

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-10

翼身混合布局水陆两栖飞机机翼气动设计

阮远¹, 张恒³, 罗奔², 董松文¹, 黄龙太²

(1. 中国特种飞行器研究所 前沿创新部, 荆门 431800)

(2. 中国特种飞行器研究所 总体气动研究室, 荆门 431800)

(3. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘要: 翼身混合布局飞行器巡航效率高、装载空间大、结构效率高且具有纵向操稳特性。翼身混合布局的中央体和内翼段相对传统布局占比较大, 为先进船体设计提供了足够的优化空间。针对一种基于翼身混合布局的大型水陆两栖飞机翼身组合体开展研究, 结合起降阶段升力特性和失速特性的综合需求完成高升力机翼气动特性设计。结果表明: 基于翼型失速点的延拓及升力非线性梯次的设置, 翼身混合布局翼身组合体构型失速迎角达到 20° , 最大升力系数达到2.0, 翼根与翼梢之间具备合理的失速分离顺序及和缓的后缘分离形态特征, 有效保证了起降阶段气动安全性。

关键词: 翼身混合布局; 水陆两栖飞机; 机翼气动设计; 高升力特性设计; 失速特性设计

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Wing aerodynamic design of amphibious aircraft with hybrid-wing-body configuration

RUAN Yuan¹, ZHANG Heng³, LUO Ben², DONG Songwen¹, HUANG Longtai²

(1. Department of Frontier Innovation, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 431800, China)

(2. General and Aerodynamic Department, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 431800, China)

(3. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The hybrid-wing-body (HWB) configuration is characterized with high cruising efficiency, large loading space, high structural efficiency and enough longitudinal stability. Compared with traditional configuration, the proportion of central body and inner wing section is larger, which provide sufficient optimization space for advanced ship-body design. Aimed to a wing-body configuration for a large amphibious aircraft based on the HWB concept, the aerodynamic performance design of high lift wings according to the requirements of lift and stall performance during takeoff and landing stages was carried out. The analysis results show that with the extension of stall point and the arrangement of nonlinear lift of airfoils, the stall angle of wing-body combination based on HWB configuration reaches 20° , while the maximum lift coefficient reaches 2.0. A reasonable stall-separation sequence between the root and tip of wing effectively and a gentle trailing-edge separation pattern are both realized, which ensures the aerodynamic safety during takeoff and landing.

Key words: hybrid-wing-body configuration; amphibious aircraft; wing aerodynamic design; lift performance design; stall performance design

收稿日期: 2024-03-28; 修回日期: 2024-07-05

基金项目: 民机科研项目(MJZ5-***)

通信作者: 阮远(1992-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: ruanyuan07@163.com

引用格式: 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, XXXX, XX(X): 1-10.

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, XXXX, XX(X): 1-10. (in Chinese)

0 引言

水陆两栖飞机是在水上飞机的基础上发展而来的既能在水面起降,又能在陆地上起降的固定翼飞机,其设计不仅要满足气动特性要求,还要兼顾水动特性。高适海、高效率、大装载是水陆两栖飞机气动布局设计的重要发展方向。近年来,已有研究表明,采用BWB(Blended Wing Body)布局或HWB(Hybrid Wing Body)布局的飞行器相比于传统构型飞行器能够提供更高的气动效率、更大的装载量和更远的航程^[1-3]。采用高置平尾的HWB布局有望满足水陆两栖飞机的任务需求,为下一代水陆两栖飞机提供了可供参考借鉴的布局方案。

HWB布局是BWB布局的改进和发展,是BWB走向实际应用过程中综合设计的产物。BWB布局是以提高综合性能为目标,在保留传统布局机身和机翼基本功能的前提下,通过高度融合设计提升气动性能,实现减阻减重、全面提升综合性能的布局形式。BWB布局具有明显的机身轮廓,出于全面提升综合性能的需要,往往增加垂尾或兼顾垂尾功能的翼梢小翼。HWB布局相比于BWB布局,中央机体更长、机翼—机身的融合过渡更快、机身宽度减小、机身轮廓更加明显^[4]。相比于传统布局,HWB布局翼身组合整体构成升力面,显著增加了其可用升力;其浸湿面积减小,使干扰阻力和摩擦阻力大幅降低,从而具有较高的气动效率^[5]。HWB布局对于水陆两栖飞机而言,其中央体和内翼段比例更大,为先进低水阻、高抗浪的船体设计(例如双船体乃至多船体)提供了充足的与机身融合及优化的空间;其加长的中央机体拓展了纵向配平与操纵能力,再结合其高效的气动效率可以满足海上短距起降使用需求,进一步提高水陆两栖飞机适海性;此外,HWB布局有效装载空间大、结构效率高,可以全面提升水陆两栖飞机的载重能力。

从20世纪40年代开始,诺斯罗普公司设计了世界首架翼身融合飞行器N1-M以及N9-M、XB-45、YB-49等多种翼身融合飞行器,为翼身融合布局飞机的研究发展奠定了基础^[6]。20世纪80—90年代,NASA、MIT、麦道公司、空客公司等也相继

开展了翼身融合布局气动、重量以及多学科优化设计等研究^[7-10]。鉴于翼身融合布局气动特性的高度敏感性,翼型及机翼气动力设计的难度相对传统布局更大。考虑分区域翼型设计的理念,Li-bech^[11]在BWB-450飞机上采用后缘反弯的LW109A翼型作为其中央体区的基准翼型以提供抬头力矩。SAX-29和SAX-40静音客机内翼段采用了升力系数较小的前加载翼型,使升力主要集中于前缘部分,提供了抬头力矩^[12]。张彬乾等^[13]对翼身融合布局内外翼段翼型进行了气动/隐身多学科设计。

现有研究主要将翼身融合布局应用于跨声速陆基飞机,重点针对巡航效率提升开展设计分析研究,对机翼高升力特性的考虑相对较少。而对于水陆两栖飞机而言,机翼气动力设计的核心出发点是良好的升力特性。高升力机翼能够缩短水陆两栖飞机水面滑行距离,减少与波浪遭遇的次数,从而提高起降安全性和适海能力^[14-16]。但是,较高的升力特性与和缓的失速特性之间通常存在矛盾,传统高升力机翼可能在失速点附近触发全翼展大范围分离,进而导致断崖失速现象,严重威胁飞行安全,需要基于翼型失速梯次的合理配置,形成升力特性与失速特性两者兼顾的设计方案。

由于翼身融合布局气动特性对分离特性较为敏感,内外翼翼型失速迎角梯次配置过于悬殊,反而会导致临界迎角附近产生较为严重的内翼全局分离现象,不仅制约最大升力系数量值,还影响全机操稳安全。需要从翼型升力非线性的角度开展更为精细的失速梯次设计,从而生成更为和缓且稳定的分离形态。

本文提出一种基于HWB布局的大型水陆两栖飞机布局概念,在此基础上考虑起降工况高升力需求,从升力非线性梯次角度出发,针对外翼段翼型/机翼进行综合设计,给出具备良好升力特性和失速形态的机翼气动设计方案。

1 机翼基本气动力设计

1.1 机翼气动布局设计

机翼气动力设计的出发点是翼载选取。选择翼载主要考虑失速速度、起降特性、航程航时、结

构重量等,按各类用途要求有所侧重。对于本文研究的水陆两栖飞机而言,需要具备五级海况下的抗浪能力,根据给定的起飞速度 V_{TO} 和起飞升力 C_{LTO} 指标需求,通过式(1)并参考同等重量级运输类飞机翼载值(如表1所示),本文的翼载(W/S)选取 370 kg/m^2 。根据式(2),翼载和给定的起飞质量指标要求 W 可以确定机翼面积 S 。

表1 相关运输类飞机总体参数^[17]
Table 1 Parameters of related transport aircraft^[17]

型号 Type	W_{\max}/kg	$V/(\text{km}\cdot\text{h}^{-1})$	S_w/m^2	$(W/S)/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	A
A-40	80 000	720	200	430	8.66
A400M	116 000	850	221.5	524	—
AN-12	61 000	670	121.7	501	—
C-130J	70 310	660	162.12	433	—
PS-1	43 000	426	135.8	316.64	8.09
PM5-2	38 555	—	130.6	295.21	9.93
US-2	43 000	470	135.8	316.64	8.09
Y-8	61 000	550	121.86	500.57	11.85

$$\frac{W}{S} = \frac{V_{TO}^2 \rho C_{LTO}}{2} \quad (1)$$

$$S = W / \left(\frac{W}{S} \right) \quad (2)$$

针对翼身融合布局水面飞行器飞行速度低、需要水面起降等特性,机翼设计的主要牵引是低速性能。参考巡航速度在 $0.5Ma$ 左右的涡桨动力运输机,通过调整机翼前缘后掠角 Δ_A 、机翼扭转角 τ_w 等设计参数,形成可适应水面飞行器飞行工况、且能良好利用翼身融合布局特性的气动布局形式。

为避开水浪喷溅对发动机进气道、螺旋桨、襟翼等部件的冲击,采用上单翼布局,以增加下翼面及发动机与水面的相对高度。为改善机翼根部受载,使升力近似于椭圆分布,同时提高结构效率,减轻结构重量,采用大展弦比梯形组合式机翼,即机翼由矩形中央翼和梯形外翼组成。外翼平面形状采用水陆两栖飞机常见的大展弦比梯形平直翼,通过光滑过渡设计从机身(宽度 b_F)到外翼间区域的翼身融合段,机翼平面形状(半模)如图1所示。

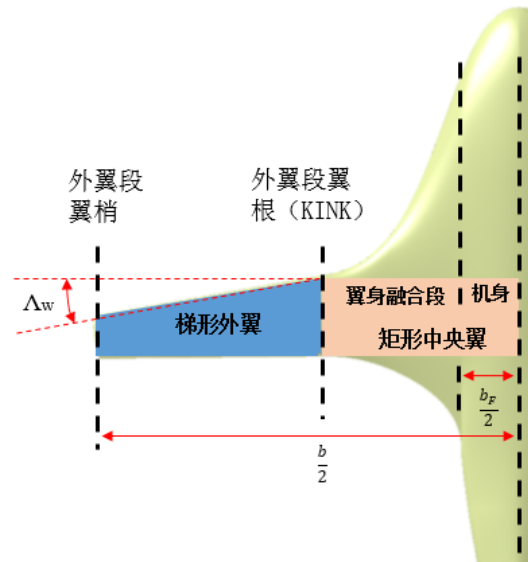


图1 机翼平面形状(半模)
Fig. 1 Layout of wing(half model)

对于中低速飞机,为提高升阻比、减小升致阻力,大多采用大展弦比机翼。但是,对于大展弦比机翼,随着展长的增大,也会在气动弹性、结构重量、强度刚度等方面带来不利影响;综合考虑,根据表1统计数据,选定本文水陆两栖飞机机翼的展弦比 $A=10.76$,根据机翼平面参数中展弦比的定义^[18](3)计算展长 b 及平均气动弦长 c_A 。

$$A = \frac{b}{c_A} = \frac{b^2}{S} \quad (3)$$

机翼平面参数如表2所示。

表2 机翼平面参数
Table 2 Parameters of wing

参数	数值	参数	数值
机翼面积 S/m^2	162m^2	前缘后掠角 Δ_A	10°
翼展 b/m	42m	展弦比 A	10.76
平均气动弦长 c_A/m	3.9m	力矩参考点	$25\%c_A$

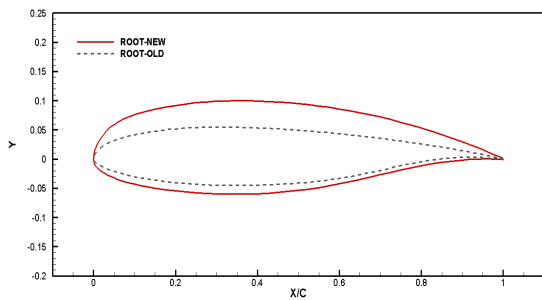
1.2 翼型选取及改进设计

为适应水陆两栖飞机设计要求,HWB布局翼型选取与设计应当遵循:1) 具有较高的最大升力系数;2) 外翼翼型的失速迎角与最大升力系数不小于内翼翼型;3) 爬升和巡航阻力系数应尽量小、升阻比应较大等原则。

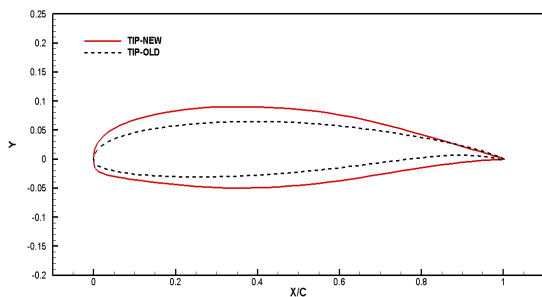
对于本文涉及的HWB布局而言,较好的机翼失速特性应当保证翼根位置在较大迎角下始发分离,且分离流动影响区域随迎角增加从翼根逐渐

向翼梢发展,以保证失速临界迎角附近良好的纵向安定性及副翼控制效率。由于KINK内侧当地翼面后掠角及弦长均较大,较难触发当地分离流动,因此全机失速特性主要由KINK位置翼型及翼梢翼型进行控制。

首先参考国外相关HWB布局控制翼型剖面,针对外翼段选取初始根、梢部翼型,初始翼型厚度及弯度均较小,虽然具备一定超临界翼型特征,能够保证良好的高速特性,但低速性能相对较差,并不适用于现有水面飞行器飞行工况。因此,本文参考典型低速高升力翼型设计思路及厚度/弯度分布特征,结合工程经验完成初始翼型改进,其中气动特性评估利用基于面元法的高效率计算程序XFOIL。改进翼型弯度、厚度及前缘钝度均有所增加、后加载量值降低,基于前缘钝度差异实现内外翼失速梯次控制,其中前缘钝度以翼型前缘曲率圆的半径表征,失速梯次指机翼失速阶段分离始发迎角的先后顺序。改进前后翼型形状对比情况如图2所示。



(a) 外翼翼根翼型对比



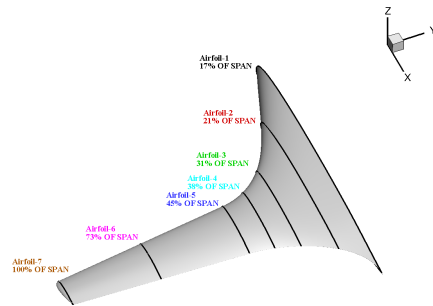
(b) 外翼翼梢翼型对比

图2 外翼翼型配置对比

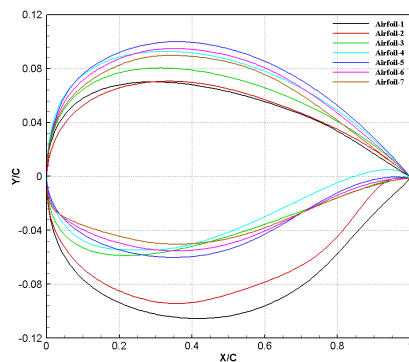
Fig. 2 Comparison of control sections of outer wing

沿机翼展向共设置7个控制剖面,借鉴同量级运输机机翼厚度参数,确定各展向站位翼型相对厚度,各展向控制剖面位置及对应翼型几何形状

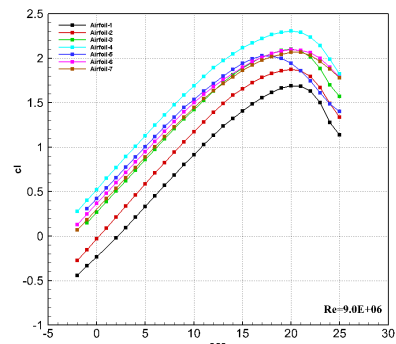
如图3所示。



(a) 展向控制剖面及对应翼型示意图



(b) 各控制剖面翼型



(c) 翼型失速特性对比

图3 展向各站位翼型及失速特性

Fig. 3 Control sections of wing and stall performance

基于XFOIL程序对马赫数 $Ma=0.1$ 、雷诺数 $Re=9 \times 10^6$ 工况下各翼型升力特性进行计算分析。可见5号控制剖面与其余剖面之间具备 2° 的失速迎角增量,同时最大升力系数维持在同一水平,能够在不引起较大升力损失的前提下,满足三维翼面的失速分离梯次顺序要求。此外,由于现阶段方案巡航马赫数约为0.5左右,此时跨声速压缩性

效应尚不突出,翼型高速性能对厚度及前缘半径的变化还不敏感;并且改进翼型相关几何参数仍处于该马赫数下常用翼型几何参数范围内,因此翼型改进设计对高速性能的影响相对有限。

2 数值模拟方法及验证

2.1 数值模拟方法简介

本文采用工程领域常用的RANS方法进行数值模拟,针对翼型/机翼气动特性进行分析评估。

以 Ω 代表任意有限控制体,对应的边界面为 \vec{S} ,积分形式的N-S方程可表达为如下形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{Q} d\Omega + \iint_{\vec{S}} \bar{F} \cdot d\vec{S} = \iint_{\vec{S}} \bar{F}^v \cdot d\vec{S} \quad (4)$$

式中: \bar{Q} 为守恒变量; \bar{F} 为无黏通量; \bar{F}^v 为黏性通量。

本文计算分析选取Simple算法,压力项采用二阶迎风格式离散,对流项采用三阶MUSCL插值格式离散,与二阶迎风格式相比能够降低数值耗散,有效提高空间精度,扩散项采用中心差分格式离散,时间项采用二阶隐式格式离散。

湍流模型选取飞行器流场计算广泛使用的模型Sparlart-Allmaras(S-A)模型。该模型具有鲁棒性好、易实现、计算量小等优点^[19]。

2.2 数值模拟方法验证

采用国际标准模型对本文数值方法进行验证。标模选用第一届AIAA高升力预测会议提供的NASA TRAP WING模型,如图5所示,该模型为半模,采用全翼展三段襟一缝翼增升装置。缝翼偏度 30° 、襟翼偏度 25° ,参考弦长 1.006 m ,半展长 2.162 m ,参考面积 2.046 m^2 。计算工况为 $Ma=0.2$, $Re=4.3 \times 10^6$ 。风洞试验的迎角涵盖了小迎角直至失速的范围^[20]。

计算分析基于Star-CCM+软件,划分六面体笛卡尔网格(如图6所示);模型周围流场及机翼后缘尾流区域进行不同尺度的空间加密,以保证网格空间增长的均匀过渡,同时又能对尾流区分离特征进行更好的捕捉,网格质量良好。

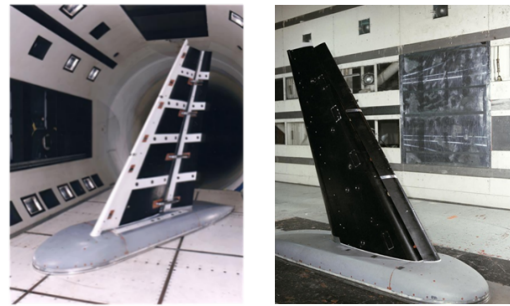


图5 NASA TRAP WING模型
Fig. 5 NASA TRAP WING model

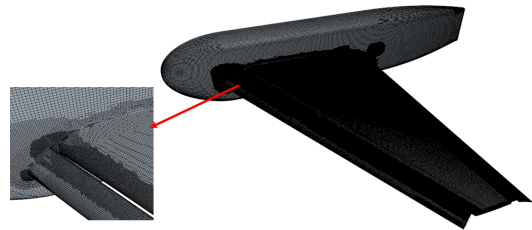


图6 NASA TRAP WING模型表面网格
Fig. 6 NASA TRAP WING surface mesh

划分粗(1 300万)、中(2 200万)、密(3 000万)3套网格进行网格收敛性分析,NASA TRAP WING模型升力特性曲线对比如图7所示,可以看出:采用中网格计算的升力特性与风洞试验结果非常接近,失速前气动力系数相比试验值误差在5%以内;失速迎角及最大升力系数值与试验值相当。

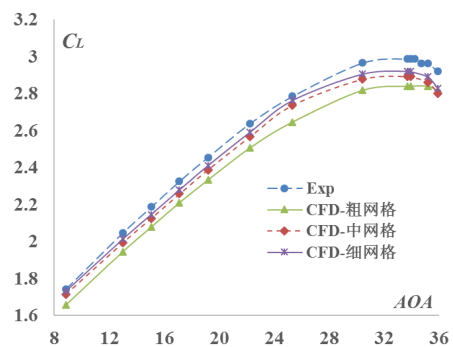


图7 NASA TRAP WING模型升力特性曲线对比
Fig. 7 Comparison of lift curves of NASA TRAP WING

从中网格到细网格时升力特性变化幅度小于粗网格到中网格,说明中等网格具有较好的收敛特性。综合考量气动力系数计算结果精度以及计算效率,在后续的气动特性分析中选用中网格进行计算。综上所述,本文采用的数值方法计算精度可以满足后续模拟分析要求。最大升力系数的

网格收敛性如表 3 所示。

表 3 最大升力系数的网格收敛性
Table 3 Grid convergence with resistance coefficient

参数	数值	参数	数值
网格	$C_{L,max}$	中	2.893 4
粗	2.840 4	密	2.922 3

3 翼型-机翼失速特性分析

3.1 翼型失速特性分析

针对水陆两栖飞机典型低速近海工况(如表 4 所示)对翼型-机翼纵向气动特性进行分析。翼型计算结果如表 5 所示。

表 4 计算分析工况
Table 4 Computation conditions

参数	数值	参数	数值
$\alpha/(^\circ)$	-2~22	$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	1.225
Ma	0.2	$\mu/(10^{-5} Pa \cdot s^{-1})$	1.789 38

表 5 翼型计算结果
Table 5 Computation results of airfoils

翼型	α_s	$C_{L,max}$	K_{max}
初始翼梢	10°	1.3795	65.81
初始翼根	8°	1.0212	51.57
优化翼梢	16°	1.6243	68.01
优化翼根	16°	1.6052	67.09

针对初始翼型和优化翼型,采用第 2 节数值模拟方法,在 Star-CCM+ 软件中进行系列迎角(α)下二维流场模拟分析,网格量约 100 万,获得翼型升阻力特性曲线,如图 8 所示。从图 8 和表 5 可以看出:改进后翼根与翼梢翼型升力曲线相近,失速迎角 α_s 分别从 8° 、 10° 均往后延缓到 16° 附近,最大升力系数 $C_{L,max}$ 相应得到提升,分别增大 17.75% 和 57.19%,并且到达失速迎角后下降相对缓慢。相比初始翼型,翼根翼型失速迎角和最大升力系数提升幅度更大,阻力系数 C_d 在小迎角 $-2^\circ \sim 8^\circ$ 范围内无明显增加,其最大升阻比 K_{max} 也得到了相应的提升。对比内外翼升力特性曲线可知,虽然两者最大升力系数及失速迎角均比较接近,但翼根升力线在 10° 迎角附近首先出现非线性,结合适当的几何扭转,能够保证机翼内外侧的失速分离梯次顺序。

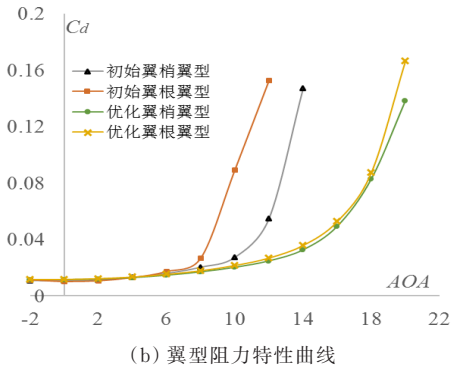
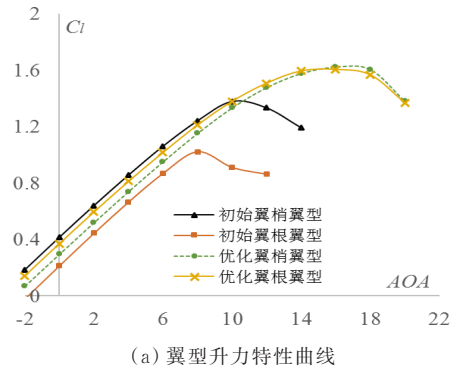
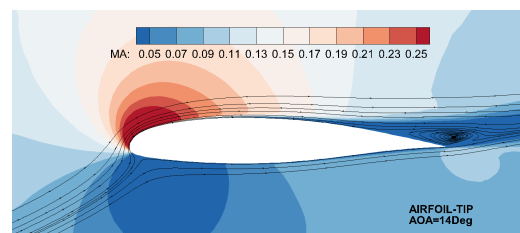
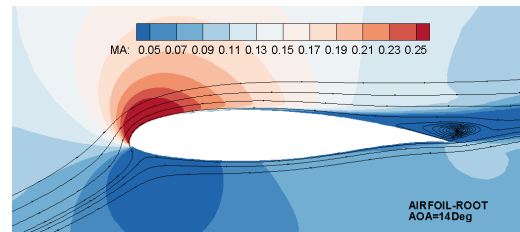
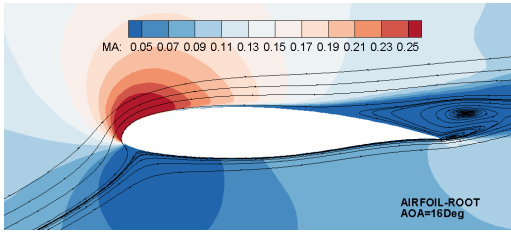


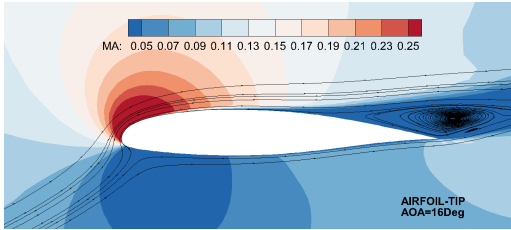
图 8 翼型升阻特性曲线
Fig.8 Lift and drag curves of airfoils

优化翼型空间流场云图如图 9 所示,可以看出:改进翼根及翼梢翼型均具备相对和缓的后缘分离特征,失速点附近随迎角增加,分离区域的流向推进速度基本相同,但翼根翼型后缘分离区域的法向高度大于翼梢翼型,这是失速点附近产生升力非线性差异的流动特性根源。

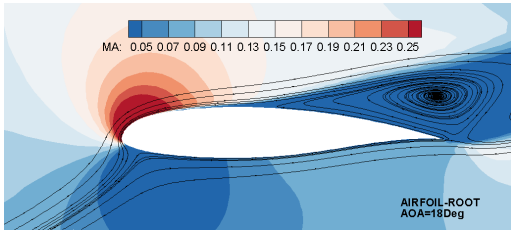




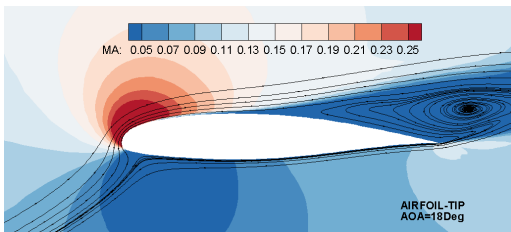
(c) 翼根翼型 16°空间流场



(d) 翼梢翼型 16°空间流场



(e) 翼根翼型 18°空间流场



(f) 翼梢翼型 18°空间流场

图9 优化翼型空间流场云图

Fig.9 Spatial flow field distribution of optimized airfoils

3.2 机翼失速特性分析

针对配置优化机翼的翼身组合体构型,采用第2节数值模拟方法,在Star-CCM+软件中进行系列

迎角下三维流场模拟分析,来流状态与3.1节相同,网格量约1000万,翼身组合体构型表面及流场剖面网格如图10所示。典型气动特征量计算结果如表6所示。

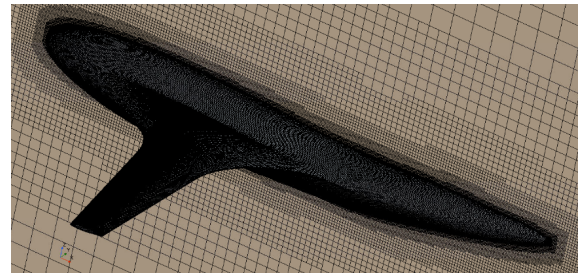


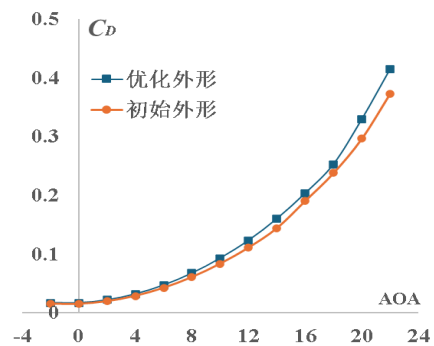
图10 翼身组合体表面及流场剖面网格

Fig.10 Surface mesh of the aircraft

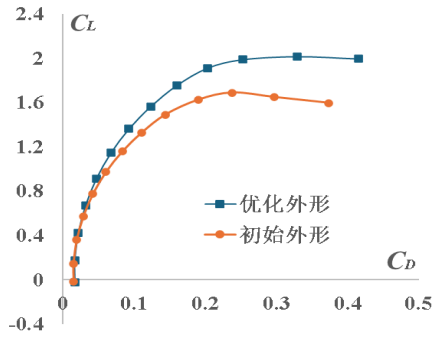
表6 典型气动特征量计算结果
Table 6 Computation results of the aerodynamic performance

构型	状态	α	C_L	C_D	K
初始外形	起降	8°	0.97	0.06	16.06
	临界	18	1.69	0.24	7.11
优化外形	起降	8°	1.15	0.08	17
	临界	20°	2.26	0.35	6.12

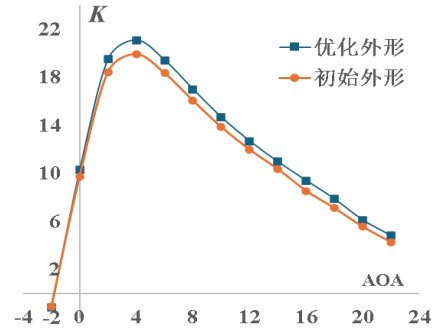
翼身组合体气动特性曲线如图11所示。从图11和表6可以看出:对于8°水面起降迎角,优化后翼身组合体升力系数 C_L 达到1.15,升阻比 K 达到17,相比初始外形分别提高了18.56%和5.85%。的具备良好的起降效率。升阻极曲线表明翼身组合体构型零升阻力系数仅为0.017,诱导阻力随升力变化增量较小,能够体现翼身混合布局气动效率优势;失速迎角 α_s 达从初始外形的18°延缓到20°, $C_{L,max}$ 达到2.0,失速形态和缓,失速点后升力损失很小,失速点附近不仅未产生力矩发散现象,并且低头力矩持续增长,能够提供一定恢复力矩贡献,表明构型具备良好的低速失速特性。



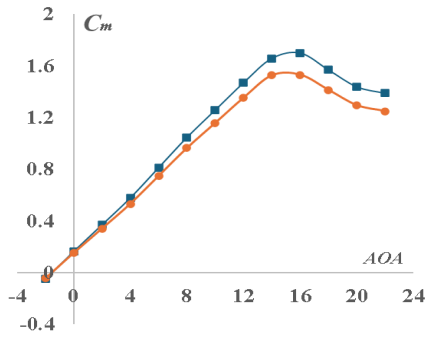
(a) 升力系数曲线



(b) 阻力系数曲线



(d) 升阻比曲线



(c) 俯仰力矩系数曲线

图 11 翼身组合体气动特性曲线
Fig. 11 Curves of aerodynamic performance of the wing-body configuration

优化翼面壁面流线及剪切应力云图如图 12 所示,可以看出:失速临界迎角附近翼面始发分离位置位于外翼翼根后缘,且低剪切应力区域随着迎角增大,逐渐从翼身融合处后缘向机翼前缘及梢部扩展,表征了渐进的流动分离趋势,同时保证了最大升力系数数值及和缓的宏观失速形态。

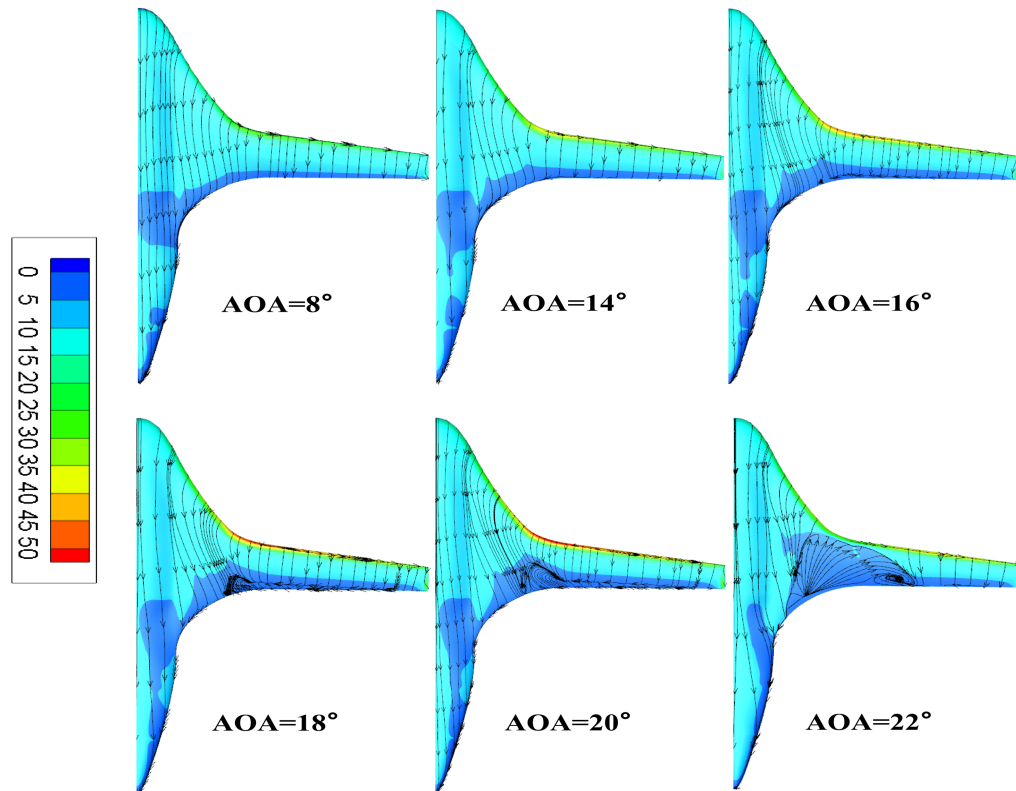


图 12 优化翼面壁面流线及剪切应力云图
Fig. 12 Streamlines and wall shear stress distribution of optimized wing

根据 1.2 节分析可知,由于外翼翼根和翼梢翼型之间存在一定升力非线性梯次,同时预设了 3° 的几何扭转角差量,使得在迎角增大过程中翼根先于翼梢达到失速迎角,有利于在临界迎角附近降低高平尾下洗、保持翼梢流动稳定,从而保证迎角较大时的纵向力矩安定性及副翼操纵效率。

现阶段结果为布局方案提供了良好的基本翼气动设计背景,后期在此基础上进行机械增升装置、主动流动控制和动力增升设计,能够进一步提高起降升力系数、达到尽可能减小水面起降滑行距离、改善气动布局适海性的目的。

4 结 论

1) 翼身混合布局是水陆两栖飞机水动布局设计的一项新尝试,为获得更高的机身-船体兼容性、更优的气动效率、更大的装载量提供了新方向。

2) 基于外翼翼型的合理配置,现阶段翼身组合体方案失速点附近翼根后缘分离逐渐从翼身融合区域向机翼前缘扩展,表征了渐进的流动分离趋势。

3) 通过在翼身混合布局外翼翼根/翼梢翼型之间预留一定升力非线性梯次,能够在几何扭转量适中的前提下,兼顾全机最大升力系数值及和缓的失速形态需求。

参 考 文 献

- [1] ROMAN D, ALLEN J, LIEBECK R. Aerodynamic design challenges of the blended-wing-body subsonic transport [C] // 18th Applied Aerodynamics Conference. US: AIAA, 2000: 4335-4342.
- [2] 张曙光, 陆艳辉, 巩磊, 等. 250 座级翼身融合无尾布局客机操稳特性设计研究[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 blend wing body civil transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1761-1769. (in Chinese)
- [3] 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. Comprehensive analysis, evaluation, and optimization of the overall plan for large passenger aircraft with wing body fusion layout[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [4] 王刚, 张彬乾, 张明辉, 等. 翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623046.
WANG Gang, ZHANG Binqian, ZHANG Minghui, et al. Research progress and prospect for conceptual and aerodynamic technology of blended wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623046. (in Chinese)
- [5] 邓一菊, 段卓毅, 艾梦琪. 层流机翼设计技术现状与发展[J]. 航空学报, 2022, 43(11): 526778.
DENG Yiju, DUAN Zhuoyi, AI Mengqi. Status and development of laminar flow wing design technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 526778. (in Chinese)
- [6] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 49-59.
ZHU Ziqiang, WANG Xiaolu, WU Zongcheng, et al. A new type of transport-blended wing body aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 49-59. (in Chinese)
- [7] NICKOL C, MCCULLERS L. Hybrid wing body configuration system studies [C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2019: 1-15.
- [8] LIOU M, KIM H, LIOU M. Challenges and progress in aerodynamic design of hybrid wingbody aircraft with embedded engines: NASA/TM-2016-218309 [R]. US: NASA, 2016.
- [9] OKONKWO P, SMITH H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82: 1-23.
- [10] 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)
- [11] LIBECH R H. Design of the blended wing body subsonic transport [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [12] MORRIS A J. MOB-A European distributed multi-disciplinary design and optimisation project [C] // 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. US: AIAA, 2002: 11-19.
- [13] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计

- [J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
ZHANG Binqian, LUO Lie, CHEN Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967. (in Chinese)
- [14] 黄领才, 雍明培. 水陆两栖飞机的关键技术和产业应用前景[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522708.
HUANG Lingcai, YONG Mingpei. Key technologies and industrial application prospects of amphibian aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 52708. (in Chinese)
- [15] 褚林塘. 水上飞机水动力设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
CHU Lintang. Seaplane hydrodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [16] HOWE D. Blended wing body airframe mass prediction[J]. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2001, 215(6): 319-331.
- [17] 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
World aircraft handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [18] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册—气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 118-121.
Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual—Aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 118-121. (in Chinese)
- [19] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [J]. Recherche Aerospaciale, 1992, 6: 49-52.
- [20] SLOTNICK J P, HANNON J A, CHAFFIN M. Overview of the first AIAA CFD high lift prediction workshop (invited) [C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. US: AIAA, 2011: 1-17.

(编辑: 马文静)