



大型货机HWB布局气动性能与稳定性综合设计方法

张榕涵 梁煜

Comprehensive design method for aerodynamic performance and stability of HWB configuration in large cargo aircraft

Zhang Ronghan, Liang Yu

引用本文:

张涵, 梁煜. 大型货机HWB布局气动性能与稳定性综合设计方法[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(8): 29–45. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2025.0090

Zhang Ronghan, Liang Yu. Comprehensive design method for aerodynamic performance and stability of HWB configuration in large cargo aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2026, 44(8): 29–45. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2025.0090

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2025.0090>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

典型高速飞行器滚转失稳特性研究

Research on rolling instability of typical high-speed aircraft

空气动力学学报. 2025, 43(12): 90–98 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0114>

宽包线吸气式高超声速飞行器外形优化研究

Investigation on the shape optimization of wide-envelop air-breathing hypersonic vehicle

空气动力学学报. 2023, 41(2): 1–11 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0326>

界面不稳定性诱导的湍流混合问题的RANS统一预测新思路

A new idea for the unified RANS predictions of turbulent mixing induced by interfacial instabilities

空气动力学学报. 2024, 42(9): 1–13 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0021>

大型客机翼尖涡不稳定性及其模态特征研究综述

Review of wingtip vortex instability and its modal characteristics of large civil aircraft

空气动力学学报. 2025, 43(1): 62–94 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0126>

星舰气动布局性能特点分析

Performance and characteristics analysis on the Starship aerodynamic configuration

空气动力学学报. 2022, 40(5): 1–14 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0011>

吸气式高速飞行器一体化方案: 回顾与展望

Integrated scheme of air-breathing high-speed aircraft: review and prospect

空气动力学学报. 2023, 41(8): 13–25 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0116>

鸭翼对BWB飞机低速纵向气动特性的影响

Low-speed longitudinal aerodynamic influence of canard on BWB aircraft

空气动力学学报. 2020, 38(5): 1004–1010 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0004>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2026)08-0029-17

大型货机 HWB 布局气动性能与 稳定性综合设计方法

张榕涵¹, 梁煜^{2,*}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 100083;

2. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 100083)

摘要: 针对混合翼身融合布局飞机在大型货运领域的应用潜力, 提出了一种兼顾气动效率与动稳定性的优化设计方法。以巡航阶段的升阻比和荷兰滚模态飞行品质为优化目标, 构建气动/稳定性优化框架, 采用带边界层修正的欧拉方程求解器进行快速分析, 并结合高精度 RANS 求解器对优化结果进行验证。在对初始构型分析的基础上, 通过优化框架对目标构型的气动效率和动稳定模态响应特性进行优化。RANS 计算结果表明, 在保持设计约束的前提下, 气动优化构型的总阻力系数减小约 3.5 counts, 巡航升阻比由 21.244 提升至 21.784, 提升效率约为 2.54%; 考虑气动性能与动稳定性的双目标优化构型的总阻力系数减小约 2.4 counts, 巡航升阻比提升至 21.609, 提升效率约为 1.72%, 荷兰滚模态的阻尼比与无阻尼固有频率的乘积由 0.02633 提升至 0.05117, 依据 MIL-F-8785C 规范, 飞行品质由最低三级提升至二级, 横航向动稳定性获得显著改善。该优化框架实现了气动性能与动稳定性的有效权衡, 为 HWB 布局大型货机的工程应用与优化提供了思路与参考。

关键词: 混合翼身融合布局; 气动优化; 动稳定性; 荷兰滚模态; RANS 模拟

中图分类号: V221.3; V212.1 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2025.0090

Comprehensive design method for aerodynamic performance and stability of HWB configuration in large cargo aircraft

Zhang Ronghan¹, Liang Yu^{2,*}

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Institute of Unmanned Systems, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: To explore the application potential of the Hybrid Wing Body (HWB) configuration in the field of large cargo aircraft, an optimization design method balancing aerodynamic efficiency and dynamic stability is proposed. Taking the lift-to-drag ratio and the Dutch roll mode flight quality during the cruise phase as optimization objectives, an aerodynamic/stability optimization framework is constructed. An Euler equation solver with boundary layer corrections is employed for rapid analysis, while a high-fidelity RANS solver is used to validate the optimization results. Based on the analysis of the initial configuration, the optimization framework is applied to enhance the aerodynamic efficiency and dynamic stability modal response characteristics of the target configuration. RANS calculation results show that, under the premise of maintaining design constraints, the total drag coefficient of the aerodynamically optimized configuration is reduced by approximately 3.5 counts, with the cruise lift-to-drag ratio increasing from 21.244 to 21.784, achieving an efficiency improvement of approximately 2.54%. For the configuration optimized with both aerodynamic performance and dynamic stability objectives, the total drag coefficient is reduced by approximately 2.4 counts, the cruise lift-to-drag ratio is

收稿日期: 2025-09-24; 修订日期: 2025-11-05; 录用日期: 2026-01-21; 网络出版时间: 2026-04-30

通信作者: 梁煜*, 副研究员, 研究方向: 飞行器设计. E-mail: liangyuly@buaa.edu.cn

引用格式: 张榕涵, 梁煜. 大型货机 HWB 布局气动性能与稳定性综合设计方法[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(8): 29-45.

Zhang Ronghan, Liang Yu. Comprehensive design method for aerodynamic performance and stability of HWB configuration in large cargo aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(8): 29-45(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2025.0090

improved to 21.609 with an efficiency increase of approximately 1.72%, and the product of the Dutch roll mode damping ratio and the undamped natural frequency is increased from 0.02633 to 0.05117. This improvement elevates the flight quality from Level 3 to Level 2 according to the MIL-F-8785C standard, significantly enhancing the lateral-directional dynamic stability. The optimization framework effectively balances aerodynamic performance and dynamic stability, providing insights and references for the engineering application and optimization of HWB-configured large cargo aircraft.

Keywords: hybrid wing body (HWB); aerodynamic optimization; dynamic stability; Dutch roll mode; Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) simulation

0 引言

随着全球航空运输商业化程度不断加深,商业飞行市场对于降低客、货物运输成本的需求日益增长,机翼、机身分离的传统布局飞机已经难以满足这一需求。为提升运输效率、动力性能和环保标准,翼身融合布局(blended wing body, BWB)飞机的概念应运而生,并受广泛关注。BWB布局是指机翼和机身高度融合的升力体飞行器布局,其中机身也产生升力,通过机身和机翼融合提升空气动力学效率。与常规布局飞机相比,BWB布局在气动效率、载运量、节能减排、噪声控制等方面具有明显优势^[1]。但是由于其内部布置难度大、非圆增压舱结构重量大、无尾布局操纵稳定性不如常规布局、低速配平和增升存在矛盾等原因,在大型运输机上未能得到广泛应用和推广。

在BWB布局的基础上,以改善气动特性与装载特性为目的,减少机身部件宽度,增大机身部件长度,在一定程度上弱化翼身融合程度,便得到混合翼身融合布局(hybrid wing and body, HWB)^[2],二者在翼身部件外形关系与性能特点等诸多方面都有较大的共同之处。HWB构型的气动效率能够达到BWB构型的90%,同时由于采用传统尾翼和类圆截面机身,相较于BWB构型具备更为良好的操稳特性,在未来运输机方面具有更可行的应用前景。然而,与常规布局飞机相比,HWB的翼身融合设计也带来了操纵性与稳定性方面的挑战,需进一步改进。

目前,国内外围绕BWB和HWB布局开展一系列研究,主要集中在气动性能优化、多学科设计方法、新概念技术集成等方面。

国际上,NASA、波音、空客等机构通过一系列项目(如ERA、VELA等)验证了BWB布局飞机在气动与燃油效率方面的显著优势^[3-5]。Liebeck团队^[6]系统总结了两代BWB设计优化成果,通过降低翼载荷显著提升了气动性能。空客VELA项目通过应急撤离模拟验证了BWB的工程可行性^[7]。在新技术探索方

面,分布式推进与附面层吸入(boundary layer ingestion, BLI)技术在BWB布局的应用上取得了显著成效,MIT与剑桥大学提出的SAX-40方案噪声降低46 dB^[8]。在HWB布局研究方面,NASA通过ERA计划积极推动HWB构型的发展,Mody等^[9]提出N+3代HWB方案,通过中央体缩进设计优化了机身与机翼融合特性,显著提高了升阻比。此外,参数化建模、结构拓扑优化等方法也被用于HWB的设计参数快速调整与气动外形优化^[10-11]。采用BLI技术的分布式推进HWB方案也展现了燃油消耗降低和低速气动性能优化的潜力^[12]。洛马公司则研究了HWB布局非对称融合设计,通过引入S形过渡曲面减少雷达散射截面^[13]。

国内研究也取得了重要进展。在气动性能优化方面,已有研究通过展向扭转角调整显著提升了BWB的升阻比^[14];夏明等^[15]通过引入近距耦合鸭翼设计,解决了BWB升力不足和低速低头力矩过大等问题。在多学科优化设计方面,田瑞等^[16]结合PRSEUS构型和多学科优化方法,解决了BWB-300概念机结构增重与承载效率平衡的关键问题。在新技术集成方面,上表面吹气技术的应用有效改善了喷流附着特性并提升了升阻比^[17];分布式推进以及BLI技术的应用展现了显著潜力,不仅有效抑制了流场分离,还提升了升阻比和整体气动性能^[18-19]。在HWB布局研究方面,阮远等^[20]基于翼型优化和气动布局调整,解决了HWB布局飞机升力与失速之间的矛盾。王延灵等^[21]利用虚拟飞行试验技术开展了HWB三自由度开环飞行试验,揭示了大迎角失稳和三轴耦合运动的流动机理。

在布局优化方面,索欣诗^[22]与柴啸等^[23]在研究翼身融合布局客机的多学科分析、综合评价模型方面使用了类似的工具与方法,开发了BWB总体方案优化工具,但优化过程中使用面元法进行气动分析,精度有限。余刚^[24]构建了基于CAD和伴随方法的气动布局优化平台,研究了BWB-300的布局优化及短舱位置对气动性能影响等问题,但针对BWB飞行稳

定性较差这一问题，其研究未将这一因素纳入优化范围，存在一定局限性。

尽管已有研究取得了显著进展，当前仍存在以下挑战：首先，国内外相关研究主要集中在 BWB 布局，对更具应用潜力的 HWB 布局的系统性研究相对不足；其次，针对 HWB 布局飞机飞行稳定性相对较差的问题，多数工作仅侧重于气动性能优化，而对气动效率与飞行稳定性的协同优化关注不足；此外，现有优化方法在计算效率与精度之间的平衡仍有提升空间，部分研究依赖低保真度气动模型且缺乏高保真验证，限制了设计结果的可靠性。

针对上述问题，本文以与 A320 货机同级别装载量的 HWB 布局大型货运飞机为研究对象，针对气动效率与飞行稳定性的协同优化问题，以巡航阶段的升阻比与荷兰滚模态的飞行品质为优化目标，提出了一种基于气动性能和动稳定性的双目标优化框架。拟采用带边界层修正的欧拉方程求解器开展气动力快速计算，兼顾设计效率与分析精度，以此实现气动外形的快速优化；同时基于小扰动线性化理论建立飞机动力学模型，通过特征值分析提取模态关键指标，并绘制时域响应曲线评估动稳定性，最终采用基于雷诺平均 N-S (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 方程的高保真求解器对优化方案进行验证，以期工程约束下的 HWB 布局优化设计提供新的思路与方法。

1 初始构型设计分析

1.1 几何外形与气动特性

以 A320 货机同级别载运量为设计基准，设计了一种基于 HWB 布局的大型货运飞机，整体气动外形如图 1 所示，该布局的翼身融合体主要由 3 部分构成：中央体、融合段和外翼段。为便于后续论述，将初始构型命名为 HWB-0，气动优化构型命名为 HWB-1，考虑气动性能和动稳定性的双目标优化构型命名为

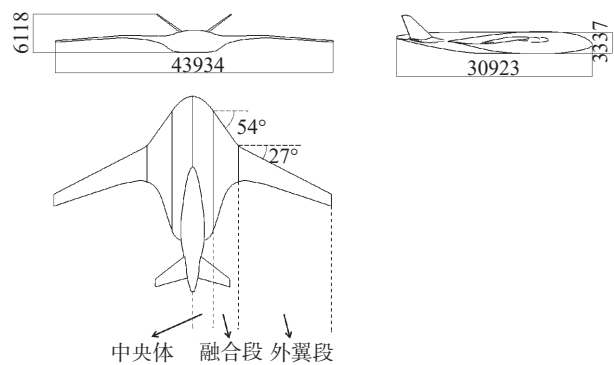


图 1 HWB-0 三视图 (单位: mm)
Fig. 1 Three-view Diagram of HWB-0 (unit: mm)

HWB-2。

中央体作为货机的核心载运部位，其功能相当于传统飞机的机身，主要用于装载货物和乘客，并作为升力体参与升力的生成，从而显著提高整体气动效率。A320 货机的货舱布局如图 2 所示，其主甲板能够容纳 10 个大型航空集装箱，下层甲板则可容纳 7 个 LD3 集装箱。航空集装箱及 LD3 集装箱的外形尺寸如图 3 所示。为满足这一载运需求，设计的 HWB 布局货机的中央体采用厚度为 15.17% 的翼型，以保证足够的货舱空间，货舱布局如图 4 所示。

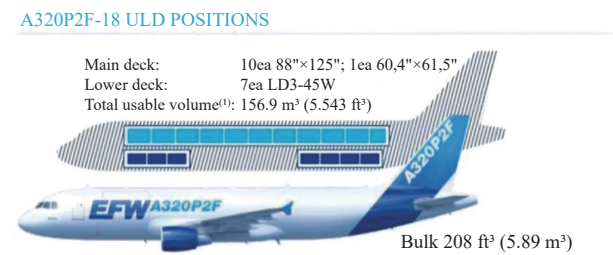


图 2 A320 货机装载图
Fig. 2 Loading diagram of the A320 freighter

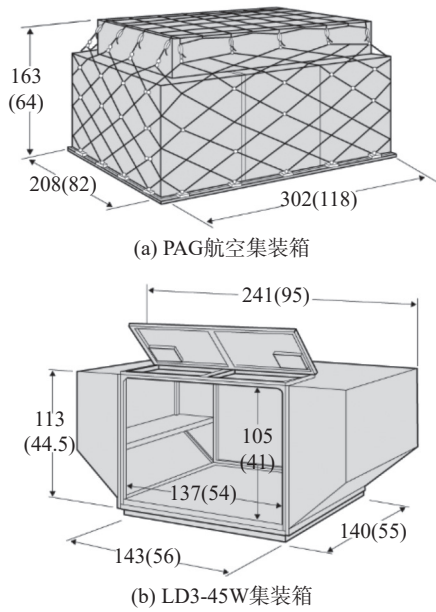


图 3 集装箱外形 (单位: cm, 括号内为英寸值)
Fig. 3 Container shape (cm; inch values in parentheses)

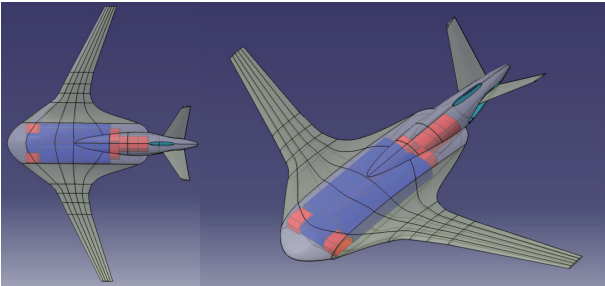


图 4 HWB-0 货舱布置
Fig. 4 HWB-0 Cargo compartment layout

融合段位于中央体与外翼段之间,采用线性过渡设计,兼顾气动性能与内部空间利用率,可用于储存燃油和布置相关系统。其在结构设计上平滑连接中央体和外翼段,确保过渡区域的气流顺畅,进一步优化了气动性能。

外翼段则类似于传统飞机机翼,主要用于布置操纵面和存储燃油,其设计采用具有良好跨声速气动特性的超临界翼型,可有效降低巡航状态下的波阻,提高巡航效率。

表 1 给出了 HWB-0(初始构型)货机与 A320 货机的主要参数。HWB-0 的设计巡航工况为马赫数 $Ma = 0.78$ 、飞行高度 $H = 12\,000\text{ m}$ 。

表 1 HWB-0 货机与 A320 货机主要参数对比

Table 1 Comparison of main parameters between HWB-0 freighter and A320 freighter

参数	HWB-0	A320-P2F
翼展/m	43.934	35.800
机身长度/m	30.923	37.570
等效浸润展弦比	2.361	约1.645
融合段后掠角/(°)	54.00	—
外翼段后掠角/(°)	27.00	27.42
平均气动弦长/m	13.767	4.327
机翼参考面积/m ²	328.373	126.5
巡航高度/m	12000	12000
巡航马赫数 Ma	0.78	0.78
雷诺数 Re	6.923×10^7	2.176×10^7
设计升力系数 C_L	0.30	0.5 ~ 0.6
巡航升阻比 L/D	21.244	16 ~ 18

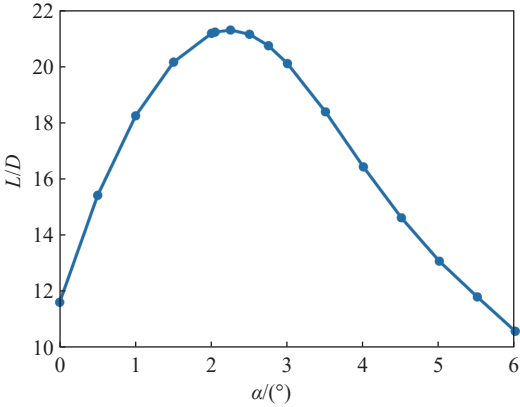
采用 RANS 方法对 HWB-0 进行高保真度 CFD 分析。计算基于非结构混合网格,耦合隐式求解,湍流模型选用 Spalart-Allmaras(S-A)模型。为提高计算效率,采用半模计算,网格量为 1 700 万,其表面网格见图 5。



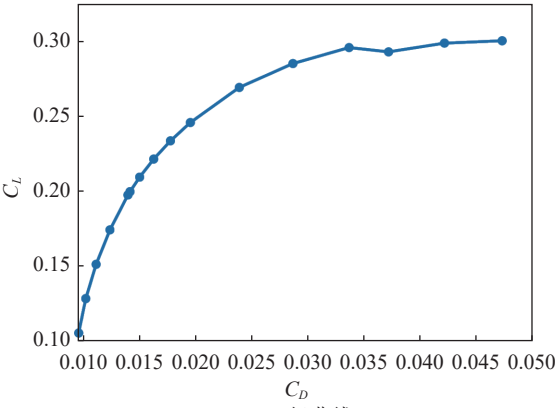
图 5 HWB-0 半模表面网格

Fig. 5 Surface mesh of HWB-0 half-model

基于 RANS 方法计算得到的 HWB-0 的升阻比 L/D 随迎角 α 变化的曲线如图 6(a)所示,极曲线如图 6(b)所示。在设计巡航状态下,HWB-0 的升阻比达到 21.244,显著高于单通道常规布局飞机 16~18 的巡航升阻比,展现出较高的气动效率。



(a) L/D - α 曲线



(b) 极曲线

图 6 HWB-0 气动特性曲线

Fig. 6 Aerodynamic characteristic curves of HWB-0

1.2 重量、重心及转动惯量分析

采用基于统计数据的经验法,结合相关参考文献以及同类飞机的布置经验^[2]对 HWB 布局货机的各部件重量进行分析,并初步确定各部件的重心参考位置。各部件重量及其相对最大起飞重量的占比如表 2 所示。

表 2 HWB 布局货机重量分析结果

Table 2 Weight analysis results of the HWB configuration freighter

项目	重量/kg	占比
翼身融合体	12 450	15.0%
后机身	6 640	8.0%
尾翼	2 075	2.5%
推进系统	6 225	7.5%
主起落架	2 905	3.5%
前起落架	830	1.0%
固定设备	11 620	14.0%
燃油	19 505	23.5%
有效载荷	20 750	25.0%
总重	83 000	100%

基于部件几何形状和重量模型,采用部件惯量分析法,对各部件的转动惯量进行了计算,并利用

平行轴定理调整参考坐标后, 汇总得到全机的转动惯量特性, 计算结果为 $I_{xx} = 1.107 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{yy} = 2.878 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{zz} = 4.951 \times 10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。其中, I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 分别对应滚转、俯仰和偏航轴的转动惯量。常规布局飞机的 I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 惯量比值约为 0.5:1:1.5^[25]。与常规布局相比, HWB 布局在惯性特性上表现显著不同。由于机翼与机身的几何融合设计, 使得整体质量分布更加集中于机体中部, 而机翼的跨度相对较短且翼尖部分的质量较小, 从而导致滚转惯性矩 I_{xx} 相对较小。同时, HWB 布局的机体较宽, 货物、燃油和其他载荷通常集中布置于机体中部, 这种集中且宽体的布置形式显著增大了偏航惯性矩 I_{zz} , 因为绕垂直轴的质量分布半径较大。这种惯性特性的不对称分布会降低荷兰滚模态的无阻尼固有频率, 导致模态响应速度变慢, 同时阻尼比不足, 易引发横航向动稳定性问题。因此, HWB 布局相较于常规布局展现出滚转惯性矩 I_{xx} 较小、偏航惯性矩 I_{zz} 较大的特性, 这一特性对其横航向模态耦合特性及动稳定性具有重要影响。

1.3 静稳定性分析

HWB-0 的俯仰力矩系数随升力系数变化的曲线如图 7 所示, 纵向静稳定性分析表明, 其在升力系数小于 0.45 的范围内具有较好的线性趋势, 且俯仰力矩斜率 dC_m/dC_L 为负, 表明该构型在此范围内具有稳定的纵向静稳定性, 这种稳定性有助于在巡航状态下保持较好的飞行姿态和操纵特性。巡航状态下 HWB-0 的静稳定性参数如表 3 所示, 纵向静稳定裕度 K 值为 7.52%, 表明该构型具有适当的纵向稳定储备, 满足工程设计的基本要求。然而, 当升力系数接近 0.45 时, 曲线出现明显的非线性变化, 俯仰力矩斜率逐渐趋于零甚至为正, 表明构型在高迎角下的纵向静稳定性明显减弱, 这可能会引发飞行控制困难, 甚至导致纵向不稳定的风险。

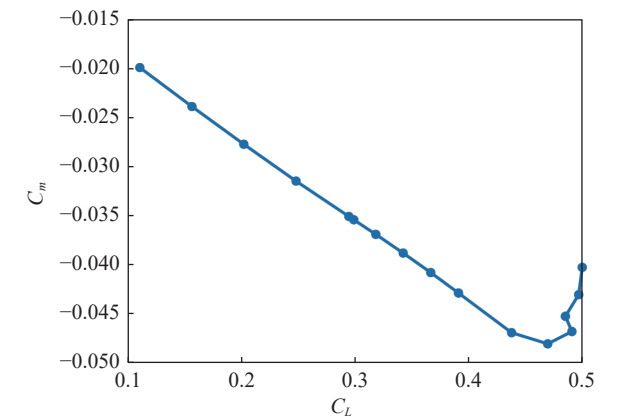


图 7 HWB-0 的 C_m - C_L 关系曲线
Fig. 7 C_m - C_L curve of HWB-0

表 3 巡航状态下 HWB-0 的静稳定性参数
Table 3 Static stability parameters of HWB-0 in cruise condition

静稳定性参数		HWB-0
纵向参数	重心距机头前缘点位置/m	9.507
	焦点距机头前缘点位置/m	10.535
	纵向静稳定裕度 $K/\%$	7.52
横航向参数	横向静稳定导数 $C_{l\beta}$	-0.0273
	航向静稳定导数 $C_{n\beta}$	0.0416
	侧力系数 $C_{c\beta}$	-0.0989

基于线性化小扰动理论, 采用涡格法计算 HWB-0 在巡航工况 ($Ma = 0.78$, $H = 12000 \text{ m}$) 下的横航向静稳定导数, 结果如表 3 所示。其中, 横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 为 -0.0273, 表明其具有一定的横向静稳定性, 但由于绝对值较小, 其横向恢复能力较弱, 可能在遭受侧风扰动时表现出较长的恢复时间。航向静稳定导数 $C_{n\beta}$ 为 0.0416, 说明该构型在航向上具有基本的静稳定性, 但其数值偏小, 可能在方向舵操纵需求上更高, 尤其是在偏航扰动较大的情况下。侧力系数导数 $C_{c\beta}$ 为 -0.0989, 虽然有助于抑制侧滑, 但其绝对值较低, 可能导致侧滑恢复效率不及常规布局。HWB-0 的横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 和航向静稳定导数 $C_{n\beta}$ 的绝对值均低于常规布局, 其在侧风扰动下的恢复能力和方向舵操纵响应更缓慢。

基于上述分析可知, HWB 初始构型在横航向静稳定设计上仍存在不足, 尤其是在横向和航向恢复能力方面, 需要进一步优化设计。为了弥补这一不足, 可以通过调整机翼上反角、方向舵的面积和效率等来提高横航向静稳定性。而动稳定性还需结合模态阻尼比、频率等参数进行进一步分析。

2 气动性能和稳定性分析与优化方法

2.1 气动性能计算方法

本文主要采用具备精英策略的非支配排序遗传算法(non-dominated sorting genetic algorithm- II, NSGA-II)进行气动布局优化。遗传算法在优化过程中, 通常需要计算上万的种群, 若全部调用高可信度 CFD 分析, 会使得整个优化过程耗费大量的计算资源^[26]。为降低计算成本, 提高优化效率, 采用带有附面层修正的欧拉方程求解器快速计算飞行器的气动力。完成气动外形优化设计后则使用 RANS 的高可信度气动求解器作为校验工具。

带有边界层修正的欧拉方程求解器是一种适用于复杂飞行器构型的中等精度气动计算工具, 能够实现外部可压缩流动的欧拉方程解算与三维黏性边界

层方程解算耦合。数值求解采用有限体积法,结合 Osher 数值通量方案,通过路径积分近似求解界面通量问题,确保通量的连续性和计算的稳定性,从而适配 Newton 类隐式迭代方法快速收敛。在复杂飞行器的流场划分中,采用 Chimera 网格嵌套技术,通过插值更新边界条件,消除网格交叠区域的冗余节点,显著提高了多元复杂构型(如机身、机翼、短舱等)的网格生成效率。

为验证该求解器的精度,针对 HWB-0(初始构型)开展跨声速流动模拟,计算条件为来流马赫数 $Ma_\infty = 0.78$ 、 $H = 12000$ m,迎角 $\alpha = 2.0^\circ$ 及基于平均气动弦长的雷诺数 $Re = 6.923 \times 10^7$ 。

图 8 展示了基于雷诺平均 N-S 方程(RANS)和带有边界层修正的欧拉方程(Euler)求解方法在不同展向位置处计算得到的机翼表面压力分布。由图可知,在靠近翼根的区域($2y/b = 15\%$ 和 30%),两种方法的压力分布差异较小,前缘压力峰值的位置和强度基本一致。然而,随着展向位置向翼尖移动($2y/b = 50\%$ 、 65% 、 80% 和 95%),两种方法的压力分布差异逐渐显现。尤其是在前缘和吸力面区域,RANS 方法捕捉到的压力梯度更为显著,这主要是由于 RANS 方法考虑了黏性效应,能够更准确地描述边界层厚度和流动分离等现象。

图 9 进一步对比了两种方法计算得到的气动力结果,Euler 方法预测的升力系数在整个迎角范围内均略高于 RANS 方法,尤其是在迎角较大时差异更为明显。压差阻力系数的差异相对较小,但在较大迎角条件下 Euler 方法的结果略高于 RANS 方法,最大偏差约为 15% 。俯仰力矩系数的计算偏差主要体现在迎角较大时,Euler 方法未能准确捕捉到非线性变化趋势,导致在大迎角情况下偏差较大。

综合上述分析可知,在小迎角范围内($\alpha \leq 3.5^\circ$),基于欧拉方程的求解方法能够在保证较高精度的同时显著降低计算成本,适合概念设计阶段小迎角范围内的快速分析优化或多方案对比;而基于 RANS 的方法尽管计算成本较高,但能够提供更高保真度的结果,尤其在激波位置、压力分布和气动力预测方面表现更为准确,计算结果更具工程参考价值。

2.2 稳定性模态分析方法

飞行器动稳定性的分析基于小扰动线性化理论,通过对飞行器的六自由度运动方程进行线性化处理,结合气动力导数构建状态矩阵 A ,并分析其特征值和特征向量来评估稳定性模态特性。六自由度运动方程包括平移运动方程(力平衡)和旋转运动方程(力矩

平衡),能够表征飞行器在受到外部扰动时的动态响应行为。在小扰动假设下,状态变量(如攻角、侧滑角、滚转角速度等)被表示为平衡状态的微小偏离量,运动方程线性化为标准状态空间形式:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{x}$ 为状态变量向量, $\mathbf{u}$ 为控制输入向量, $\mathbf{A}$ 为状态矩阵, $\mathbf{B}$ 为控制矩阵。通过计算状态矩阵 $\mathbf{A}$ 的特征值 $\lambda = \xi + i\eta$,提取飞行器的动态模态特性,其中特征根的实部 ξ 为阻尼系数,表示模态的衰减率;虚部 η 为频率系数,表示振荡频率。模态稳定性由特征值的分布决定:当 $\xi < 0$ 时,模态为稳定状态,扰动将逐渐衰减;当 $\xi > 0$ 时,模态为不稳定状态,扰动将发散。

为量化飞行器的动态响应特性,常用阻尼比 ζ 、无阻尼固有频率 ω_n 、振荡周期 T 以及半幅时间 $T_{1/2}$ 或倍幅时间 T_2 等指标来衡量。相关计算公式如下:

$$\zeta = -\frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}} \quad (2)$$

$$\omega_n = \sqrt{\xi^2 + \eta^2} \quad (3)$$

$$T = 2\pi/\eta \quad (4)$$

$$\tau = T_{1/2} = -\frac{\ln 2}{\xi}, \quad \xi < 0 \quad (5)$$

$$\tau = T_2 = \frac{\ln 2}{\xi}, \quad \xi > 0 \quad (6)$$

对于大型货运飞机,仅依据适航要求对动稳定性进行评估通常过于宽泛。因此,本文在适航要求的基础上引入了军用飞行品质规范 MIL-F-8785C,以提供更严格的动稳定性标准^[27]。MIL-F-8785C 规范通过将飞行员操纵体验与阻尼比 ζ 、无阻尼固有频率 ω_n 、时间常数 τ 等关键物理参数相结合,提出了库珀-哈珀量表(Cooper-Harper rating scale),以量化飞行品质与动稳定性的关系,并明确了不同飞机类别和飞行阶段下的飞行品质要求。

本文研究对象为 CLASS-III 类大型运输机,针对 B 类飞行阶段(常规操纵阶段)下的动稳定特性进行优化。表 4 总结了 MIL-F-8785C 对于 B 类飞行阶段和 CLASS-III 类飞机的模态特性具体要求^[28],作为本研究优化的依据。

荷兰滚模态作为横航向稳定性中的关键模态,其特性能够在一定程度上反映滚转模态和螺旋模态的综合表现。本文通过优化荷兰滚模态的相关参数,间

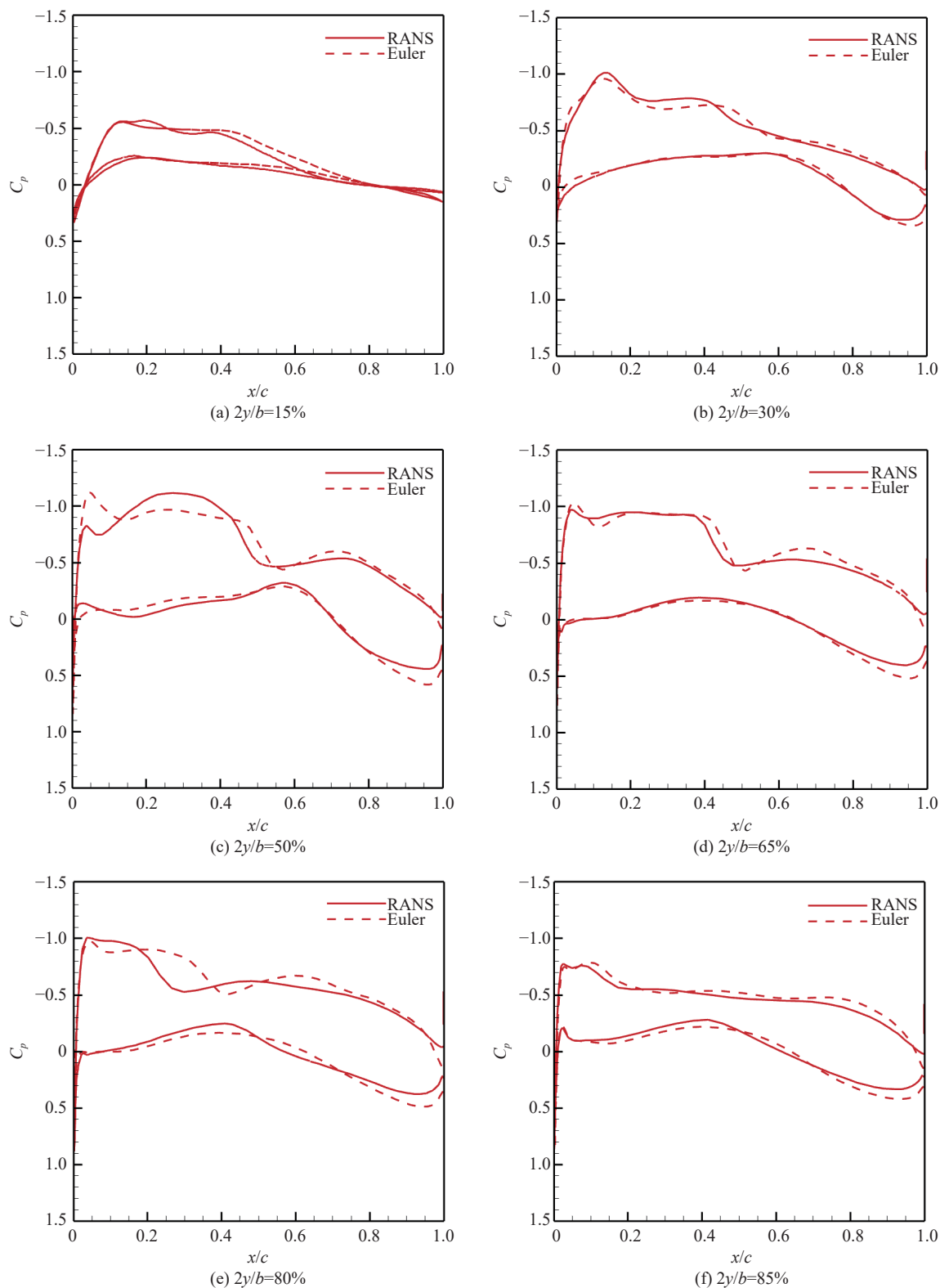


图 8 HWB-0 主翼不同展向位置翼型表面压力分布比较 ($\alpha = 2^\circ$)

Fig. 8 Comparison of surface pressure distribution at different spanwise locations of the HWB-0 main wing ($\alpha = 2^\circ$)

接改善飞机的整体横航向稳定性, 从而在提升飞行品质的同时, 提高优化设计的效率。

2.3 HWB 布局综合优化设计方法

本文针对 HWB 布局气动性能与本体稳定性需

要兼顾的核心设计问题, 构建了一套 HWB 布局气动性能与稳定性的优化框架。以巡航状态下的升阻比 $(L/D)_{\text{cruise}}$ 和荷兰滚模态的阻尼比与无阻尼固有频率的乘积 $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$ 为优化目标^[27], 通过几何外形参数化、

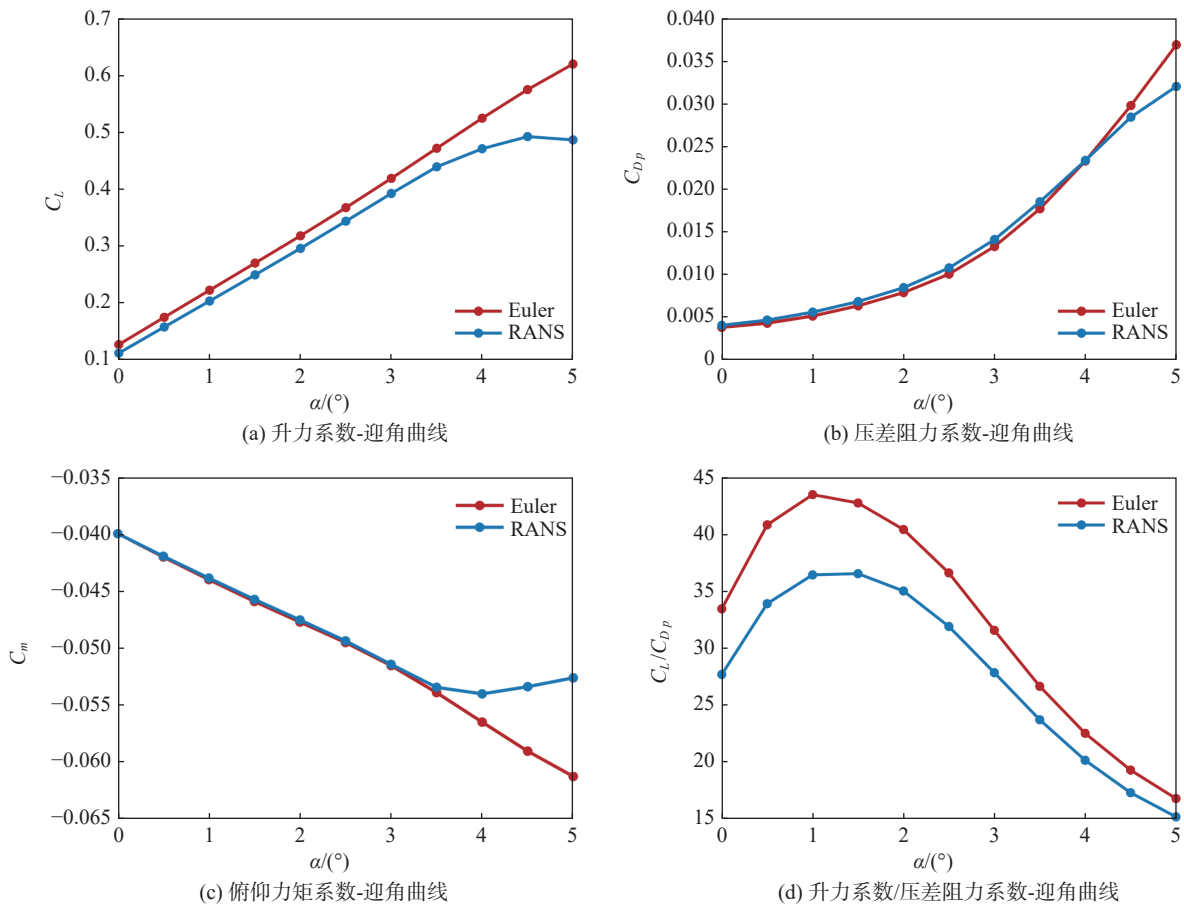


图 9 两种求解器的气动力计算结果比较

Fig. 9 Comparison of aerodynamic calculation results between two solvers

欧拉方程结合附面层修正的气动计算方法、飞机动力学特性建模分析以及遗传优化算法实现快速布局优

表 4 MIL-F-8785C 飞行品质规范
(B 类飞行阶段, CLASS-III 类飞机)

Table 4 MIL-F-8785C flight quality specification
(Category B flight phase, CLASS-III aircraft)

模态类型	飞行品质等级	参数要求
短周期模态	Level 1	$0.3 \leq \zeta < 2.0$
	Level 2	$0.2 \leq \zeta < 0.3$
	Level 3	$0.15 \leq \zeta < 0.2$
长周期模态	Level 1	$\zeta \geq 0.04$
	Level 2	$0.0 \leq \zeta < 0.04$
	Level 3	$\tau \geq 55 \text{ s}$
滚转模态	Level 1	$\tau \leq 1.4 \text{ s}$
	Level 2	$1.4 \text{ s} < \tau \leq 3.0 \text{ s}$
	Level 3	$3.0 \text{ s} < \tau \leq 10.0 \text{ s}$
荷兰滚模态	Level 1	$\zeta^* \omega_n \geq 0.15,$ $\zeta \geq 0.08, \omega_n \geq 0.4 \text{ rad/s}$
	Level 2	$0.05 \leq \zeta^* \omega_n < 0.15$ $\zeta \geq 0.02, \omega_n \geq 0.4 \text{ rad/s}$
	Level 3	$0.0 \leq \zeta^* \omega_n < 0.05,$ $\zeta \geq 0.0, \omega_n \geq 0.4 \text{ rad/s}$
螺旋模态	Level 1	$\tau \geq 20 \text{ s}$
	Level 2	$8 \text{ s} \leq \tau < 20 \text{ s}$
	Level 3	$4 \text{ s} \leq \tau < 8 \text{ s}$

化,并结合高保真度 CFD 求解器进行验算,确保最终设计的可靠性和精度。方法流程如图 10 所示。

在气动分析方面,本文采用带有边界层修正的欧拉方程求解器快速计算气动性能。在稳定性分析方面,基于小扰动理论构建飞行器的六自由度动力学模型,通过计算状态矩阵的特征值,提取模态的阻尼比 ζ 和无阻尼固有频率 ω_n 来评估飞行品质,并重点分析荷兰滚模态特性。

采用 NSGA-II 遗传优化算法进行同时考虑气动性能与动稳定性的双目标优化。初始种群通过几何参数化结合拉丁超立方采样 (Latin hypercube sampling, LHS) 方法生成。

值得注意的是,在优化过程中,带有边界层修正的欧拉方程求解器当平面形状发生较大变化时,可能导致出现边界层无法求解的问题,因此本文转而采用无黏欧拉方程对气动力进行求解,并以压差阻力系数 C_{Dp} 作为气动优化目标,开展后续优化计算。最终,在获得的 Pareto 解集中通过权衡分析,选取能够兼顾气动性能和动稳定性的 HWB 优化布局。为了进一步提高优化结果的可靠性和精度,本文对优化得到

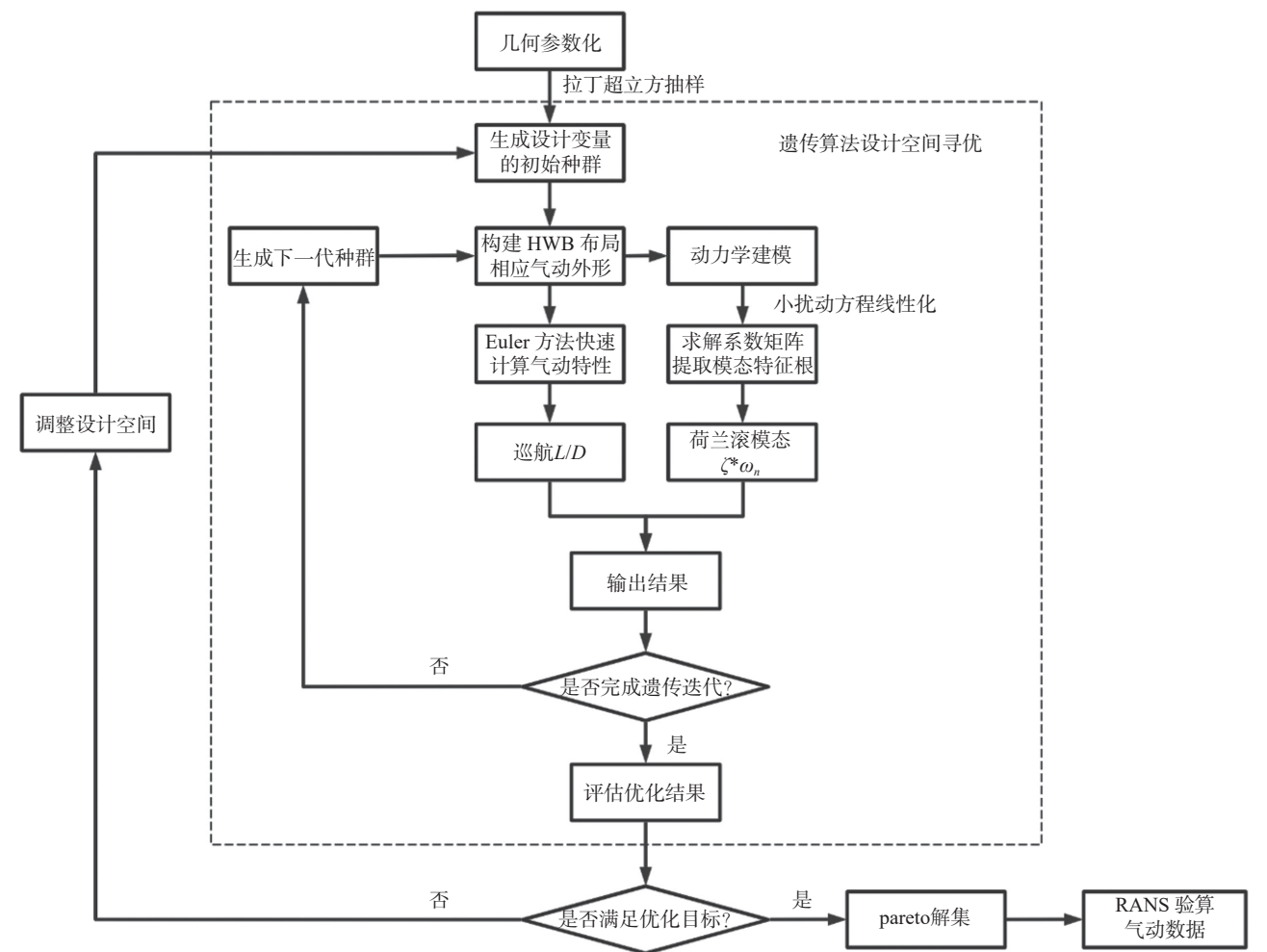


图 10 气动性能与稳定性优化流程

Fig. 10 Optimization process of aerodynamic performance and stability

的设计方案采用基于 RANS 方程的高保真度 CFD 求解器进行验算及精细化分析。

2.4 设计变量选取

为提升优化效率，本研究在设计变量的选取上遵循“以尽可能少的变量覆盖尽可能大的设计空间，同时对优化目标和约束条件产生更大影响”的原则。中央体作为 HWB 布局飞机货物载运的核心部位，需满足严格的几何约束条件，因此未将其几何参数纳入优化设计变量。同时，为减小遗传算法在优化过程中的搜索量，翼型扭转分布暂设为常量。

综合考虑优化运行时间、平台搭建难度以及优化设计复杂度等因素，最终选取 8 个设计变量：融合段前缘后掠角 A_1 、外翼段前缘后掠角 A_2 、kink 弦展向位置 b_2 、kink 弦长 c_3 、翼尖弦长 c_4 、外翼段下反角 Γ_1 、V 尾上反角 Γ_2 以及 V 尾翼根前缘点弦向安装位置 x 。这 8 个变量能够充分表征中央体以外部分的平面形状及尾翼的部分几何特性。

本文优化研究的设计空间如表 5 所示，各设计变

量的几何示意图如图 11 所示(标注为红色的参数即为设计变量)。

表 5 优化研究的设计空间				
Table 5 Design space for the optimization study				
参数	含义	下界	上界	常量
A_1	融合段前缘后掠角/(°)	51.00	57.00	—
A_2	外翼段前缘后掠角/(°)	25.00	35.00	—
b_1	融合段翼根展向位置/m	—	—	3.245
b_2	kink弦展向位置/m	6.480	7.920	—
b	翼展/m	—	—	43.934
c_1	中央体翼根弦长/m	—	—	23.000
c_2	融合段翼根弦长/m	—	—	18.964
c_3	kink弦长/m	5.211	6.369	—
c_4	翼尖弦长/m	1.600	2.180	—
Γ_1	主翼外段下反角/(°)	4.00	6.00	—
Γ_2	V型尾翼上反角/(°)	28.00	44.00	—
x	V型尾翼翼根前缘点弦向安装位置/m	24.00	25.00	—
θ_1	中央体翼根扭转角/(°)	—	—	-1.5
θ_2	融合段翼根扭转角/(°)	—	—	-1.0
θ_3	外翼段翼根扭转角/(°)	—	—	0
θ_4	外翼段翼尖扭转角/(°)	—	—	-3.3

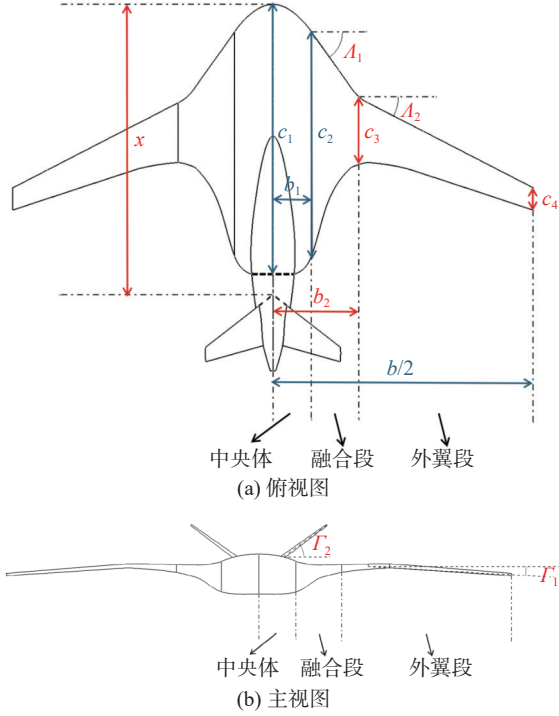


图 11 HWB 设计变量示意图

Fig. 11 Illustration of HWB design variables

3 气动布局优化结果与分析

3.1 HWB 气动性能优化问题数学描述

为优化 HWB 布局的气动性能,设计目标为在升力系数 $C_L = 0.3$ 的条件下,使巡航升阻比 $(L/D)_{\text{cruise}}$ 达到最大。

在优化过程中,由于带有边界层修正的欧拉方程求解器在平面形状发生较大变化时,可能出现边界层无法求解的问题,因此采用无黏欧拉方程对气动力进行求解,并以压差阻力系数 C_{Dp} 作为优化目标。考虑

到在高速构型下,黏性阻力系数 C_{Dv} 与浸润面积 S_{wet} 成正比关系,且在小迎角条件下基本保持不变。因此,优化目标可等效为在设计升力系数 $C_L = 0.3$ 以及保持 S_{wet} 不变的前提下,通过减小 C_{Dp} 来实现 $(L/D)_{\text{cruise}}$ 的最大化。

设置约束条件如下:

1) 在满足升力系数 $C_L = 0.3$ 的条件下,压差阻力系数 C_{Dp} 达到最小值;

2) 为确保升降舵在最大舵偏范围内能够实现纵向配平,俯仰力矩系数 C_m 的绝对值不超过 0.05;

3) 通过约束融合段以及外翼段的参考投影面积(等效梯形面积) S_{ref} 来间接控制浸润面积 S_{wet} , 避免因面积变化影响黏性阻力系数 C_{Dv} , 同时能够确保在同等翼载荷条件下(总体参数不变)对优化前后的平面布局参数进行对比分析。 S_{ref} 的具体计算公式为:

$$S_{\text{ref}} = (c_2 + c_3)(b_2 - b_1)/2 + (c_3 + c_4)(b/2 - b_2)/2 \quad (7)$$

优化问题的数学描述如下:

$$\text{Min} : C_{Dp}$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} C_L = 0.30 \\ |C_m| < 0.05 \\ S_{\text{ref}} = S_{\text{ref}0} \end{cases}$$

式中: C_{Dp} 为压差阻力系数; S_{ref} 和 $S_{\text{ref}0}$ 分别为优化构型和初始构型的融合段以及外翼段的参考投影面积。

3.2 优化流程搭建

基于几何参数化、欧拉方程结合附面层修正的快速 CFD 计算方法以及遗传优化算法,搭建 HWB 气动外形优化流程来快速寻找全局最优解,流程如图 12 所示。

在满足 3.1 节约束条件的情况下,最终以压差阻

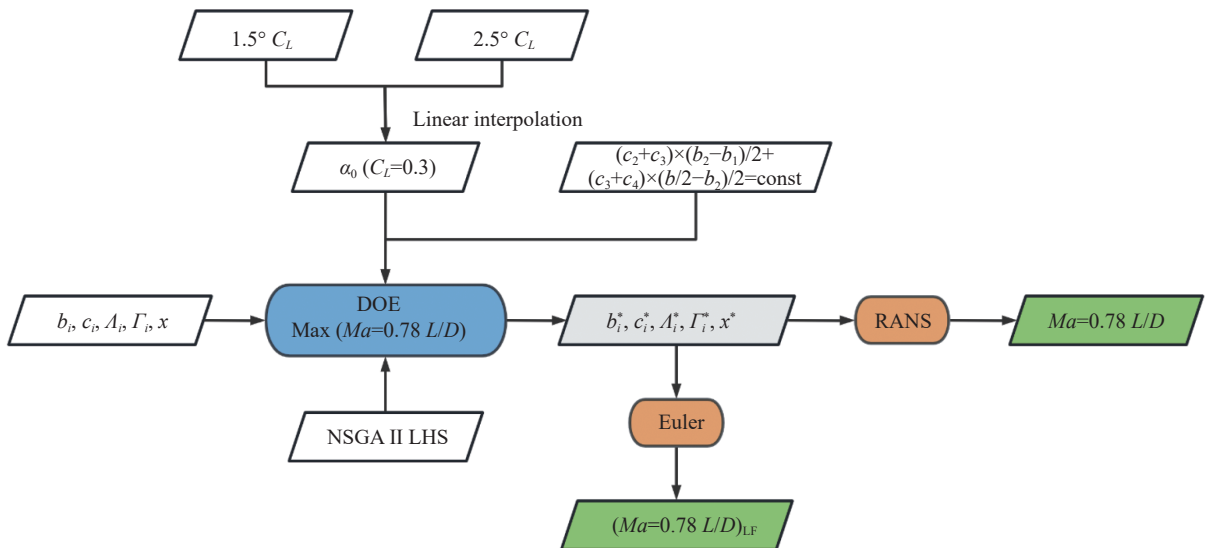


图 12 单目标优化流程框图

Fig. 12 Flowchart of single-objective optimization process

力系数 C_{Dp} 达到最小值作为优化目标函数。为实现全局优化, DOE 选择拉丁超立方抽样, 遗传算法选择 NSGA-II, 每代选取 50 个样本点, 遗传 30 代, 共 1500 个样本点, 最终筛选出满足约束条件的最优解。

3.3 单目标优化结果

遗传优化算法在寻优过程中的压差阻力系数 C_{Dp} 的收敛趋势如 图 13 所示, 共计 1500 个样本点 (图中压差阻力系数 C_{Dp} 为带有边界层修正的欧拉方程求解器的计算结果; 黄点表示超出约束范围的不合理样本点, 绿点表示可行的样本点。)

HWB-1(气动优化构型)与 HWB-0(初始构型)的几何外形对比如 图 14 所示, 主要参数对比如 表 6 所示。优化前后的 HWB 布局在几何外形上存在明显差异。通过带有边界层修正的欧拉方程求解器计算, 优

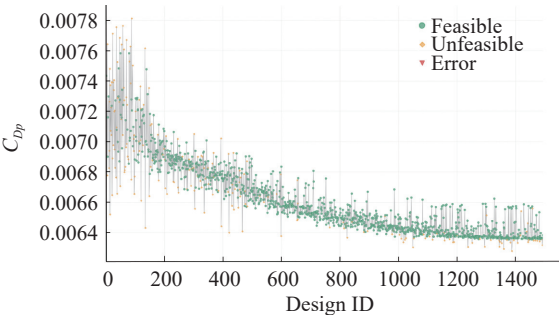


图 13 气动布局优化中的 C_{Dp} 的收敛趋势

Fig. 13 Convergence trend of C_{Dp} in aerodynamic layout optimization

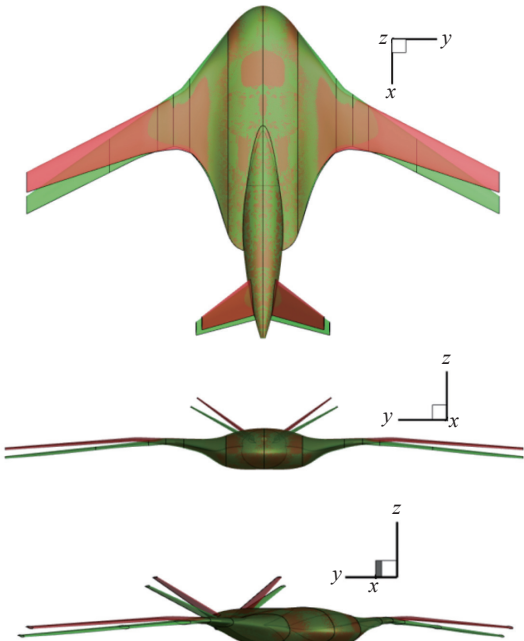


图 14 气动布局优化前后几何外形对比 (红色为 HWB-0, 绿色为 HWB-1)

Fig. 14 Geometric shape comparison before and after aerodynamic layout optimization (Red:HWB-0, Green: HWB-1)

表 6 HWB-1 与 HWB-0 参数对比		
Table 6 Parameter comparison between HWB-0 and HWB-1		
设计变量	HWB-0	HWB-1
$\Lambda_1/(^\circ)$	54.00	51.152
$\Lambda_2/(^\circ)$	27.00	34.918
b_2/m	7.200	7.573
c_3/m	5.790	5.650
c_4/m	1.89	1.631
$\Gamma_1/(^\circ)$	—	5.620
$\Gamma_2/(^\circ)$	36.00	28.914
x/m	24.365	24.849
约束条件	C_L	0.29992
	C_m	-0.03410
	$S_{\text{ref}}/\text{m}^2$	105.66
	$S_{\text{wet}}/\text{m}^2$	817.571
优化目标	C_{Dp}	0.00725
		0.00636

化后的压差阻力系数 C_{Dp} 降低至 0.00636。

通过 RANS 方法进行高保真度 CFD 气动力验算; 采用非结构混合网格, 计算采用雷诺平均求解 N-S 方程的方法, 耦合隐式求解, 湍流模型为 S-A 模型。采用半模计算, 网格量为 1700 万。

HWB-0 与 HWB-1 的气动性能对比如 表 7 所示, 两者的升阻比-升力系数曲线对比如 图 15 所示, 表面压力分布对比如 图 16 所示。在设计升力系数 $C_L=0.3$ 下, 相较于 HWB-0, HWB-1 的压差阻力系数 C_{Dp} 由 0.00862 降低至 0.00829, 减小 3.3counts, 约占原压差阻力系数的 3.83%, 巡航升阻比由 21.244 提升至 21.784, 提升效率约为 2.54%。

表 7 气动优化构型 RANS 方法验算结果		
Table 7 RANS validation results of the aerodynamic optimized configuration		
参数	HWB-0	HWB-1
α_{cruise}	2.046	2.328
C_L	0.3000	0.3000
C_D	0.01412	0.01377
C_{Dp}	0.00862	0.00829
C_{Dv}	0.00550	0.00548
C_m	-0.0354	-0.0439
$(L/D)_{\text{cruise}}$	21.244	21.784

4 综合气动性能和稳定性的 HWB 布局优化结果与分析

4.1 HWB 布局气动性能与稳定性优化问题数学描述

为了优化 HWB 布局的气动性能与稳定性, 优化目标为在保证升力系数 $C_L=0.3$ 的条件下, 使巡航升阻比 $(L/D)_{\text{cruise}}$ 达到最大; 同时为优化荷兰滚模态的响应特性, 使荷兰滚模态的阻尼比与无阻尼固有频率

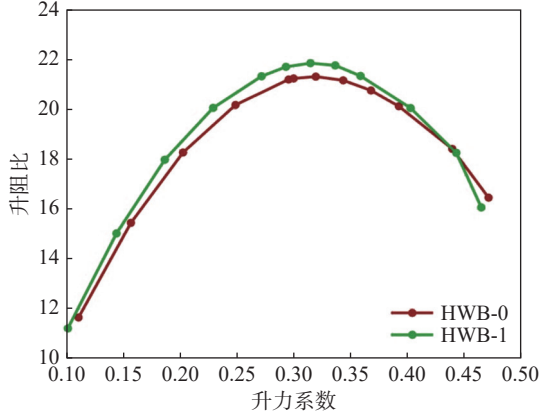


图 15 HWB-0 与 HWB-1 的升阻比-升力系数曲线
Fig. 15 L/D vs. C_L Curves of HWB-0 and HWB-1

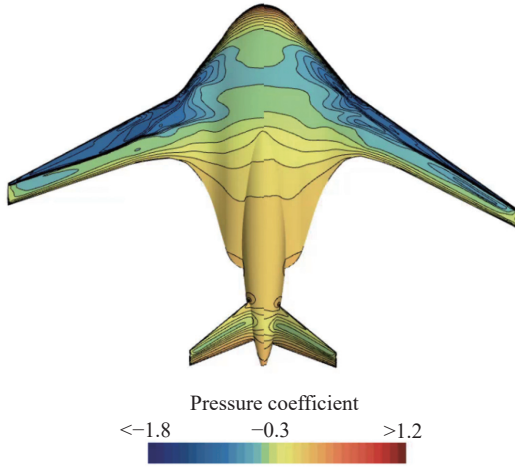


图 16 HWB-0 与 HWB-1 表面压力分布 (左: HWB-0;
右: HWB-1)

Fig. 16 Surface Pressure Distribution of HWB-0 and HWB-1
(Left: HWB-0; Right: HWB-1)

的乘积 $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$ 达到最大。

设置如下约束条件:

1) 在满足升力系数 $C_L = 0.3$ 的条件下, 压差阻力系数 C_{Dp} 达到最小值;

2) 为确保升降舵在最大舵偏范围内能够实现纵向配平, 俯仰力矩系数 C_m 的绝对值不超过 0.05;

3) 为保证良好的纵向动稳定性, 将短周期模式的飞行品质约束为一级: $0.3 \leq \zeta_s < 2.0$;

4) 通过约束融合段以及外翼段的参考投影面积 (等效梯形面积) S_{ref} 来间接控制浸润面积 S_{wet} , 避免因面积变化影响黏性阻力系数 C_{Dv} , 同时能够确保在同等翼载荷条件下 (总体参数不变) 对优化前后的平面布局参数进行对比分析。

优化问题的数学描述如下:

①Min : C_{Dp}

②Max : $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$

$$\text{s.t.} \left\{ \begin{array}{l} C_L = 0.30 \\ |C_m| < 0.05 \\ 0.3 \leq \zeta_s < 2.0 \\ S_{ref} = S_{ref0} \end{array} \right\}$$

式中: C_L 、 C_{Dp} 、 C_m 分别为升力系数、压差阻力系数、俯仰力矩系数; ζ_d 和 ζ_s 分别为荷兰滚模态和短周期模态的阻尼比, ω_{nd} 为荷兰滚模态的无阻尼固有频率; S_{ref} 和 S_{ref0} 分别为优化构型和初始构型的融合段以及外翼段的参考投影面积。

4.2 优化流程搭建

基于几何参数化、欧拉方程结合附面层修正的 CFD 计算方法以及遗传优化算法, 搭建 HWB 气动性能和稳定性优化流程来快速寻找兼顾升阻比和荷兰滚模态飞行品质的优化布局, 流程如图 17 所示。

在满足 4.1 节约束条件的情况下, 最终以压差阻力系数 C_{Dp} 达到最小值, 同时使荷兰滚模态的阻尼比

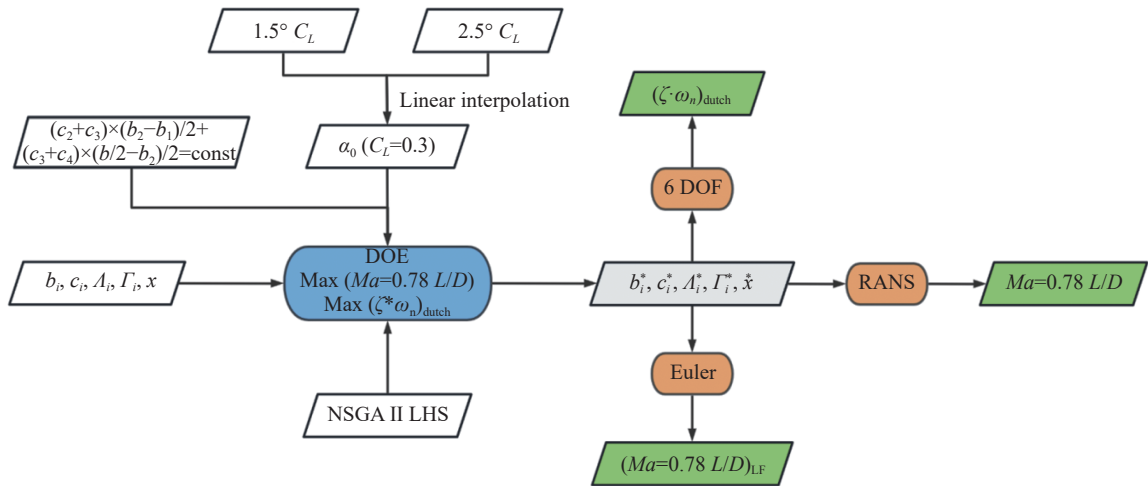


图 17 气动性能与稳定性优化流程框图

Fig. 17 Flowchart of Aerodynamic Performance and Stability Optimization Process

与无阻尼固有频率的乘积 $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$ 达到最大值作为优化目标。为实现全局优化, DOE 选择拉丁超立方抽样, 遗传算法选择 NSGA-II, 每代选取 50 个样本点, 遗传 30 代, 共 1500 个样本点, 最终在 Pareto 解集中权衡选取兼顾气动性能和稳定性的优化布局。

4.3 气动性能与稳定性优化结果

气动性能与稳定性优化过程解以及 Pareto 解集如图 18 所示(图中压差阻力系数 C_{Dp} 为带有边界层修正的欧拉方程求解器的计算结果; 黄点表示超出约束范围的不合理样本点, 绿点表示可行的样本点。)

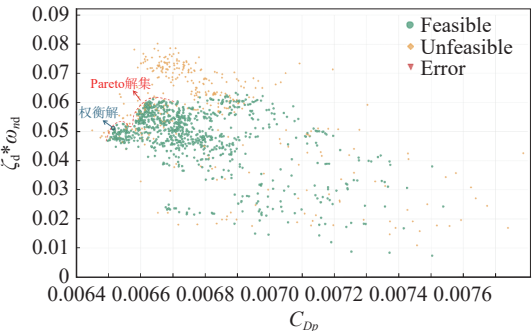


图 18 气动性能和稳定性优化过程解和 Pareto 解集
Fig. 18 Solutions and Pareto Front of Aerodynamic Performance and Stability Optimization Process

HWB-1(气动优化构型)、HWB-2(考虑气动性能和稳定性的双目标优化构型)与 HWB-0(初始构型)的几何外形对比如图 19 所示, 主要参数对比如表 8 所示。优化前后的 HWB 布局在几何外形上存在明显差异。通过带有边界层修正的欧拉方程求解器计算, 优化后的压差阻力系数 C_{Dp} 降低至 0.00651。

通过 RANS 方法进行高保真度 CFD 气动力验算; 采用非结构混合网格, 雷诺平均求解 N-S 方程的方法, 耦合隐式求解, 湍流模型为 S-A 模型。采用半模计算, 网格量为 1700 万。

HWB-0 与 HWB-2 的气动性能对比如表 9 所示, 升阻比-升力系数曲线对比如图 20 所示, 表面压力分布对比如图 21 所示。在设计升力系数 $C_L = 0.3$ 下, 相较于 HWB-0, HWB-2 的压差阻力系数 C_{Dp} 由 0.00862 降低至 0.00651, 减小 2.1counts, 约占原压差阻力系数的 2.44%, 巡航升阻比由 21.244 提升至 21.609, 提升效率约为 1.72%。

根据 FAA 适航标准 FAR 25.335(c), 大型运输类飞机在设计巡航条件下应具有足够的抖振裕度, 其抖振发生速度应高于设计巡航速度的规定比例。该速度裕度要求在工程实践中通常可等效换算为: 抖振发生时的升力系数应不小于设计升力系数的约 1.3 倍。

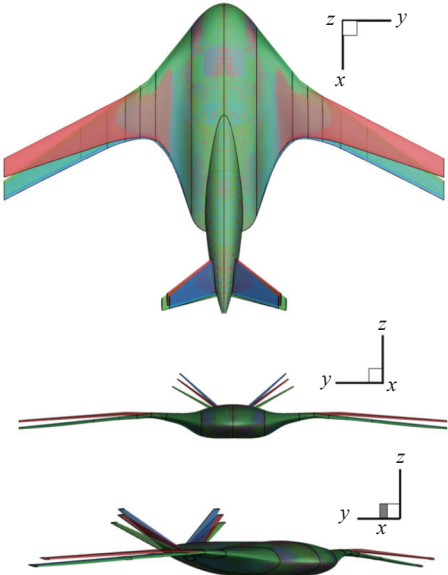


图 19 优化前后几何外形对比
(红色为 HWB-0, 绿色为 HWB-1, 蓝色为 HWB-2)
Fig. 19 Geometric shape comparison before and after optimization(Red: HWB-0, Green: HWB-1, Blue: HWB-2)

表 8 HWB-2 与 HWB-0 参数对比
Table 8 Comparison of parameters between HWB-2 and HWB-0

设计变量	HWB-0	HWB-2
Λ_1	54.00°	52.415°
Λ_2	27.00°	34.994°
b_2	7.200 m	7.641 m
c_3	5.790 m	5.607 m
c_4	1.89m	1.605 m
Γ_1	—	5.453°
Γ_2	36.00°	41.831°
x	24.365 m	24.674 m
约束条件	C_L	0.29992
	C_m	-0.03410
	ζ_s	0.5585
	S_{ref}	105.66 m ²
优化目标	S_{wet}	817.571 m ²
	C_{Dp}	0.00725
	$\zeta_d \cdot \omega_{nd}$	0.02633
		0.05117

表 9 气动性能与稳定性优化构型 RANS 方法验算结果
Table 9 RANS validation results of aerodynamic performance and stability optimization configuration

参数	HWB-0	HWB-2
α_{cruise}	2.046	2.390
C_L	0.3000	0.3000
C_D	0.01412	0.01388
C_{Dp}	0.00862	0.00651
C_{Dv}	0.00550	0.00547
C_m	-0.0354	-0.0459
$(L/D)_{cruise}$	21.244	21.609

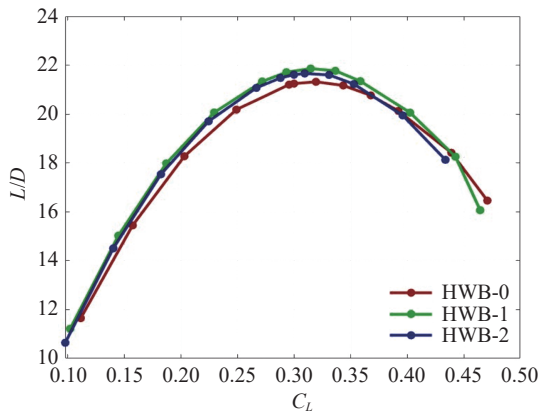


图 20 初始与优化构型的升阻比-升力系数曲线

Fig. 20 L/D vs. C_L curve for initial and optimized configurations

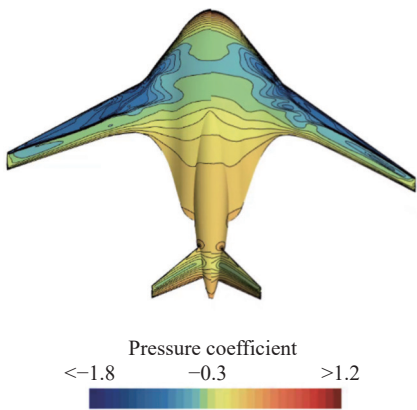


图 21 HWB-0 与 HWB-2 表面压力分布 (左: HWB-0; 右: HWB-2)

Fig. 21 Surface pressure distribution of HWB-0 and HWB-2 (Left: HWB-0; Right: HWB-2)

即设计升力系数 $C_L = 0.3$ 对应的抖振边界升力系数上限 $C_{L,max} = 0.39$ 。因此,从工程应用角度来看,该飞机的主要工作升力系数范围实际处于 $C_L \leq 0.39$,优化范围能够覆盖主要的工程需求。根据图 20 所示的升阻比-升力系数曲线,HWB-2 的升阻比在 $C_L =$

0.45 附近有下降趋势,表明在较高升力系数下的优化效果受到一定限制,但由于该区域超出飞机的主要工作升力系数范围,实际上对工程应用的影响较小。

参照 MIL-F-8785C 飞行品质规范(B 类飞行阶段, CLASS-III 类飞机),HWB-0(初始构型)、HWB-1(气动优化构型)与 HWB-2(气动性能与稳定性优化构型)的纵向和横航向动稳定模态参数如表 10 所示,荷兰滚模态时域响应图如图 22 所示。

通过气动性能与稳定性优化,HWB-2 的动稳定性得到了显著改善,尤其是荷兰滚模态特性。荷兰滚模态的无阻尼固有频率 ω_{nd} 和阻尼比 ζ_d 均有明显提升,其阻尼比与固有频率乘积 $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$ 从初始构型的 0.02633 提高至 0.05117,飞行品质由 MIL-F-8785C 规范的三级提升至二级,振荡衰减效果显著增强。从图 22 荷兰滚模态的时域响应图中可以看出,HWB-2 的模态振荡幅度显著减小,衰减速度明显加快,展现出更优异的横航向动稳定性。优化后的构型在荷兰滚模态振荡过程中更快趋于平稳,表明其抗扰动恢复能力显著增强。

此外,HWB-2 的其他动稳定性模态也有一定的改善。具体而言,长周期模态的阻尼比 ζ 从 0.0045 提高到 0.0204,尽管飞行品质仍为二级,但模态稳定性有所增强。螺旋模态的时间常数 τ 从初始构型的 312.79 提高到 430.74,进一步提升了横航向的稳定性能。

对于 HWB-1,表 10 显示,其荷兰滚模态特性相较于初始构型出现恶化,阻尼比与固有频率均有所下降,其乘积 $\zeta_d \cdot \omega_{nd}$ 从初始构型的 0.02633 降低至 0.01873,飞行品质仍维持在三级,振荡衰减性能有所下降。而对于其他动稳定性模态(如短周期模态、长周期模态和螺旋模态),HWB-1 的性能变化较小。短周期模态

表 10 动稳定模态特性参数
Table 10 Dynamic stability modal characteristics parameters

		HWB-0	HWB-1	HWB-2
短周期模态	ζ	0.5585	0.5481	0.5073
	飞行品质	Level 1	Level 1	Level 1
长周期模态	ζ	0.0045	0.0057	0.0204
	飞行品质	Level 2	Level 2	Level 2
滚转模态	τ	0.267	0.296	0.201
	飞行品质	Level 1	Level 1	Level 1
荷兰滚模态	$\zeta^* \omega_n$	0.02633	0.01873	0.05117
	ζ	0.03547	0.03145	0.04182
	ω_n	0.74246	0.59541	1.22374
	飞行品质	Level 3	Level 3	Level 2
螺旋模态	τ	312.79	343.48	430.74
	飞行品质	Level 1	Level 1	Level 1

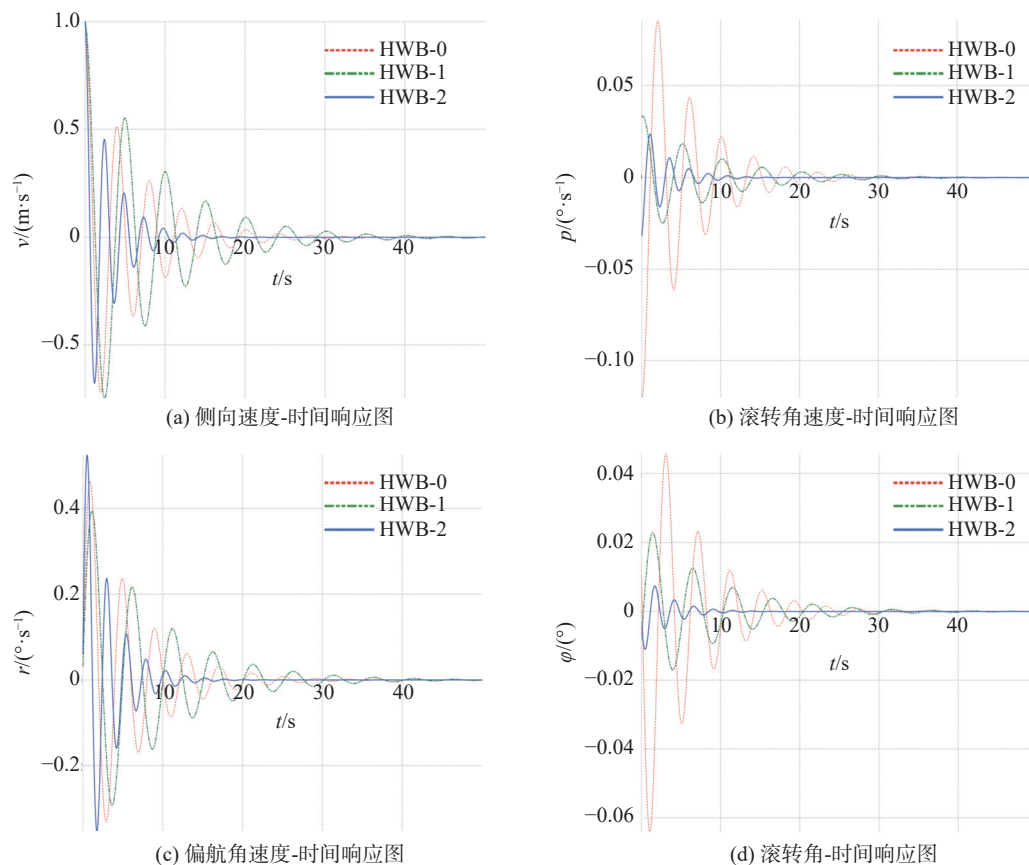


图 22 荷兰滚模态时域响应图

Fig. 22 Dutch roll mode time-domain response graph

和长周期模态的飞行品质分别保持在一级和二级水平,螺旋模态的时间常数 τ 从 312.79 略微增加至 343.48,整体变化有限。

综上所述,考虑气动性能与稳定性的双目标优化显著改善了 HWB 布局飞机的荷兰滚模态特性,并对其他动稳定性模态产生了一定的积极影响,整体动稳定性表现优异;相比之下,仅考虑气动性能的单目标优化方案导致其荷兰滚模态的性能有所下降,对其他模态的稳定性影响较小。

5 结 论

本文针对混合翼身融合(HWB)布局货机,研究了其气动性能与动稳定性的优化问题,主要结论如下:

1) 在气动优化设计方法上,本文提出了带有边界修正的欧拉方程快速气动特性分析与高保真度 RANS 求解器相结合的气动优化设计方法。基于欧拉方程的优化方法在小迎角范围($\alpha \leq 3.5^\circ$)内,能够在保证较高精度的同时显著降低计算成本;然而,对于大迎角范围的设计与优化,欧拉方程的精度有所下降,则需依赖高保真度 CFD 以保证精度。

2) 纯气动性能优化下,高保真度 CFD 求解器验

算结果表明,在保持设计升力系数 $C_L = 0.3$ 以及其他设计约束的前提下,气动优化构型的总阻力系数减少了约 3.5 counts,巡航升阻比由 21.244 提升至 21.784,提升效率约为 2.54%。

3) 同时考虑气动性能与动稳定性的优化设计中,总阻力系数减少了 2.4 counts,巡航升阻比提高至 21.609,提升效率约为 1.72%。尽管在 $C_L = 0.45$ 附近的升阻比有所下降,但从工程应用角度来看,该飞机的主要工作升力系数范围实际为 $C_L \leq 0.39$,优化范围已覆盖主要的工程需求。

4) 本文搭建了同时考虑巡航升阻比与动稳定模态特性的双目标优化框架,通过优化后掠角、上反角和弦长分布等设计参数,显著改善荷兰滚模态的阻尼比与振荡衰减速率,使阻尼比 ζ_d 与无阻尼固有频率 ω_{nd} 的乘积由 0.02633 提升至 0.05117,飞行品质由 MIL-F-8785C 规范的三级提升至二级,间接改善了整体横航向稳定性。

尽管优化方法取得了一定成效,但当前的优化主要集中于布局设计阶段,且设计空间探索的自由度仍有提升空间,HWB 布局几何外形尚存在进一步优化的潜力,尤其是在尾翼和后机身部分。尾翼优化主要

体现在进一步改善操稳特性,而后机身则具有通过减小表面摩擦阻力和优化流线型设计降低阻力的潜力。此外,未考虑的控制面设计对飞行性能的影响同样需要进一步研究,以保证优化结果更贴近实际工程应用需求。未来研究应结合更广泛的设计变量范围、更精细的设计方法以及多学科优化策略,充分挖掘HWB布局的潜力,为非常规布局飞机的工程应用提供更加系统的优化设计方法和理论指导。

参 考 文 献:

- [1] 孙玉凯, 王元元, 程文渊, 等. 民机翼身融合布局发展分析与展望[J]. 航空科学技术, 2023, 34(7): 1–12.
Sun Yukai, Wang Yuanyuan, Cheng Wenyuan, et al. Analysis and prospect of blended-wing-body configuration technology development of civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(7): 1–12 (in Chinese).
doi: [10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.001](https://doi.org/10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.001)
- [2] 刘立桢. 新型战略运输机总体设计与优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
Liu Lizhen. Conceptual design and optimization for next generation strategic transport aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021 (in Chinese).
- [3] Nickol C, McCullers L. Hybrid wing body configuration system studies[C]//Proc of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. AIAA, 2009: AIAA 2009-931.
doi: [10.2514/6.2009-931](https://doi.org/10.2514/6.2009-931)
- [4] CLEAN SKY. Clean Sky 2 joint undertaking development plan[EB/OL]. <https://www.clean-aviation.eu/sites/default/files/2024-03/Clean-Sky-2-Development-Plan-2023.pdf>
- [5] Bonet J T, Schellenger H G, Rawdon B K, et al. Environmentally Responsible Aviation (ERA) Project N+2 advanced vehicle concepts study and conceptual design of Subscale Test Vehicle (STV): CR-2011-216519[R]. Edwards: Dryden Flight Research Center, 2011.
- [6] Liebeck R. Design of the blended-wing-body subsonic transport[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA. AIAA, 2002: AIAA 2002-2.
doi: [10.2514/6.2002-2](https://doi.org/10.2514/6.2002-2)
- [7] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10–25.
doi: [10.2514/1.9084](https://doi.org/10.2514/1.9084)
- [8] Yang S L, Page M, Smetak E J. Achievement of NASA new aviation horizons N+2 goals with a blended-wing-body X-plane designed for the regional jet and single-aisle jet markets[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. AIAA, 2018: AIAA 2018-0521.
doi: [10.2514/6.2018-0521](https://doi.org/10.2514/6.2018-0521)
- [9] Mody P, Sato S, Hall D, et al. Conceptual design of an N+3 hybrid wing body subsonic transport[C]//28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois. AIAA, 2010: AIAA 2010-4812.
doi: [10.2514/6.2010-4812](https://doi.org/10.2514/6.2010-4812)
- [10] Wells D, Olson E. Hybrid wing body planform design with vehicle sketch pad[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. AIAA, 2011: AIAA 2011-360.
doi: [10.2514/6.2011-360](https://doi.org/10.2514/6.2011-360)
- [11] Laughlin T, Corman J, Mavris D. A parametric and physics-based approach to structural weight estimation of the hybrid wing body aircraft[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas. AIAA, 2013: AIAA 2013-1082.
doi: [10.2514/6.2013-1082](https://doi.org/10.2514/6.2013-1082)
- [12] Liou M F, Gronstal D, Kim H J, et al. Aerodynamic design of the hybrid wing body with nacelle: N3-X propulsion-airframe configuration[C]//34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Washington, D C. AIAA, 2016: AIAA 2016-3875.
doi: [10.2514/6.2016-3875](https://doi.org/10.2514/6.2016-3875)
- [13] Wick A T, Hooker J R, Walker J, et al. Hybrid wing body performance validation at the national transonic facility[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas. AIAA, 2017: AIAA 2017-0099.
doi: [10.2514/6.2017-0099](https://doi.org/10.2514/6.2017-0099)
- [14] 刘晓静, 吴江浩, 张曙光. 250座级翼身融合布局客机气动设计与优化[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(1): 78–84.
Liu Xiaojing, Wu Jianghao, Zhang Shuguang. Aerodynamic design and optimization of the blended wing body aircraft for 250 passengers[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(1): 78–84 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.0258-1825.2011.01.013](https://doi.org/10.3969/j.issn.0258-1825.2011.01.013)
- [15] 夏明, 袁昌运, 巩文秀, 等. 鸭翼对 BWB 飞机低速纵向气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(5): 1004–1010.
Xia Ming, Yuan Changyun, Gong Wenxiu, et al. Low-speed longitudinal aerodynamic influence of canard on BWB aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 1004–1010 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0004](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0004)
- [16] 田瑞, 王海燕, 聂小华, 等. 基于 PRSEUS 构型翼身融合机体结构多学科优化设计方法与应用[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(5): 818–827.
Tian Rui, Wang Haiyan, Nie Xiaohua, et al. Multi-disciplinary optimization design method and application of BWB fuselage structure based on PRSEUS configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(5): 818–827 (in Chinese).
doi: [10.1051/jnwpu/20244250818](https://doi.org/10.1051/jnwpu/20244250818)
- [17] 何萌, 张刘, 姜裕标, 等. 翼身融合布局上表面吹气技术增升研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(1): 269–284.
He Meng, Zhang Liu, Jiang Yubiao, et al. Lift enhancement study for upper surface blowing technology of blended wing-body layout aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(1): 269–284 (in Chinese).
doi: [10.13224/j.cnki.jasp.20220882](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220882)
- [18] 闫万方, 吴江浩, 张艳来. 分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1055–1065.
Yan Wanfang, Wu Jianghao, Zhang Yanlai. Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1055–1065 (in Chinese).
doi: [10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0390](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0390)
- [19] 邱奥祥, 桑为民, 张桐, 等. 翼身融合布局飞机分布式推进边界层吸入效应影响研究[J]. 力学学报, 2024, 56(8): 2448–2467.
Qiu Aoxiang, Sang Weimin, Zhang Tong, et al. Research on the effect of boundary layer ingestion of blended-wing-body aircraft with distributed propulsion[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2024, 56(8): 2448–2467 (in Chinese).
doi: [10.6052/0459-1879-23-552](https://doi.org/10.6052/0459-1879-23-552)
- [20] 阮远, 张恒, 罗奔, 等. 翼身混合布局水陆两栖飞机机翼气动设计[J]. 航空工程进展, 2025, 16(5): 69–78.
Ruan Yuan, Zhang Heng, Luo Ben, et al. Wing aerodynamic design of amphibious aircraft with hybrid-wing-body configuration[J]. Advances

- in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(5): 69–78 (in Chinese).
doi: [10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.05.07](https://doi.org/10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.05.07)
- [21] 王延灵, 冯帅, 卜忱, 等. 基于虚拟飞行的混合翼身融合布局操纵特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(9): 2337–2344.
Wang Yanling, Feng Shuai, Bu Chen, et al. Stability characteristics of hybrid wing-body aircraft based on virtual flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(9): 2337–2344 (in Chinese).
doi: [10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0684](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0684)
- [22] 索欣诗. 翼身融合布局大型客机总体方案综合分析评价与优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
Suo Xinshi. Integrated analysis, evaluation and optimization in conceptual design of blended wing body commercial aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017 (in Chinese).
- [23] 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): 623042.
Chai Xiao, Chen Yingchun, Tan Zhaoguang, et al. Analysis and optimization of overall parameters for blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623042 (in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2019.23042](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2019.23042)
- [24] 余刚. 翼身融合布局优化设计及飞发一体化研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
- Yu Gang. Blended wing body optimization design and aerodynamic performance analysis with nacelle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020 (in Chinese).
doi: [10.27406/d.cnki.gxbgu.2020.000360](https://doi.org/10.27406/d.cnki.gxbgu.2020.000360)
- [25] 张曙光, 陆艳辉, 巩磊, 等. 250 座级翼身融合无尾布局客机操纵特性设计研究[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1761–1769.
Zhang Shuguang, Lu Yanhui, Gong Lei, et al. Research on design of stability and control of a 250-seat tailless blended-wing-body civil transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1761–1769 (in Chinese).
doi: [CNKI:11-1929/V.20110712.0905.003](https://doi.org/CNKI:11-1929/V.20110712.0905.003)
- [26] 王雨桐, 蓝庆生, 周铸, 等. 可变弯度翼身融合布局气动特性分析与设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(4): 1292–1307.
Wang Yutong, Lan Qingsheng, Zhou Zhu, et al. Design and aerodynamic analysis of blended wing body with variable camber technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(4): 1292–1307 (in Chinese).
doi: [10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0493](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0493)
- [27] Goetzendorf-Grabowski T. Flight dynamics of unconventional configurations[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2023, 137: 100885.
doi: [10.1016/j.paerosci.2023.100885](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2023.100885)
- [28] U. S. Department of Defense. Flying qualities of piloted airplanes: MIL-F-8785C (1980) [S]. 1980.

(本文责编: 徐燕)