼上方位置(负交错方式)。连翼在结构性能、结构质量、诱导阻力、跨音速波阻等方面具有较好的优势,成为无人机研究的重要方向<sup>[4-7]</sup>,如已实用化的我国翔龙无人机、美国洛马公司“环保飞机计划”方案等。随着战场环境物资运输、伤员救援、战场信息搜集、侦察监视、战场预警<sup>[1]</sup>等任务需求的发展,对无人机的承载质量能力、巡航性能、航程、隐身性能等均提出了较高要求<sup>[8-10]</sup>,为适应发展趋势,需结合布局设计提高气动性能、飞行性能<sup>[11-13]</sup>。

为重点解决无人机承载质量能力问题,基于连翼结构,提出一种新概念连翼式双机身<sup>[14]</sup>无人机布局方案,将连翼和双机身布局设计结合,综合解决气动效率、结构性能、载荷力学支点问题。为验证技术方案正确性,先后设计了基础方案 A 和改进方案 B,基于 N-S 方程、SST 湍流模型详细研究了新型连翼式双机身布局无人机的气动特性,并分析了产生的原因,开展了初步飞行试验,验证了方案的正确性,为新概念气动布局无人机设计提供了技术参考。

## 1 连翼双机身布局无人机模型

由于有限展长条件下具有相对较大的升力性能和多个承力支点,连翼具有优秀的装载能力和结构性能,对起降条件要求较小<sup>[6,15-16]</sup>。结合双机身载荷装载空间需求,设计了连翼+双机身新概念布局无人机 A,如图 1(a),并完成了设计、仿真、试飞;为有效降低气动阻力、提高升力性能,在布局 A 基础上,采用翼身融合、前后机翼连接处优化、机翼翼型改进等性能优化,设计改进方案的布局 B,如图 1(b)。

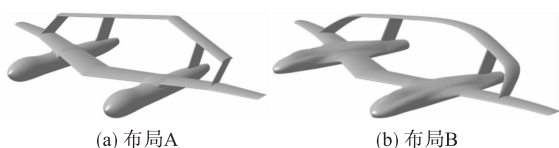


图 1 连翼式双机身无人机布局

实际研究中,遵循总体设计、性能仿真、模型试

飞、气动修形、性能再仿真、模型再试飞的循环改进过程,首先通过对布局 A 的总体设计、性能仿真及模型试飞,根据其气动性能研究结果对总体气动外形进行翼身融合等修形,提出改进方案布局 B,进一步完成性能仿真和模型试飞。为更直观研究连翼+双机身新概念布局的气动特性、模型 B 的性能改进效果及产生机理,采用二者性能对比分析的方法开展研究。

与“正交错”方式相比,鉴于“负交错”连翼具有优秀的结构性能,为获得更高的双机身结构性能,布局 A、B 均采用“负交错”连翼和双机身结构。对基础布局 A,为提高巡航及起降升力性能、气动性能影响及结构性能,前翼上反角取  $2^\circ$ ,后翼安装角、下反角分别为  $2^\circ$ 、 $5^\circ$ ;从机翼结构刚度、轮距及任务需求等综合考虑,双机身的间距取为前翼展长 40%;由于设计任务为中低速飞行,前翼外段前缘后掠角设定为  $11^\circ$ ,内段前缘后掠角为  $24^\circ$ ,后翼前缘后掠角为  $30^\circ$ ,后翼连接于前翼展向 70% 处,翼梢外形采用霍纳式翼尖;翼型采用 NACA63A812,机翼展长为 14 m,机翼面积为  $28 \text{ m}^2$ 。通过布局 A 的设计、仿真、试飞研究,为提高气动性能,对改进布局 B,重点在以下三部分开展了改进修形,一是翼身连接处采用翼身融合技术降低气动干扰,二是机身尤其是机头为适应翼身融合进行了气动修形,以提高气动性能,三是前、后翼连接处采用圆润修行及光滑过渡,减小干扰阻力。

## 2 气动性能仿真分析方法

考虑到军民两用物流运输等实际应用,飞行高度设定为 6 000 m,巡航速度为  $0.5 \text{ Ma}$ ,雷诺数为 8 210 000,为分析方便,计算模型选为 1:10 模型,即缩比比例为 10,机翼翼展为 1.4 m,采用动力相似条件,基于 FLUENT 完成仿真分析。以可压缩连续性方程和定常可压缩的雷诺平均(RANS)N-S 方程为基本控制方程<sup>[3,10]</sup>,为精确模拟近壁面和远壁面的流动情况,提高逆压梯度区域、分离流区域的计算精度,湍流模型选择剪切应力传输模型  $k-\omega$  SST 两方程湍流模型。计算时,边界条件采用远场压力条件,速度、压力、温度等物理参数的收敛条件为残差取 0.001。

为兼顾计算精度和效率,鉴于无人机对称性,采用半模方法生成混合非结构计算网格,布局A无人机表面网格数约为11万,边界层网格数为230万左右,体网格数约为250万,网格总数为480万,如图2(a);采用相同网格生成方法,布局B的网格总数为500万左右,如图2(b)。

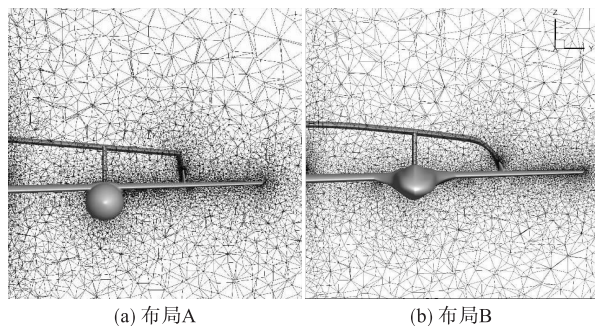


图2 两模型计算网格

根据布局设计需求,巡航迎角为 $2^\circ$ ,为研究气动特性变化规律,迎角取为 $-4^\circ \sim 20^\circ$ ,步长为间隔 $2^\circ$ ,计算了基础布局A和改进布局B的升力系数、阻力系数、升阻比及典型状态下的绕流情况、压力云图等。同时,通过两种布局的气动性能对比,分析了产生的原因和影响关系,以研究连翼式双机身布局气动特点及改进措施的气动性能影响。

### 3 2种布局气动特性分析

#### 3.1 气动参数对比

基础布局A、改进布局B的升力系数 $C_l$ 、阻力系数 $C_d$ 、升阻比 $K$ 的计算对比曲线分别见图3~5。

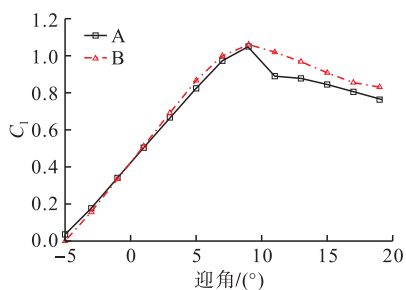


图3 两布局升力系数计算对比曲线

从图3可以看出,首先经过翼身融合、前后翼连接处修行处理等技术改进后,布局B的升力特性有了较为明显的改善,在迎角 $-4^\circ \sim 20^\circ$ 范围上,布局B在迎角 $0^\circ$ 之后,有更高的升力系数, $-4^\circ \sim 0^\circ$ 改进布局B的升力系数较低,说明改进布局B有较大的升力线斜率,利于气动性能的提高。其次,观察图3可以看出,两布局失速迎角均在迎角 $10^\circ$ 附近,即最大升力系数出现在 $10^\circ$ ,但改进布局失速性能优于基础布局A,迎角大于失速迎角时,布局B的升力系

数减小较为平缓。最后,面向运输需求的连翼式双机身无人机更关注巡航性能,巡航迎角一般为 $2^\circ \sim 4^\circ$ ,此时的升力、阻力性能更有研究价值,基础布局A迎角 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 的升力系数分别为0.504、0.667,改进布局B的升力系数分别为0.513、0.692,升力系数改进后分别提高了1.8%、3.7%,说明巡航状态升力系数提高比较明显;对失速迎角升力性能,基础布局A和改进布局B分别为1.05、1.06。

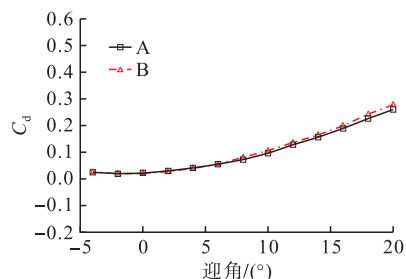


图4 两布局阻力系数计算对比曲线

与升力系数研究类似,结合图4阻力系数对比曲线可以看出,在迎角较小时( $6^\circ$ 以下),两布局基本接近,但布局B阻力系数更小;迎角增加时,改进布局B阻力系数稍大,这一增加是由于大迎角时,隐身融合结构会影响后翼的流动状态,增加了干扰阻力。布局A在迎角 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 时分别为0.03、0.041,布局B分别为0.028、0.0394,分别减小了6.7%、3.9%,说明布局B采用的改进措施有较好的效果。尽管迎角较大时( $8^\circ$ 以上),改进布局阻力系数较大,但考虑到该连翼式双机身布局主要应用方向为运输,经济性要求更高,布局B更适合。

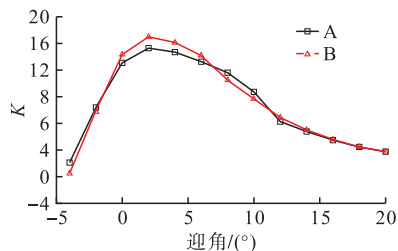


图5 两布局升阻比计算对比曲线

升阻比性能对飞行器的航程、运载能力等有重要影响,图5可以看出,升阻比变化分为4个区域,在 $-4^\circ \sim 0^\circ$ 上,基础布局A升阻比较高;在巡航迎角附近,即 $0^\circ \sim 6^\circ$ 范围内,改进布局升阻比较大,尤其是迎角为 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 时,升阻比增加较为明显,这一现象与升力系数和阻力系数关系较大;在迎角大于 $6^\circ$ 时,尽管并未失速,且升力系数较大,但由于阻力系数的增加,改进布局升阻比较小;在失速之后(即迎角大于 $10^\circ$ ),由于有较好的失速性能,升力系数较大,尽管此时阻力系数增加,但升阻比二者基本接近,变化趋势一致。从巡航性能来看,基础布局A

迎角  $2^\circ$ 、 $4^\circ$  的升阻比分别为 16.800、16.268,而改进布局 B 为 18.321、17.563,分别提高了 9.1%、8.0%,可以看出,在布局 A 的研究基础上,布局 B 的改进措施有较明显提升效果。

### 3.2 压力及绕流分析

为进一步分析 2 种布局的气动特性,以部分典型状态(迎角  $2^\circ$ ,迎角  $12^\circ$ )的压力云图来分析,迎角  $2^\circ$  时布局 A、B 的压力云图见图 6。

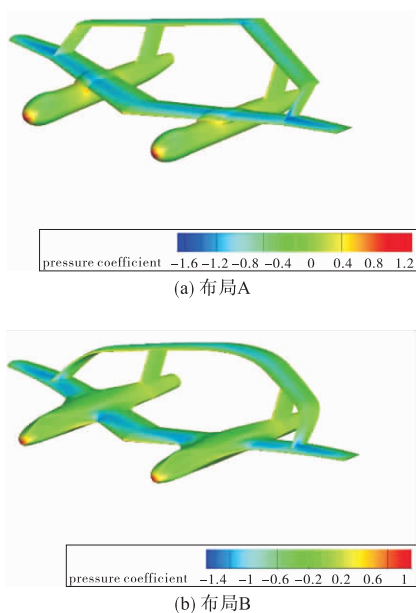


图 6 两布局迎角  $2^\circ$  压力云图

以升阻比最高的迎角  $2^\circ$  (巡航状态) 为例,图 6 可以看出,升力主要在前翼上产生,与布局 A 相比,布局 B 的后翼在展向采用了流线型过渡方式,其上部低压区较大,升力有一定提高;翼身融合后,布局 B 的机身可提供部分升力,其机身的翼身融合部位有一定升力产生。采用翼身融合技术会引起机身外形发生变化,与布局 A 相比,布局 B 在机头位置的高压区有较大减小,同时,在布局 A 机翼机身连接处,采用上单翼后在迎风方向产生局部高压区,以上两点使布局 B 在该迎角下有较好的阻力性能,降低了阻力,提高了升阻比, $4^\circ$  迎角下情况类似。

迎角  $2^\circ$  及  $12^\circ$  时无人机对称面处压力云图及流线对比如图 6。

迎角  $2^\circ$  和  $12^\circ$  为典型的姿态角,以  $2^\circ$  时对称面压力云图及流线来分析巡航状态气动性能变化,结合图 3, $12^\circ$  下两布局升力特性有较大差异,以此为例研究二者在大迎角下的升阻特性。图 7 表明,在迎角  $2^\circ$  下,布局 A、B 前后翼绕流均稳定,从压力分布来看,布局 B 机翼的上部低压较为明显,说明翼身融合展向流动较小,提高了对称截面位置的升力性能。迎角  $12^\circ$  时,布局 A 和 B 的前翼绕流状态稳定,未发生明显分离,为升力产生的主要组成部分;

在后翼上,布局 A 已产生明显分离现象,失速后升力损失较大,而布局 B 的后翼依然保持较好的层流状态,因此连翼后翼的圆润过渡可在失速后改善升力产生机制;迎角  $12^\circ$  时布局 A、B 的升力系数分别为 0.89、1.02,提高了 14.6%,如图 3 所示。

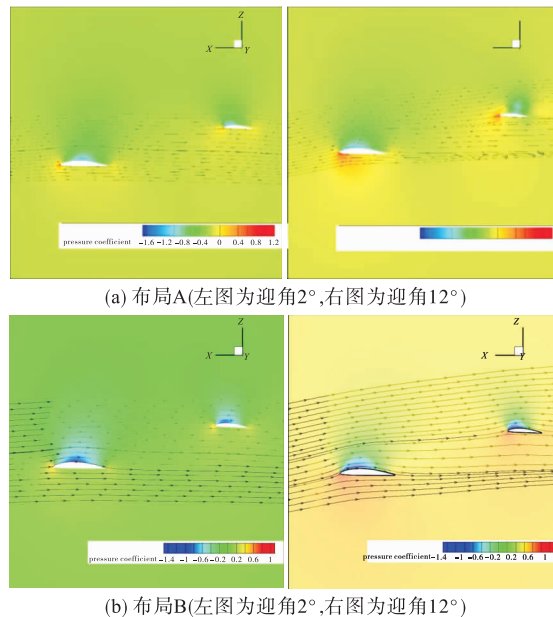


图 7 迎角  $2^\circ$ 、 $12^\circ$  两布局对称面压力云图

### 3.3 飞行试验

为验证提出的新概念连翼式双机身布局无人机的飞行性能,与计算分析模型对应,先后设计制作了布局 A、B 的试飞验证机,并成功完成了试飞,如图 8 所示。



图 8 两布局无人机试飞试验

两模型的飞行试验说明,提出的连翼式双机身布局有较好的飞行性能、气动性能和操纵性能,飞行过程稳定。结合气动特性仿真及飞行试验,为提高

高亚音速巡航性能,可采用超临界翼型,研究前后翼相对位置、安装角、上下反角等参数的影响因素并优化,以进一步改进气动特性。

## 4 结论

为提高载运能力,结合连接翼和双机身优势,提出了一种连翼式双机身布局,研究了基础布局和改进布局的气动性能,并进行了试飞验证。

1)布局方案合理性:提出的连翼式双机身布局方案具有较好的气动特性,巡航状态升阻比可达16以上,结合较大的前后翼机翼面积,可以较好提升载荷能力。

2)升阻特性:两种布局方案具有相似的气动特性,经过改进后,布局B具有较好的巡航特性(迎角 $2^\circ$ ),升力系数和升阻比更高,分别提高了1.8%、9.1%,阻力有较大改善,减小了6.7%,同时布局B有更好的失速特性,但大迎角时阻力系数较大。

3)压力及绕流特性:对巡航状态,布局B采用翼身融合等技术后,机头位置和翼身连接处的表面压力有较大降低,利于降低阻力;压力云图显示,巡航状态布局B升力性能较为优秀,迎角 $12^\circ$ 时布局B的后翼上表面流动未分离,而布局A已分离,升力损失较大。

### 参考文献

- [1] 孙俊磊,王和平,周洲,等.基于天线安装的菱形翼无人机翼型优化设计[J].航空学报,2017,38(11):6-19.
- [2] 孙俊磊,王和平,周洲,等.菱形连翼布局俯仰力矩非线性特性数值分析[J].北京航空航天大学学报,2017,43(8):1567-1576.
- [3] 惠哲,沈海军.某型联翼布局无人机的气动计算与分析[J].航空工程进展,2017,8(1):1-8.
- [4] 王晓璐,华杰,刘战合,等.新型无尾联接翼布局气动特性研究[J].飞行力学,2017,35(3):28-31.
- [5] CAVALLARO R, BOMBARDIERI R, DEMASI L, et al. Prandtl Plane Joined Wing; Body Freedom Flut-  
ter, Limit Cycle Oscillation and Freeplay Studies[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 50(11): 57-84.
- [6] 李继广,董彦非,杨芳,等.基于反步控制方法的菱形翼无人机起飞滑跑控制[J].北京航空航天大学学报,2020,46(3):496-504.
- [7] 刘海波,王和平,孙俊磊.菱形翼布局无人机自适应分数阶滑模姿态控制[J].哈尔滨工业大学学报,2020,52(4):84-91.
- [8] 李沛峰,张彬乾,陶于金,等.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):203-210.
- [9] 柴啸,陈迎春,谭兆光,等.翼身融合布局客机总体参数分析与优化[J].航空学报,2019,40(9):55-65.
- [10] LIU D W, HUANG J, SONG L, et al. Influence of Aircraft Surface Distribution on Electromagnetic Scattering Characteristics[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2):759-765.
- [11] 刘战合,游泽宇,王菁,等.头部外形对无人机气动/隐身性能影响[J].航空兵器,2020,27(2):39-46.
- [12] 马坤,王立波,张声伟,等.翼身融合布局缩比模型飞行试验动力影响分析[J].飞行力学,2020,38(2):66-70.
- [13] 蔡玉红,刘刚,洪冠新.一种连翼飞行器气动和飞行力学迭代仿真方法[J/OL].北京航空航天大学学报:1-18 [2020-07-07]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0022>.
- [14] ZHANG D X, ZHANG Y L. Multidisciplinary Design and Optimization of an Innovative Nano Air Launch Vehicle with a Twin-fuselage UAV as Carrier Aircraft [J]. Acta Astronautica, 2020,170(5):397-411.
- [15] SUN J L, WANG H P, ZHOU Z, et al. Aerodynamic Numerical Analysis of the Low Reynolds Number Diamond Joined-Wing Configuration Unmanned Aerial Vehicle[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19(3):544-562.
- [16] 周翰玮,陈勇,谭兆光,等.翼身融合布局飞机机体-发动机气动干扰效应[J].航空学报,2019,40(9):157-165.

(编辑:姚树峰)