

基于翼身混合布局水陆两栖飞机的协同射流 增升效能研究

田卓越^{1,2}, 黄龙太³, 阮远³, 张恒^{1,2}, 李杰^{1,2}, 唐松祥⁴, 魏自言⁴

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 飞行器基础布局全国重点实验室, 西安 710072;

3. 中国特种飞行器研究所 总体气动部, 湖北 荆门 448035;

4. 安徽羲禾航空科技有限公司, 合肥 230088)

摘 要: 针对翼身混合(hybrid wing-body, HWB)布局水陆两栖飞机设计了单缝富勒襟翼增升装置, 在主翼上表面布设了吹吸气区域, 系统验证了协同射流(co-flow jet, CFJ)技术对新型气动布局增升效, 并对其气动特性提升效果及改善机制进行了阐释。数值模拟结果表明: 襟翼偏角为 40°时, 增升构型最大升力系数达到 2.7; 布设 CFJ 后, 上翼面流速提高, 负压明显增加, 翼面初始流动分离得到了有效调控, 最大升力系数提高至 3.2, 失速攻角拓宽 4°, 阻力系数降低 20% 以上, 俯仰力矩可用范围增加。此外, CFJ 也提升了襟翼表面流速, 抑制了较大迎角状态下当地的潜在分离, 使前缘负压峰值最大提高 30% 以上, 显著提高了襟翼的增升效率。

关 键 词: 翼身混合布局; 水陆两栖飞机; 单缝富勒襟翼; 主动流动控制; 协同射流技术

中图分类号: V211

文献标志码: A

Study on lift enhancement effectiveness of co-flow jet technology in hybrid wing-body amphibious aircraft

Tian Zhuoyue^{1,2}, Huang Longtai³, Ruan Yuan³, Zhang Heng^{1,2},

Li Jie^{1,2}, Tang Songxiang⁴, Wei Ziyang⁴

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China;

3. General and Aerodynamic Department,

China Special Vehicle Research Institute, Jingmen Hubei 448035, China;

4. Anhui Xihe Aviation Technology Company Limited, Hefei 230088, China)

Abstract: A single-slotted Fowler flap high-lift device for a hybrid wing-body (HWB) configured amphibious aircraft was designed, incorporating blowing/suction zones on the upper surface of the main wing. It systematically validated the lift-enhancement effectiveness of the co-flow jet (CFJ) technology on this novel aerodynamic configuration and elucidated the mechanisms behind its aerodynamic performance improvements. Numerical simulation results demonstrated that: when the flap deflection angle reached 40°, the maximum lift coefficient of the high-lift configuration attained 2.7; after implementing CFJ, the flow velocity over the upper wing surface increased, accompanied by a significant rise in negative pressure. The initial flow separation on the wing surface was effectively controlled, with the maximum lift coefficient

收稿日期: 2025-06-03

作者简介: 田卓越(1999—), 男, 博士生, 研究领域为气动布局设计。E-mail: tianzhuoyue@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 张恒(1992—), 男, 助理研究员, 博士, 研究领域为飞机空气动力学。E-mail: qwedc0919@163.com

引用格式: 田卓越, 黄龙太, 阮远, 等. 基于翼身混合布局水陆两栖飞机的协同射流增升效能研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250262.

Tian Zhuoyue, Huang Longtai, Ruan Yuan, et al. Study on lift enhancement effectiveness of co-flow jet technology in hybrid wing-body amphibious aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250262.

increasing to 3.2, stall angle of attack extended by 4° , drag coefficient reduced by over 20%, and available range of pitching moment expanded. Additionally, CFJ enhanced the surface flow velocity on the flaps and suppressed the potential local separation under high angle-of-attack conditions, increasing the leading-edge negative pressure peak by up to 30% and significantly improving the flap lift-enhancement efficiency.

Keywords: hybrid wing-body; amphibious aircraft; single-slotted Fowler flap; active flow control; co-flow jet

水陆两栖飞机作为海洋维权、监管、开发的利器^[1],是我国海洋军事建设的重点之一。我国领海辽阔,海况复杂多变,特别在夏冬季节,强风频繁,海况常达到 4 级以上。对于高海况工作环境,提升水陆两栖飞机升力系数是提高抗浪能力和出勤率的有效手段^[2]。以日本 US-2 水陆两栖飞机为例,其最大升力系数高达 7.0 以上,水面起飞距离仅为 280 m,能够抵抗 3 m 海浪(4 级海况)^[3-4],而拥有几乎相同起飞质量的 Be-200 起飞距离在 1 000 m 以上,仅能抵抗 1.3 m 海浪。

目前各国大型水陆两栖飞机均以常规布局结合单船身为主,例如 AG-600、A-40 等。上述布局机翼作为主要升力面,增升潜力基本挖掘殆尽。洛马提出的翼身混合布局^[5-6]机身与机翼高度融合,融合段能够提供可观升力,无动力增升构型升力系数可达 2.0 以上^[7];同时,宽大的中机身也为双船身等新型船体设计及融合提供了充足空间,是未来新型水陆两栖飞机的可选布局方案。

常规机械增升装置效能与总体布局、机翼气动设计等高度相关,增升潜力挖掘较为彻底,难以实现最大升力系数的突破性提升。并且,水陆两栖飞机增升装置在设计过程中,面临水面喷溅、偏转限制、近水面效应、水动性能的影响,设计约束远大于陆基飞机^[8]。日本的 PS-1、US-1、US-2 等水陆两栖飞机即采用附面层吹气进行增升^[9]。但这种主动流动控制技术需要从发动机引气,会对发动机效率产生不利影响^[10]。Zha 等^[11]在 2004 年提出了协同射流(co-flow jet, CFJ)的概念,在翼型上翼面前缘吸力峰区设计吹气槽,后缘压力恢复区设计吸气槽,并在翼型内部安装增压系统保证吹吸气质量相等,实现射流循环。CFJ 理论上不需要额外引入外部气源,前缘吹气能够使上翼面速度型变得饱满,后缘吸气还会进一步增强翼型环量,同时前后缘的压力差有利于促进气流循环,减少射流增压系统功耗^[12]。

现阶段在翼型层面针对 CFJ 技术的理论及实验研究较为丰富。Zha 等^[13-15]在 NACA0025 翼型

的基础上设计并研究了 CFJ 技术对翼型气动特性的影响,结果显示 CFJ 技术的增加显著改善了翼型的失速状况,提高了失速裕度,并增加了上翼面负压,同时与单独吹气相比,有更好的增升效果。Hossain 等^[16]对 NACA0015 翼型进行了 CFJ 技术实验研究,其结果显示 CFJ 翼型相比基础翼型失速攻角提升了 10° ,最大升力系数提升了 1.0 以上。Zhu 等^[17]针对三维简单增升翼段进行了 CFJ 技术研究分析,结果表明 CFJ 技术不但能够增加升力、拓宽失速裕度,还在减少诱导阻力方面有一定潜力。Xu 等^[18]针对三维翼段还研究了 CFJ 技术对控制效能的影响,其结果显示 CFJ 技术的增加将失速侧滑角从 12.5° 提高到了 27.5° ,为复杂三维流动控制的设计与优化提供思路。上述研究均证明了 CFJ 技术可观的增升减阻能力,对于水陆两栖飞机而言,CFJ 技术的应用能够在不改变原气动布局的基础上,抑制大迎角下的流动分离,进一步提高气动性能,以保证良好的抗浪性能和出勤率。

目前针对水陆两栖飞机的 CFJ 搭载研究较少,全机 CFJ 技术的相关研究也多以概念机为主。Aguirre 等^[19]提出了应用 CFJ 技术作为动力的飞翼布局电动飞机,拥有更高的气动效率。Lefebvre 等^[20]针对电动飞机概念模型主翼搭载 CFJ 装置,并在通过调整射流参数使其起降阶段最大升力系数达到了 4.8,充分证明了 CFJ 技术在起降阶段的增升潜力。Wang 等^[21]在某飞翼布局飞行器外翼段进行了 CFJ 技术搭载,其研究结果表明 CFJ 飞翼在 4° 攻角下仅增加了 5.1% 的升力,减小了 15.3% 的阻力,与其他研究相比,其对气动特性的提高并不显著,这说明 CFJ 对气动特性的影响与吹吸气装置设计、飞机基本布局等均有密切关联,其对流场的影响也具备高复杂性的特点,因此对于 HWB 布局水陆两栖飞机,全机尺度下的 CFJ 气动耦合效应仍需系统研究。

本文基于 HWB 布局水陆两栖飞机的基本构型,设计了单缝富勒襟翼增升装置,对不同襟翼

偏角的气动特性进行了详细计算分析。以 40°襟翼偏角增升构型为基础,在主翼进行了 CFJ 技术的搭载设计,并对全机的气动特性、空间流场等进行了分析,验证了 CFJ 的增升效果,同时进一步研究了 CFJ 技术对襟翼、副翼控制面的影响,探索了其对控制面周围流场的改善情况。

1 CFD 数值方法验证

求解 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程是工程计算中常用的 CFD 数值方法,在 CFJ 技术的研究中也被普遍使用^[13-15],本文所有气动特性计算分析均采用 RANS 方法,并使用 SA (Spalart-Alarms)湍流模型^[22]使方程封闭。

1.1 HLiftPW-1 构型算例验证

AIAA(American Institute of Aeronautics and Astronautics)第一届计算流体力学高升力预测研讨会的 HLiftPW-1 构型^[23-25]如图 1(a)所示。该构型半展长为 2.16 m,参考面积为 2.05 m²。构型在计算时,共建立了密、中、粗这 3 套结构网格,其中中网格表面如图 1(b)所示。表 1 展示了 3 种网格的总网格量及展向、流向节点数,3 套网格各向节点数保持 $\sqrt{2}$ 倍增长,总网格量相差 $2\sqrt{2}$ 倍。该构型的测试及计算状态为:马赫数 $Ma=0.2$,雷诺数 $Re=4.5 \times 10^6$,温度 $T=288.15$ K。

图 2 对比了 CFD 计算与实验的升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 特性曲线,图中 α 为迎角。可以看到,在小迎角状态下,3 种网格均能较好捕捉

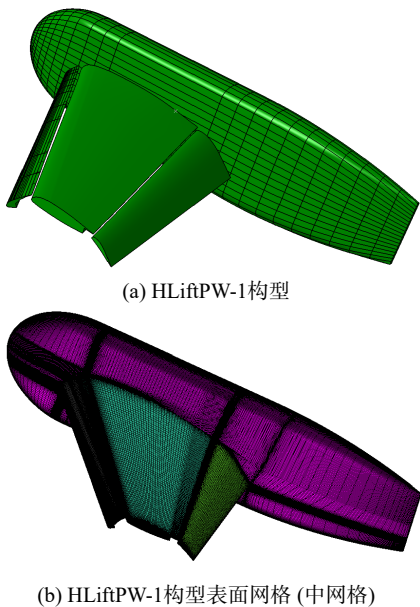
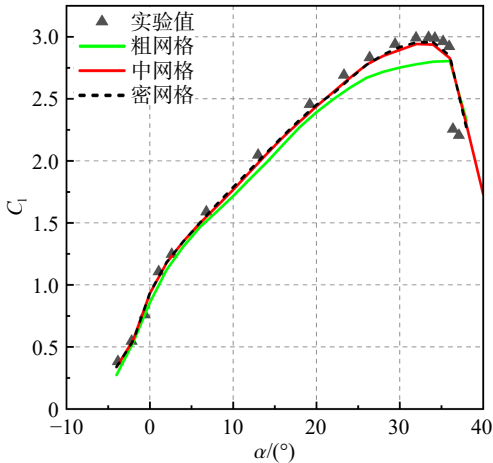


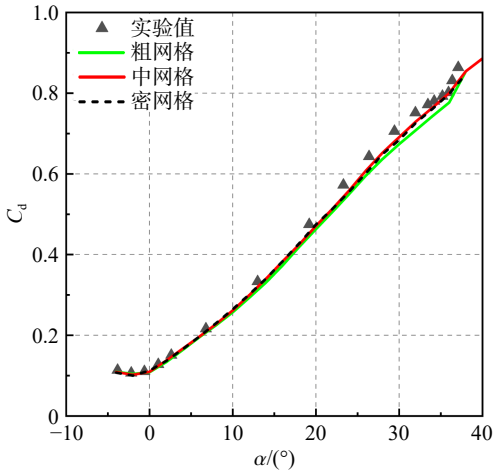
图 1 HLiftPW-1 构型及表面网格
Fig. 1 HLiftPW-1 configuration and surface mesh

表 1 各网格节点分布及网格量
Table 1 Distribution of grid nodes and grid volume

网格类型	网格量/万	展向节点数	流向节点数
密网格	5 800	245	485
中网格	2 000	173	341
粗网格	700	121	241



(a) 升力特性曲线



(b) 阻力特性曲线

图 2 HLiftPW-1 构型气动力特性曲线计算与实验结果对比
Fig. 2 Comparison of calculated and experimental results for aerodynamic characteristics of the HLiftPW-1 configuration

HLiftPW-1 构型的气动特性,但大迎角状况下,粗网格与实验差距较大,中网格与密网格的捕捉结果与实验吻合良好。密网格的失速迎角为 33°,最大升力系数为 2.97,与实验吻合良好。中网格与密网格的计算结果基本一致。从 HLiftPW-1 构型的计算结果来看,本文计算网格和流场计算方法可较为准确地得到三维高升力构型气动力。

1.2 CFJ-0025-065-196 翼段算例验证

Wells^[26]基于 NACA0025 翼型完成了 CFJ 相关实验,命名为 CFJ0025-065-196,如图 3 所示,其

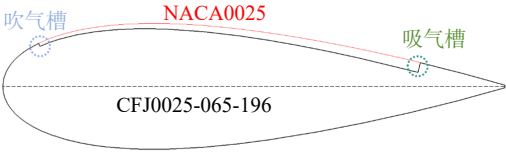


图 3 基于 NACA0025 的 CFJ0025-065-196 翼型
Fig. 3 CFJ0025-065-196 airfoil based on NACA0025 profile

中“065”代表吹气槽高度为 0.65% 弦长,“196”代表吸气槽高度为 1.96% 弦长。定义了无量纲参数射流动量系数 C_{μ} :

$$C_{\mu} = \frac{q_m v_{jet}}{0.5 \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S} \tag{1}$$

其中 q_m 为质量流量, v_{jet} 为吹气槽气流流速, ρ_{∞} 为远场来流空气密度, v_{∞} 为自由来流速度, S 为翼型面积, $0.5 \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S$ 表示远场动压。本文采用 Adam 的实验来验证所应用的计算方法能够对 CFJ 技术实现准确模拟。

实验采用有限展长翼段,本文建立相同模型,进行准三维气动特性分析。翼型展长为 0.3 m,弦长为 0.152 7 m。建立密、中、粗网格进行网格无关性分析。中网格翼段表面与中网格空间截面如图 4 所示。本实验 $Ma=0.062$, $Re=3.8 \times 10^6$,吹气槽质量流量为 0.52 kg/s。实验在翼段前缘粘贴了转捩带,以保证周围为湍流流场。针对该翼型,共绘制了粗、中、密这 3 套结构网格,并使网格第 1 层高度 y^+ 值为 1,其总网格量分别为 81 万、230 万、650 万。对协同射流进行模拟时,忽略了内流场,分别在吹气槽、吸气槽设置压力入口、压力出口边界间接实现对射流的模拟,这与 Wells 实验^[26]中吸气吹气的控制手段一致。为保证吹气、吸气质量流量一致,在正式计算之前需要对

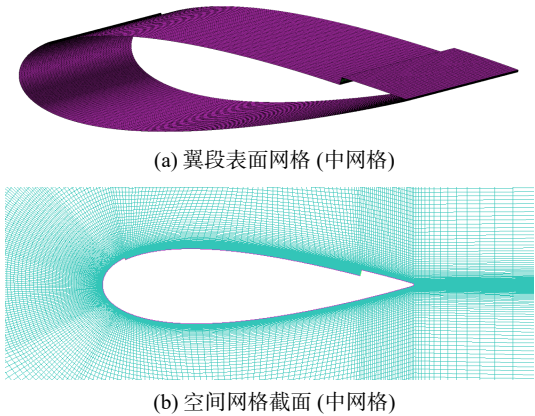


图 4 CFJ0025-065-196 翼段表面网格及空间网格截面
Fig. 4 Surface mesh and spatial grid cross-section of the CFJ0025-065-196 wing segment

边界条件参数进行初步试算,表 2 展示了本节翼型模拟时吹吸气边界参数。表中 p_t 、 T_t 为吹气槽总压、总温, p_{ref} 、 T_{ref} 为吹气槽参考压力、参考温度, p 、 p_{inf} 分别为吸气槽表压和初始压力。

图 5(a)对比了 3 套网格与实验的升力特性曲线。该翼型失速攻角在 40°左右,最大升力系数约为 5.1,其中密网格与中网格整体与实验数据匹配较好,粗网格在线性段模拟结果良好,而对失

表 2 吹吸气边界参数

Table 2 Parameters of injection and suction boundary		
位置	参数	数值
吹气槽	马赫数 Ma	0.26
	压比(p_t/p_{ref})	1.04
	温比(T_t/T_{ref})	1.011
吸气槽	温比(p/p_{inf})	0.95

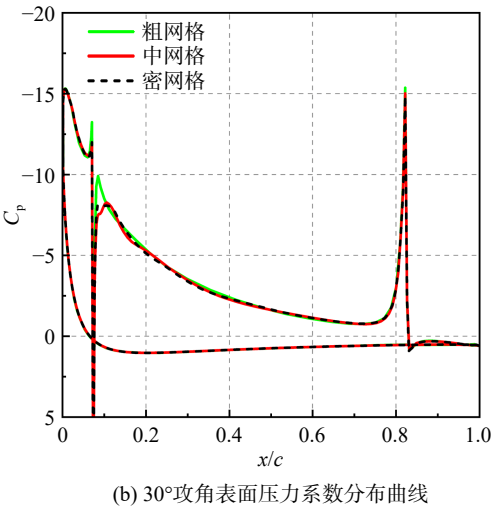
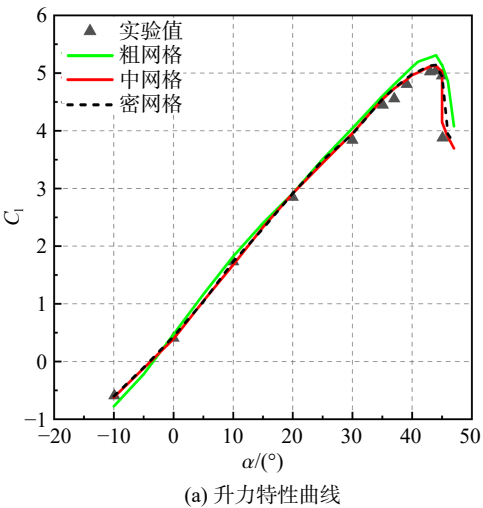


图 5 CFJ0025-065-196 升力特性曲线与 30°攻角表面压力系数分布

Fig. 5 Lift characteristic curve and surface pressure coefficient distribution at 30° angle of attack for CFJ0025-065-196

速攻角及最大升力系数的计算有一定误差,这说明粗网格的分辨率不足以捕捉大攻角下的流动特征。图 5(b)对比了 3 套网格在 30° 攻角下 ($C_\mu = 0.24$) 的表面压力系数 C_p 的分布,图中 x 为二维弦向位置, c 为二维弦长。3 套网格的分布形态基本一致,但粗网格的吹气槽位置的负压略高。表明本文所建立的计算方法能够实现 CFJ 技术增升效能的准确模拟。

2 增升装置设计

2.1 基准构型模型

本文翼身混合布局水陆两栖飞机采用直断阶船体,并简化了抑波槽,结合课题组所设计的起飞质量为 80 t 级 HWB 基准布局水陆两栖飞机,形成了基准构型模型,如图 6 所示,图中 X 、 Y 、 Z 为三维坐标系, C 为平均气动弦长。表 3 展示了本文水陆两栖飞机的主要模型参数。

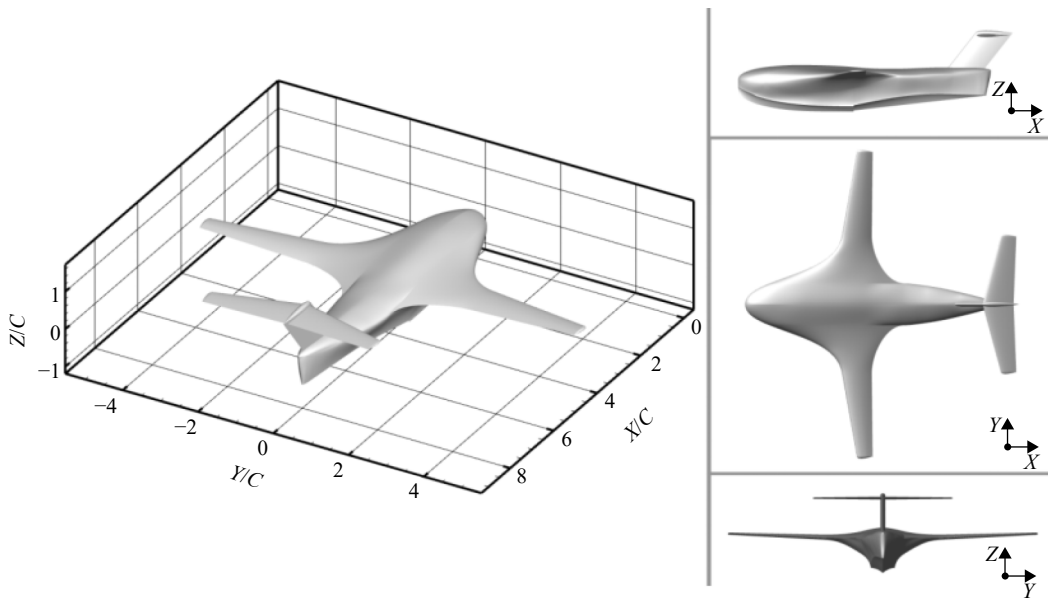


图 6 HWB 布局水陆两栖飞机的基准构型

Fig. 6 Baseline configuration of the HWB amphibious aircraft

表 3 水陆两栖飞机模型参数

Table 3 Amphibious aircraft model parameters

参数	数值
全翼展/m	48
机翼面积/ m^2	216
平均气动弦长/m	4.84
机长/m	39.5

2.2 增升装置设计约束

本文 HWB 布局水陆两栖飞机要求以 $Ma=0.1$ 的速度从海面短距起降。不同于陆地,海面波浪频繁,起降环境非常不稳定;以黄海为例,春夏两季平均浪高在 $0.4\sim 1.2\text{ m}$,秋冬两季则达到 $2.0\sim 6.0\text{ m}$,如遇冷锋、寒潮过境或极端天气,浪高甚至会超过 10 m ,因此不同浪高对水陆两栖飞机的船身吃水深度影响较大。根据水陆两栖飞机的相关设计规范,对于本文 HWB 布局水陆两栖飞机,综合考虑工作环境及载重后,给出了船身预估吃水

深度(船身下部区域),约为 3.9 m ,如图 7 所示。增升装置打开后,其最低点应当高于水线。

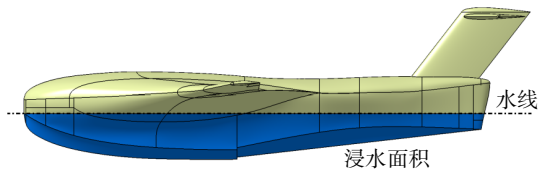


图 7 HWB 布局水陆两栖飞机浸水面积示意图

Fig. 7 Schematic diagram of wetted area for the HWB amphibious aircraft configuration

2.3 二维富勒襟翼增升设计研究

本文 HWB 布局水陆两栖飞机增升装置采用后缘富勒襟翼。富勒襟翼在打开过程中既存在偏转,又会产生后退量,进一步增加了机翼有效面积,同时主翼与襟翼之间的缝道呈“喇叭口”状,会在襟翼前缘产生高速流动,增加整个襟翼环量,使水陆两栖飞机产生更大的升力^[27]。

增升装置设计一般为准三维设计,常通过二维、三维的反复迭代设计来确认最终的增升装置外形。在本文的 HWB 布局水陆两栖飞机及本构型中,其外翼段与常规梯形翼基本一致。与文献 [28] 类似,采用其襟翼区的中部翼型剖面作为控制翼型,来整体实现对三维增升装置的外形控制。外翼段及翼型剖面位置如图 8 所示。图 9 展示了中部基本翼型及在其基础上设计的富勒襟翼翼型,其襟翼偏角为 40° 。

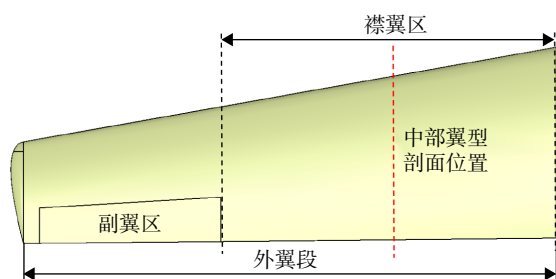
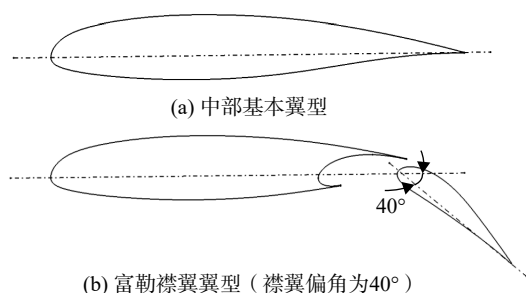


图 8 外翼段模型及翼型剖面位置

Fig. 8 Outer wing segment model and airfoil section location



(b) 富勒襟翼翼型 (襟翼偏角为 40°)

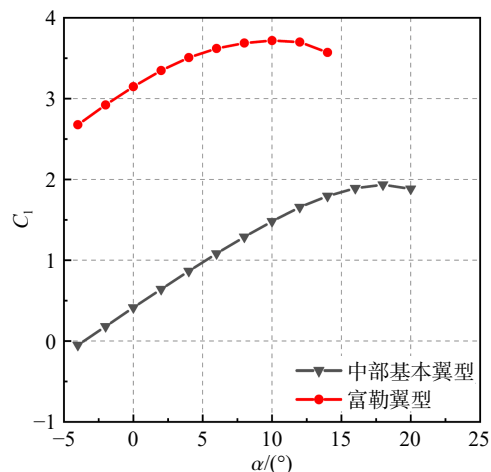
图 9 中部基本翼型及富勒襟翼翼型

Fig. 9 Center basic airfoil and Fowler flap airfoil configuration

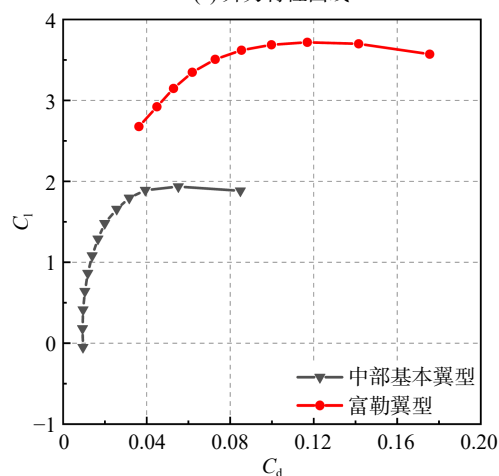
对于中部基本翼型及富勒襟翼翼型进行了低速气动特性分析,马赫数 $Ma = 0.1$ 。图 10(a) 展示了升力特性曲线。相比于基本翼型,富勒襟翼翼型最大升力系数从 1.9 提高到了 3.6 左右,提高了 90%。图 10(b) 展示了其极曲线,其中增升翼型高升力区显著拓宽,失速前升力裕度上升,通过牺牲部分气动效率提高低速性能,适合起飞及着陆工况。

2.4 三维增升装置设计研究

以外翼段中部基本翼型作为基准,进一步设计了全翼展襟翼增升装置。图 11(a) 展示了闭合状态下的三维富勒襟翼。由于本文 HWB 布局水陆两栖飞机机翼沿展向厚度、弦长变化较大,难以实现整个襟翼同时控制,因此按照后缘的变化情况将襟翼打断为外段襟翼、中段襟翼及内段襟翼这 3 个部分进行独立偏转。图 11(b) 展示了打



(a) 升力特性曲线



(b) 极曲线

图 10 基本翼型及增升翼型升阻特性

Fig. 10 Lift and drag characteristics of baseline and high-lift airfoil configurations

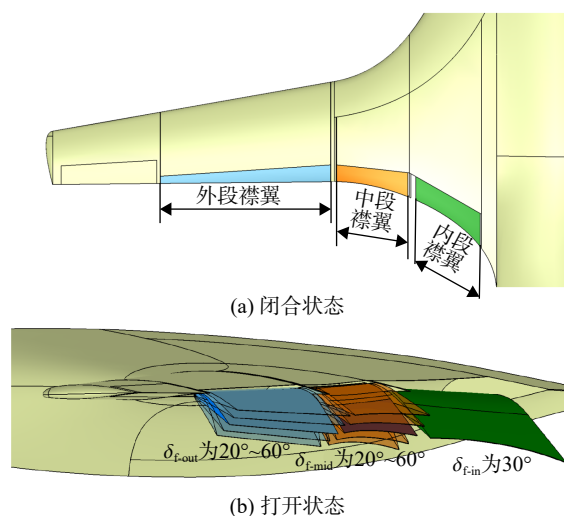


图 11 三维富勒襟翼增升装置

Fig. 11 Three-dimensional Fowler flap high-lift device

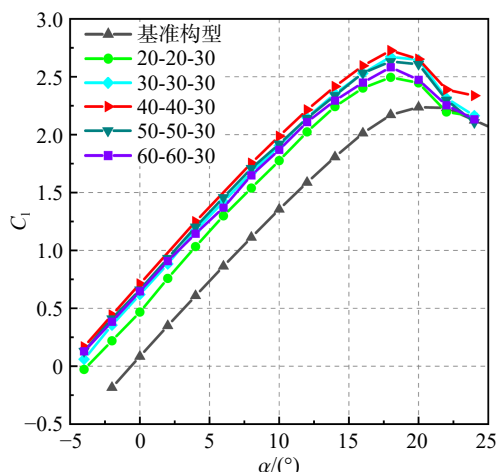
开状态下的襟翼外形。其中内段襟翼较厚,偏转控制较难,因此固定偏角 δ_{f-in} 为 30° ,中段及外段襟

翼外形较为简单,其襟翼偏角 δ_{f-mid} 、 δ_{f-out} 能够从 20° 偏转至 60° ,能够为不同飞行工况提供多种可用的襟翼偏角组合。

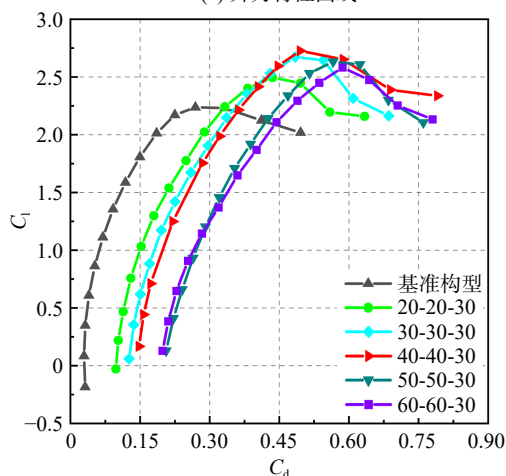
采用前文建立计算方法对不同偏角组合的增升构型进行低速气动特性分析,其马赫数与雷诺数分别为 $Ma = 0.1$ 、 $Re = 1.1 \times 10^7$ 。针对基准构型及增升构型,绘制了结构网格进行计算,第1层网格高度 y^+ 值为1,两套网格保持相似的拓扑结构,对增升构型的襟翼位置进行加密处理,以保证计算的准确性。基准构型和增升构型的总网格量分别为2 000万及3 600万。

图12(a)展示了增升构型的升力特性。其中“20-20-30”表示增升构型从外至内襟翼偏角依次为 20° 、 20° 及 30° 。相对于基本构型,增加襟翼后,失速攻角从 20° 减小到 18° ,而最大升力系数均增加至2.5以上,其中40-40-30偏角组合最大升力系数 C_{lmax} 达到2.7左右,相比基准构型增加了0.8。同时,随着外段、中段襟翼偏角的增大,升力系数整体先向上平移,超过 40° 偏角后下降,这可能由于 50° 及 60° 偏角下襟翼效率下降导致的。图12(b)展示了基本构型及增升构型的极曲线,相比于基本构型,增加偏角后阻力均有一定增大,并且气动效率及升阻比有一定降低,但飞机整体获得了更大的升力。对于增升构型,襟翼偏角的增大导致阻力也有所增大,而 50° 及 60° 偏角不但升力有所下降,并且总阻力更大,其原因之一是襟翼偏角过大而产生了更大的压差阻力。

图13展示了 6° 起降攻角下, 20° 、 40° 及 60° 襟翼偏角增升构型在 $Y=-11.5$ m及 $Y=-15$ m截面处的空间流场。如图13(a)所示,该两处截面位于外翼段,外翼段是飞机升力的主要来源,有明显



(a) 升力特性曲线

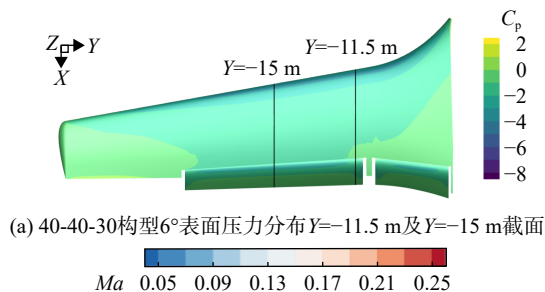
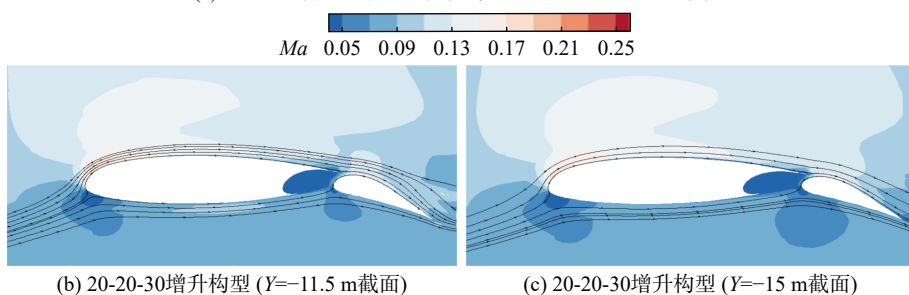


(b) 极曲线

图 12 增升构型升阻特性曲线

Fig. 12 Lift and drag characteristic curves of high-lift configuration

的负压分布。通过不同偏角下的截面马赫数云图及流线图可以看出,随着襟翼偏角增大,截面翼型弯度增大,襟翼下表面低速区域增大,因此产

(a) 40-40-30构型 6° 表面压力分布 $Y=-11.5$ m及 $Y=-15$ m截面(b) 20-20-30增升构型($Y=-11.5$ m截面)(c) 20-20-30增升构型($Y=-15$ m截面)

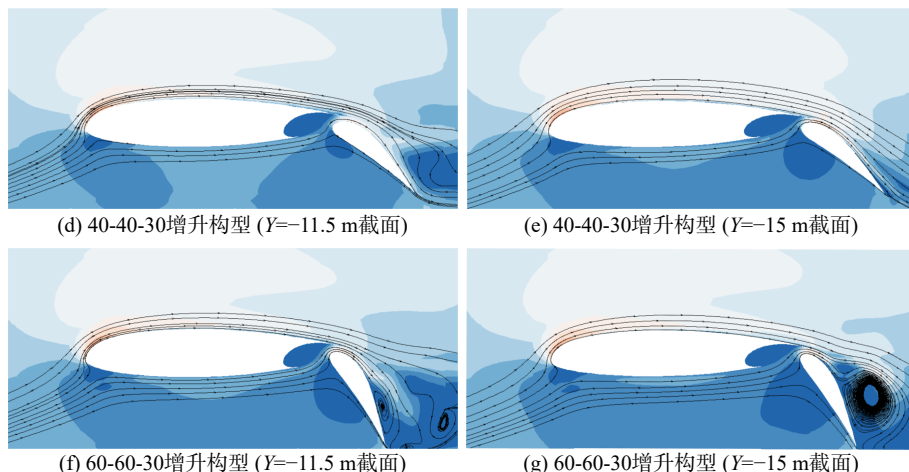


图 13 增升构型空间流场截面

Fig. 13 Flow field cross-section of high-lift configuration

生了更大的正压区,并且,襟翼前缘上表面的加速作用明显,这也更有利于增大升力。但同时较大的襟翼偏角使得襟翼上翼面流动分离趋势增大,特别在 60° 偏角下,已产生明显的流动分离。而对于 40° 偏角的增升构型,尽管增升效果最好,但在 6° 攻角下襟翼上表面靠近后缘位置也产生了较为明显的低速区,仍需采用 CFJ 技术改善其表面流动特性,同时提高大攻角下的气动性能。

3 CFJ 流动控制

3.1 CFJ 技术搭载设计

图 14(a)展示了 40-40-30 增升构型 24° 攻角下上翼面的分离情况,图中 C_f 为摩擦系数。内翼段及外翼段基本全部分离,而翼梢位置由于沿 Y 轴有负扭转,因此未产生较大面积的分离。依据现有研究,CFJ 增升机理之一是通过射流抑制分离,因此理论上应该将 CFJ 作用域放置在图 14(b)中的流动分离区域(左侧虚线框),但受限于工程考量,实际 CFJ 作用区域会有缩小。图 14(b)以中部翼型截面为例,展示了 CFJ 技术的具体结构,其在内部设计有高压腔室、低压腔室及增压设备^[26]。对于内翼段而言,上翼面承担安装发动机的任务,处于前置发动机尾流区,可能会与 CFJ 流动控制产生干扰,并且由于弦长过长,射流能量耗散严重,会减弱 CFJ 技术的控制能力,因此不适合搭载 CFJ。对于外翼段副翼区而言,当地翼型弦长较短、厚度较薄,没有足够空间安装 CFJ。综上,对于本文 HWB 布局水陆两栖飞机,最适宜布置 CFJ 的区域为外翼内侧,如图 14(c)所示。

CFJ 吸气槽、吹气槽高度采用与 Wells^[26] —

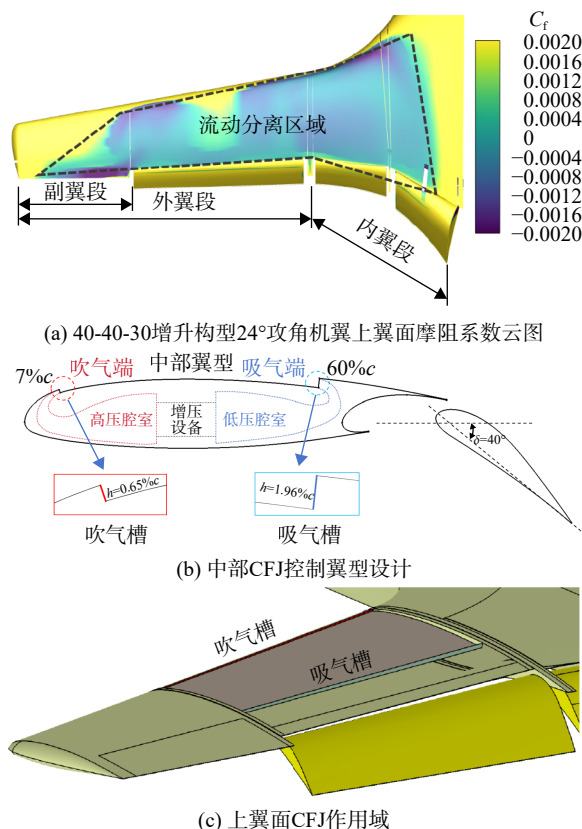


图 14 外翼段 CFJ 技术搭载设计

Fig. 14 Airfoil-integrated CFJ deployment design

致的设计,如图 14(b)所示的外翼段中部翼型,吹气槽、吸气槽槽口位置不宜过靠近前后缘,以避免 CFJ 内部设备与机翼产生干涉。本文 CFJ 吹气槽位于 7% 弦长处,槽口高度 h 为 0.65% 弦长;吸气槽位于 60% 弦长处,槽口高度 h 为 1.96% 弦长。由于 40-40-30 襟翼偏角增升构型拥有更大的升力系数,因此选择该构型搭载 CFJ,以进一步提高整体升力。整个 CFJ 作用范围为外翼段,如图 14(c)

所示。

3.2 CFJ 技术流动控制效能分析

针对射流动量系数 $C_{\mu}=0.03$ 的低速工况, 马赫数、雷诺数与前文保持一致, 并在增升构型计算网格基础上, 修改了外翼段上翼面的拓扑结构, 以适应 CFJ 区域的增加, 针对射流区域进行了网格加密, 总网格量为 4 800 万。采用与文中第 1.2 节相同的吹气、吸气边界条件, 计算了不同攻角下 HWB 布局水陆两栖飞机的气动特性。

图 15(a) 展示了基准构型、40-40-30 增升构型及 CFJ 构型(记为 40-40-30-CFJ)的升力特性曲线, 其中 CFJ 构型失速攻角达到 22° 左右, 较增升构型提高了 4° , 最大升力系数 $C_{l_{\max}}$ 在 3.2 左右, 较增升构型提高了 0.5 左右, 约为 19%。同时, 与基准构型与增升构型相比, CFJ 构型线性段升力线斜率有明显提高。图 15(b) 展示了 3 种构型的极曲线。增加 CFJ 后, 相同升力系数下, 其阻力相比

增升构型有一定减小, 并且随着升力增大, 减阻效果更加明显。在与增升构型相同 $C_{l_{\max}}$ 下, 阻力减小了 20% 以上, 同时, 升阻比也有一定提高。图 15(c)、图 15(d) 展示了 3 种构型的俯仰力矩 C_{My} 特性曲线, 3 种构型的安定度均在 25% 左右, 增加襟翼后, 因为升阻力的增大, 力矩下移, 低头力矩增加。而 CFJ 技术的增加进一步使俯仰力矩下移。说明 CFJ 技术的添加使水陆两栖飞机具有更大的可用低头力矩范围。

图 16、图 17 展示了本文水陆两栖飞机 20° 和 22° 攻角下增升构型及 CFJ 构型的表面流线及表面压力系数分布、摩阻系数分布云图。在无 CFJ 的机械增升构型中, 20° 攻角下, 中段襟翼产生了较为严重的流动分离, 并且该分离逐步向外翼段扩张, 22° 攻角下已影响至外翼段中部位置。整体分离形态保持从外翼段翼根开始, 逐渐向翼梢发展的趋势, 这能够为飞行安全性提供一定保障。

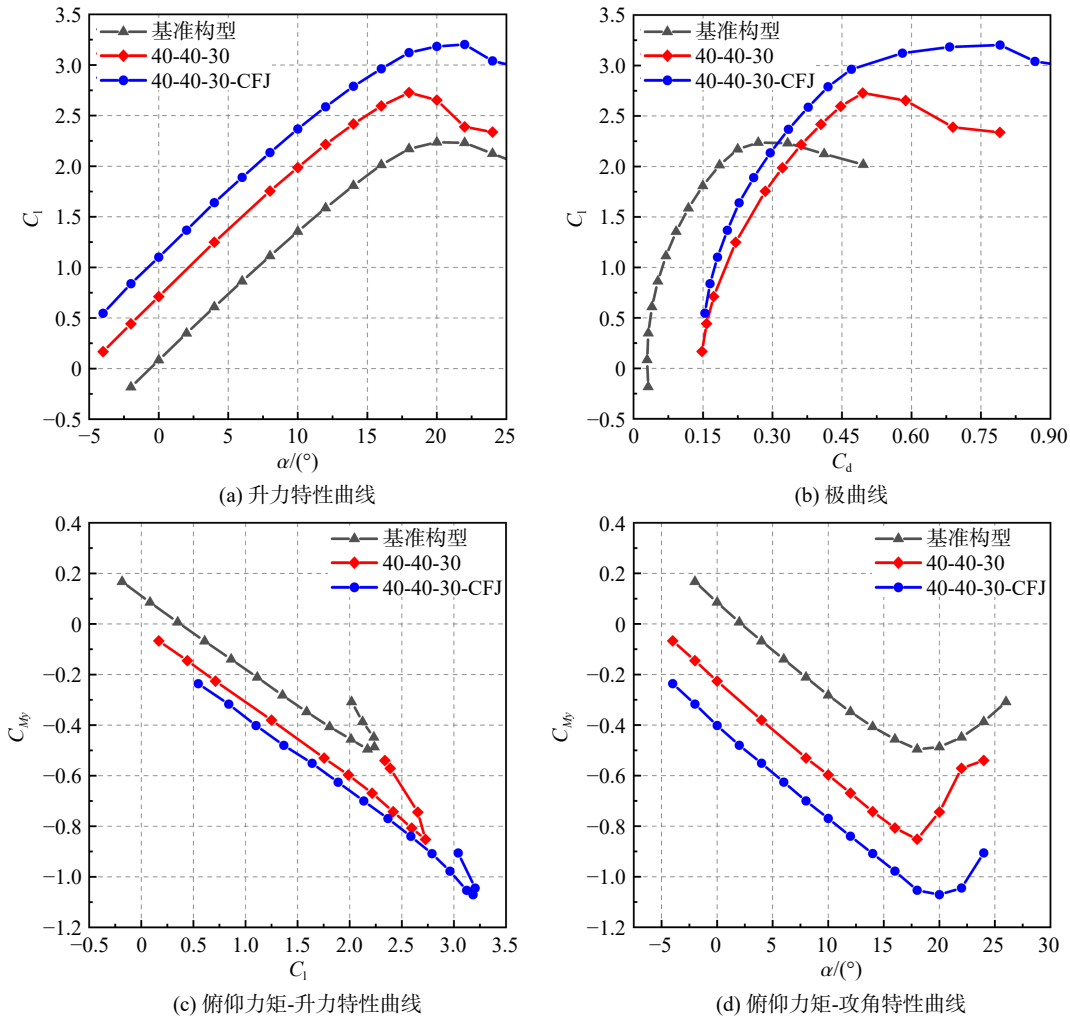
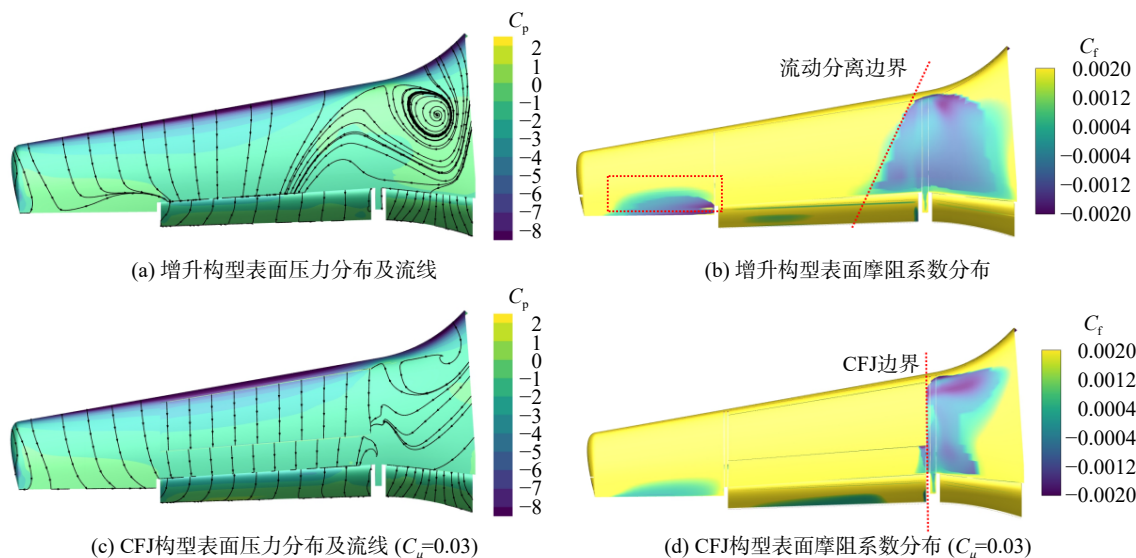
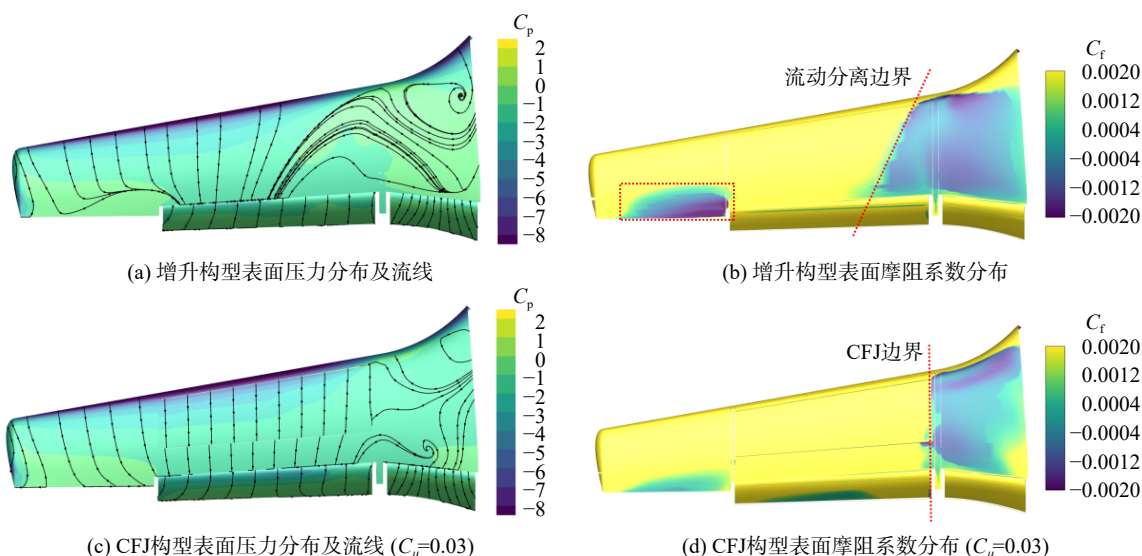


图 15 CFJ 构型气动特性曲线

Fig. 15 Aerodynamic performance characteristics of the CFJ configuration

图 16 $\alpha=20^\circ$ 增升构型及 CFJ 构型表面压力系数分布及摩阻系数云图Fig. 16 Surface pressure coefficient distribution and skin friction coefficient contours for high-lift and CFJ configurations at $\alpha=20^\circ$ 图 17 $\alpha=22^\circ$ 增升构型及 CFJ 构型表面压力系数分布及摩阻系数云图Fig. 17 Surface pressure coefficient distribution and skin friction coefficient contours for high-lift and CFJ configurations at $\alpha=22^\circ$

在副翼位置, 20° 攻角下后缘位置也产生了一定区域的流动分离。而对于中段、外段襟翼, 其表面流线平滑良好, 没有产生流动分离。结合摩阻分布云图来看, 图中虚线标注了机翼表面的流动分离边界, 矩形框标注了副翼的分离区域, 此时整个副翼区基本处于分离状态。对比在外翼段增加 CFJ 技术后, 中段襟翼区的分离被遏制在了 CFJ 边界以内, 而整个外翼段流线连续且光滑, 没有分离产生。并且副翼区的分离也有所减弱, 从流线特征来看, 并没有较为明显的分离形态。这种对于流动分离的遏制作用, 减小了水陆两栖飞机的压差阻力, 因此使得总阻力系数减小。对于

机械增升构型, 增升装置必然会导致阻力增加, 而 CFJ 在不影响安全性的前提下, 减小了阻力, 在一定程度上提高了飞机的经济性能。尽管 CFJ 区域限制在了副翼区以内, 但仍对副翼的流动状态有正向影响, 这一定程度上保证了大攻角下的飞行控制能力。从压力分布可以看出, 增加 CFJ 后, 在其作用区域内, 有更高的负压, 并且在原机内部分离区也有了更低的压力区, 这也是水陆两栖飞机升力增加的原因之一。综上所述可以看出, CFJ 尽管只作用于外段襟翼范围内, 但对整个机翼的流态特征都有正向影响。

针对外翼段中部翼型, 图 18 展示了本文水陆

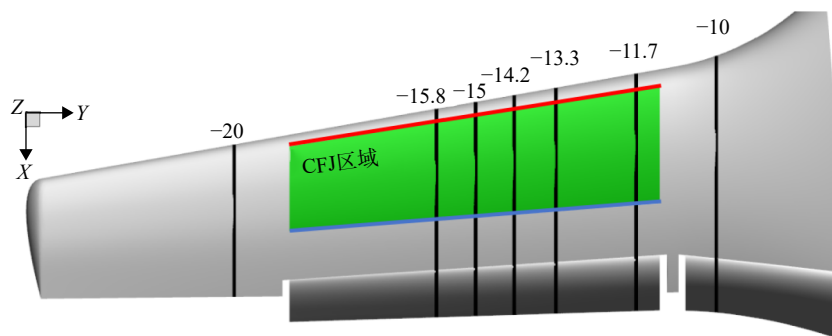
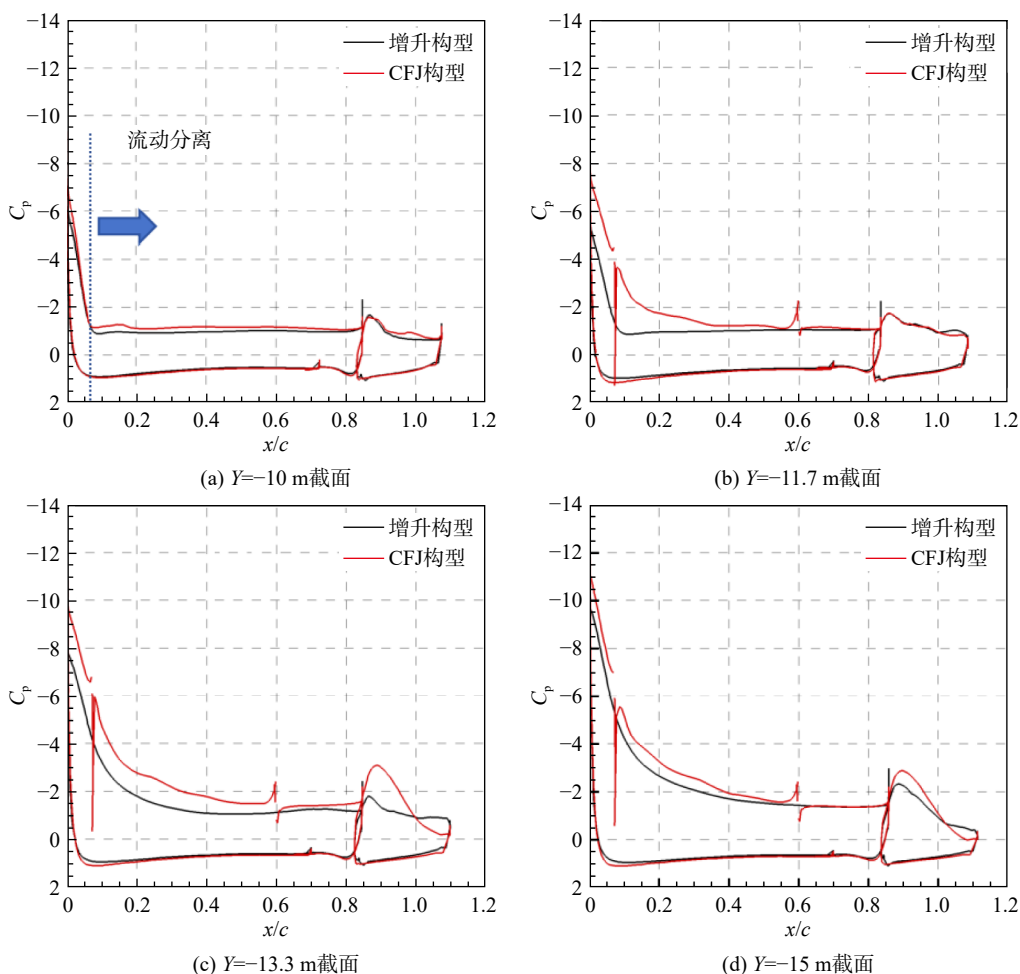


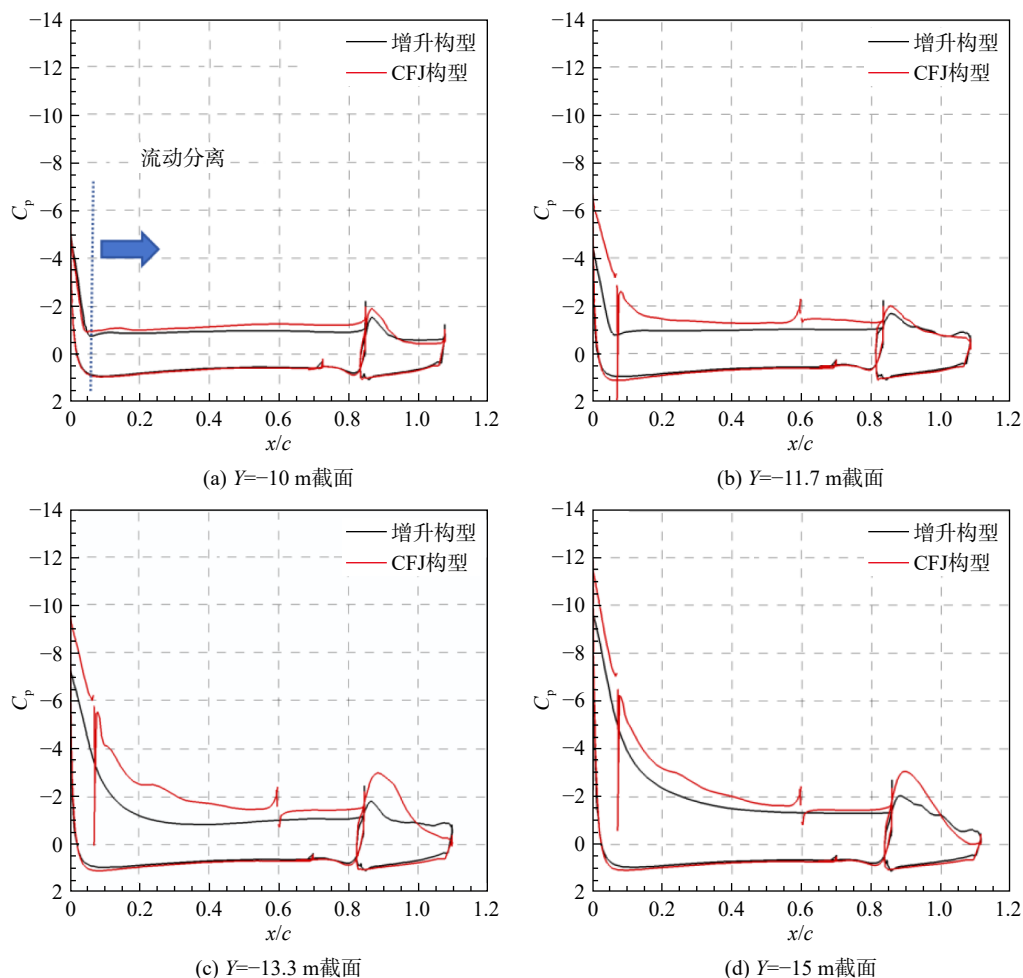
图 18 机翼截面示意图(单位: m)

Fig. 18 Schematic diagram of wing cross-sections (unit: m)

两栖飞机机翼从 $Y=-10\sim-20$ m 范围内的 7 个截面位置。图 19、图 20 展示了 $Y=-10, -11.7, -13.3$ m 和 -15 m 这 4 个截面处的压力分布情况。其中, $Y=-10$ m 截面位于 CFJ 作用域以外, 该区域流动分离特性明显, 图中虚线标注了分离的起始位置。在增加 CFJ 技术后, 可以看出 20° 攻角下, 其压力分布与无 CFJ 技术基本保持一致, 仅在分离流动

后才略高于机械增升构型。 22° 攻角下, 该截面 CFJ 构型的负压在流动分离后区域明显高于机械增升构型, 特别其襟翼的负压峰值明显更高。 $Y=-11.7$ m 截面靠近 CFJ 作用边界, 受到分离流影响比较明显。在主翼表面, 相比机械增升构型, CFJ 构型负压峰值更高, 上翼面整体负压也有一定增量, 并且改善了上翼面的流动分离, 但襟翼

图 19 $\alpha=20^\circ$ 机翼截面压力分布曲线Fig. 19 Pressure distribution curves over wing cross-section at $\alpha=20^\circ$

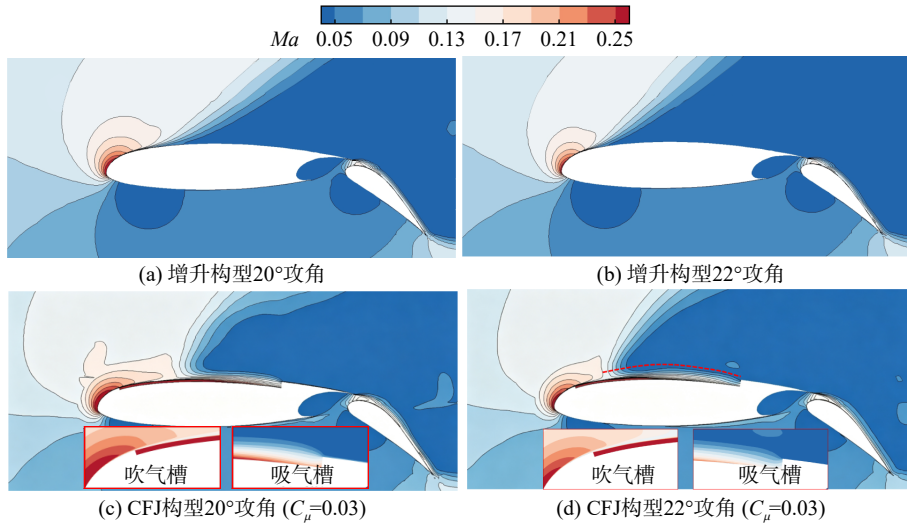
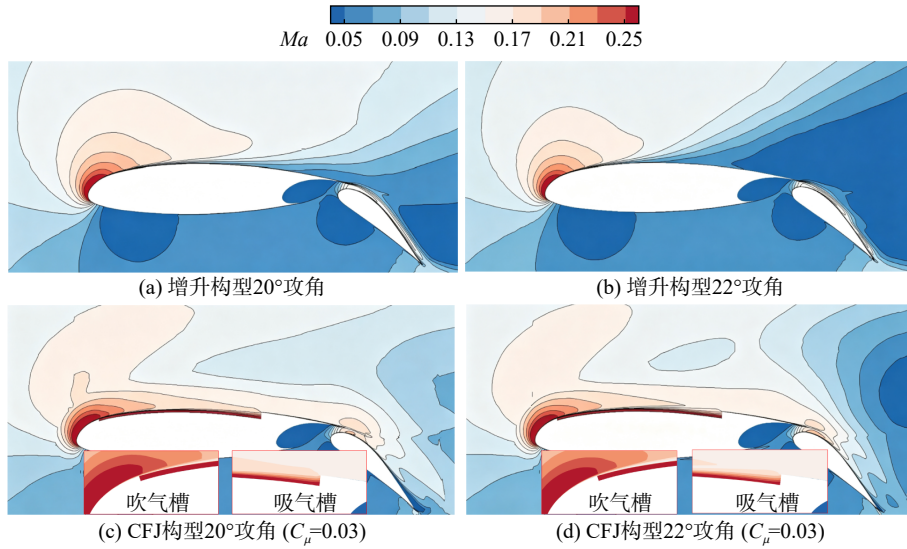
图 20 $\alpha=22^\circ$ 机翼截面压力分布曲线Fig. 20 Pressure distribution curves over wing cross-section at $\alpha=22^\circ$

位置的分布基本一致, 仅在 22° 攻角下 CFJ 构型有略高的压力峰值。Y=-13.3 m 和 -15 m 两处截面位于 CFJ 作用域内, 并且该截面机械增升构型没有产生明显分离, 但增加 CFJ 后, 其上翼面的负压也有较为明显的增量, 而襟翼位置负压峰值的升高更为明显。在 Y=-13.3 m 截面处襟翼负压峰值最大提高了 30% 以上。以上分析可以说明, CFJ 技术能够对机翼、襟翼上表面压力分布产生较为明显的影响, 以此提高压差, 增加了机翼升力。

针对 Y=-11.7 m 和 -13.3 m 两处截面, 图 21、图 22 展示了 20° 及 22° 攻角下的空间流场截面, 并用马赫数进行渲染。在 20° 攻角下, 机械增升构型产生了较为明显的流动分离, 因此上翼面存在大面积的低速区, Y=-11.7 m 截面最为明显。而随着攻角增大, 低速区域持续增大, 对于 Y=-13.3 m 截面, 20° 攻角时仅在襟翼上翼面有较严重的分离, 但 22° 攻角时这一分离蔓延至了主翼

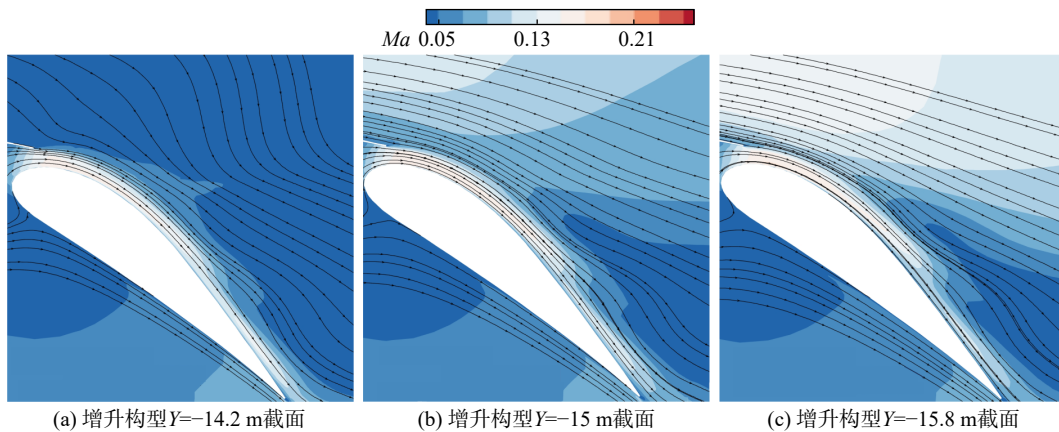
后缘。而在增加 CFJ 后, Y=-11.7 m 截面主翼上翼面空间仍存在较大范围的分离, 但由于射流作用, 在 CFJ 作用域表面, 形成了一层流速较高的附着流动, 即虚线下方, 这在一定程度上改善了流动分离, 同时也增加了机翼环量。而在 Y=-13.3 m 截面, CFJ 作用更加明显, 从主翼前缘至襟翼前缘的上表面, 形成了连续的高速区域, 并且襟翼、主翼上翼面的流动分离被明显遏制, 这极大地改善了机翼的气动性能。

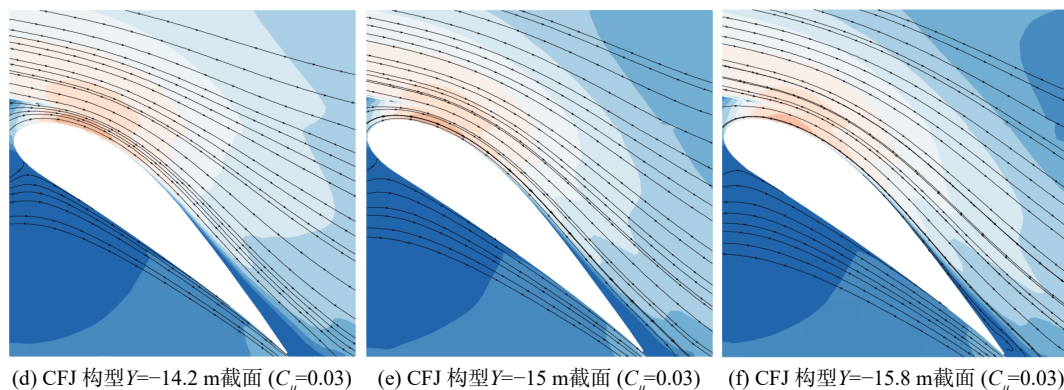
通过压力分布曲线、空间流场可以看出, 尽管 CFJ 区域位于主翼, 但其射流对襟翼处的流动特征也产生了明显影响。图 23 展示了 22° 攻角下 Y=-14.3, -15, -15.8 m 这 3 处襟翼附近空间流场截面的马赫数分布及流线。该 3 处截面主翼位于 CFJ 区域中部, 受到 CFJ 作用影响大, 在襟翼表面, 相比于机械增升构型, 高速区域更大, 主翼后缘也有明显的高速流动。在增升构型的襟翼上表面, 由于流动分离引起了较为明显的低速区,

图 21 $Y=-11.7$ m 空间流场截面马赫数分布Fig. 21 Mach number distribution at $Y=-11.7$ m flow field cross-section图 22 $Y=-13.3$ m 空间流场截面马赫数分布Fig. 22 Mach number distribution at $Y=-13.3$ m flow field cross-section

CFJ 技术应用后也得到了明显改善, 将分离推到了更远范围。同时, 通过流线可以判断, 增升构型襟翼上翼面有较为严重的分离趋势, 流线分布

较为杂乱, 而 CFJ 构型流线平整。综上所述, CFJ 构型对于空间流场的分离特征有明显的遏制作用, 并且喷流的高速流动影响范围包含了主翼及襟翼,

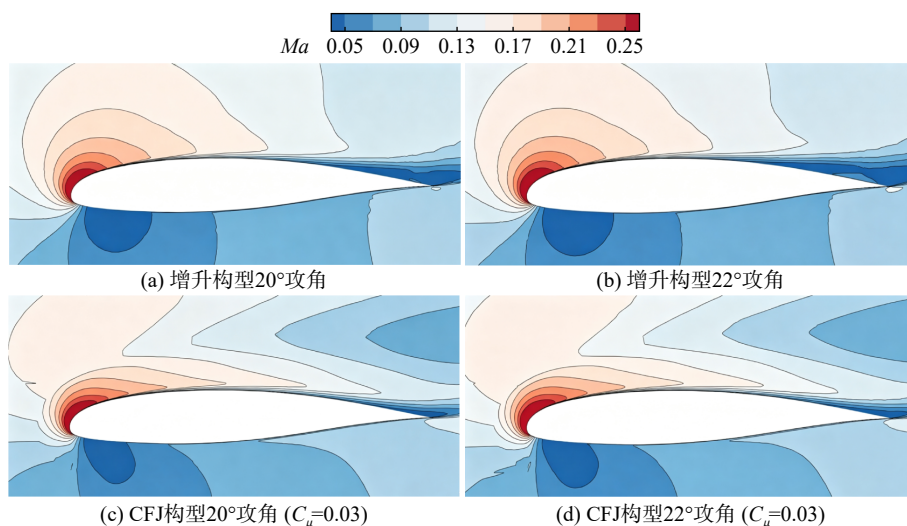
(a) 增升构型 $Y=-14.2$ m 截面(b) 增升构型 $Y=-15$ m 截面(c) 增升构型 $Y=-15.8$ m 截面

图 23 $\alpha=22^\circ$ 襟翼空间流场截面马赫数分布及流线Fig. 23 Mach number distribution and streamlines at flap flow field cross-section at $\alpha=22^\circ$

改善了机翼整体的气动特性。

在对机翼表面压力系数、摩阻系数分布的分析中,CFJ技术的增加对副翼区的流动也有明显的改善作用。图 24 展示了副翼区 $Y=-20$ m 截面

处的空间流场马赫数分布。在副翼后缘,机械增升构型已产生较明显的流动分离,并随着攻角增大,分离区域进一步扩张。主翼增加 CFJ 技术后,对副翼后缘的分离有明显的抑制作用。

图 24 副翼区 $Y=-20$ m 空间流场截面马赫数云图Fig. 24 Mach number contour plot at aileron region flow field cross-section of $Y=-20$ m

同时,在上翼面,CFJ 增升构型的高速区域相比机械增升构型延伸更长。而在上翼面更高的位置,应用 CFJ 技术后,空间流场马赫数分布产生了“弯折”,这可能是由于射流沿纵向的作用范围有限,只能保证靠近翼面的区域流动特性得到改善,而较远的区域保持原来的流动特征,因此气流产生了复杂的掺混效应。

4 结 论

本文根据水陆两栖飞机对高升力系数的现实需要,以 HWB 布局为基础,结合增升装置设计约束,按照从二维至三维的研究路径,设计了三段

式单缝富勒襟翼,同时采用 RANS 方法对不同襟翼偏角的气动特性、增升效能及 6° 起降攻角下的流场特征进行了研究分析。考量 CFJ 主动流动控制技术的实际搭载要求及增升构型的分离特征,在 40-40-30 增升构型主翼上翼面进行了具体 CFJ 搭载设计,并对射流动量系数 $C_\mu=0.03$ 条件下增升构型的气动特性及流场状态进行了计算分析。通过本文研究,得到结论如下:

1) 针对本文 HWB 布局水陆两栖飞机所设计的三段式单缝富勒襟翼增升构型不同襟翼偏角均有明显增升效果,其中 40-40-30 增升构型最大升力系数提高最为明显,达到了 2.7 左右,相比基准

构型提高了 0.8。

2) 在增升效能最好的 40-40-30 增升构型外翼段上翼面搭载 CFJ 技术后, 失速迎角拓宽至 22° , 最大升力系数达到 3.2, 阻力系数降低了 20% 以上, 同时增加了可用俯仰力矩范围。

3) 在 CFJ 作用域内, 射流使该区域马赫数有一定提高, 增加了机翼环量, 并使机翼前缘负压峰值及上翼面负压相比增升构型有明显提高, 有效抑制了作用域内的流动分离趋势。

4) CFJ 技术对作用域外的襟翼、副翼区域流动产生了正向影响, 使襟翼上表面负压峰值最大提升了 30% 以上, 同时改善了副翼及襟翼附近流场的流动状态, 这也说明局部射流对全机气动特性的正向调控作用。

参考文献:

- [1] 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): 522708. (in Chinese)
- [2] 杨荣, 杨智春, 魏浩格. 大型水陆两栖飞机抗浪需求分析[J]. 航空学报, 2025, 46(10): 331227.
Yang Rong, Yang Zhichun, Wei Hao. Demand analysis of wave resistance for large amphibious aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(10): 331227. (in Chinese)
- [3] Shin Maywa. Performance of the State-of-the-Art US-2[EB/OL]. [2025-04-11]. <https://www.shinmaywa.co.jp/english/products/aircraft/amphibian/us2/capability.html>.
- [4] 褚林塘, 叶树林. 水上飞机文集[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
- [5] Nickol C, McCullers L. Hybrid wing body configuration system studies[R]. AIAA-2009-0931, 2009.
- [6] Hooker J R Jr, Wick A T. Design of the hybrid wing body for fuel efficient air mobility operations[R]. AIAA-2014-1285, 2014.
- [7] Wick A T, Hooker J R, Clark C M, et al. Powered low speed testing of the hybrid wing body[R]. AIAA-2017-0100, 2017.
- [8] 张庆云, 王峥华, 魏猛, 等. 大型水陆两栖飞机增升装置特殊设计综述[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 19-32.
Zhang Qingyun, Wang Zhenghua, Wei Meng, et al. Review of high-lift devices design for amphibious aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 19-32. (in Chinese)
- [9] Ishizaki T. The livery design for prototype US-2 search and rescue amphibian[J]. Annual Design Review of Japanese Society for the Science of Design, 2005, 10(1): 16-19.
- [10] 王妙香, 孙卫平, 秦何军. 水陆两栖飞机内吹式襟翼优化设计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 300-309.
Wang Miaoxiang, Sun Weiping, Qin Hejun. Optimization design of an internal blown flap used in large amphibian[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 300-309. (in Chinese)
- [11] Zha Gecheng, Paxton C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet[R]. AIAA-2004-2208, 2004.
- [12] 许和勇, 马成宇. 协同射流流动控制方法研究进展综述[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 1-16.
Xu Heyong, Ma Chengyu. Review of the co-flow jet flow control method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 1-16. (in Chinese)
- [13] Zha Gecheng, Gao Wei. Analysis of jet effects on co-flow jet airfoil performance with integrated propulsion system[R]. AIAA-2006-0102, 2006.
- [14] Zha Gecheng, Gao Wei, Paxton C D. Jet effects on coflow jet airfoil performance[J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1222-1231.
- [15] Zha Gecheng, Gao Wei, Paxton C, et al. Numerical investigation of co-flow jet airfoil with and without injection[R]. AIAA-2006-1061, 2006.
- [16] Hossain M A, Uddin M N, Islam M R, et al. Enhancement of aerodynamic properties of an airfoil by co flow jet (CFJ) flow[J]. American Journal of Engineering Research (AJER), 2015, 4(1): 103-112.
- [17] Zhu Zhenhao, Xiao Tianhang, Zhi Haolin, et al. Aerodynamic characteristics of co-flow jet wing with simple high-lift devices[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(10): 67-83.
- [18] Xu Kewei, Zha Gecheng. High control authority 3D aircraft control surfaces using co-flow jet[R]. AIAA-2019-3168, 2019.
- [19] Aguirre J, Wang Baoyuan, Zha Gecheng. Conceptual design and study of “engineless” airplane using co-flow jet airfoil[R]. AIAA-2007-4441, 2007.
- [20] Lefebvre A M, Zha Gecheng. Design of high wing loading compact electric airplane utilizing co-flow jet flow control[R]. AIAA-2015-0772, 2015.
- [21] Wang Ruochen, Ma Xiaoping, Zhang Guoxin, et al. Numerical investigation of high-speed flying wing based on co-flow jet[J]. Acta Mechanica, 2023, 234(8): 3109-3130.
- [22] Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-1992-0439, 1992.
- [23] Slotnick J, Hannon J, Chaffin M. Overview of the 1st AIAA CFD high lift prediction workshop[R]. AIAA-2011-0862, 2011.
- [24] Long Mike, Mavriplis D. NSU3D results for the first AIAA high-lift prediction Workshop[R]. AIAA-2011-0863, 2011.
- [25] Wiart L, Meunier M. Computational assessment of the HiLiftPW-1 trap-wing model using the elsA CFD software[R]. AIAA-2011-0865, 2011.
- [26] Wells A J. Experimental investigation of an airfoil with co-flow jet flow control[D]. Gainesville: University of Florida, 2005.
- [27] 《飞机设计手册》总编委会. 气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [28] 钟园, 陈勇, 陈真利, 等. 翼身融合布局低速验证机前缘缝翼设计[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623050.
Zhong Yuan, Chen Yong, Chen Zhenli, et al. Design of slat of blended-wing-body low speed testing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623050. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)