

分布式电推进短距起降飞机失速特性分析

刘吉禹, 涂良辉, 吕婧

(南昌航空大学 航空宇航学院, 南昌 330063)

摘要: 分布式电推进短距起降飞机的失速特性直接影响其起降安全性,但目前针对该构型在非正常工况(如高升力系统部分失效)下的失速行为研究仍不充分。以NASA X-57 Maxwell验证机的Mod-IV着陆构型为研究对象,建立基于激励盘模型的CFD数值模拟方法,将螺旋桨作用等效为体积力源项,耦合RANS方程与SST $k-\omega$ 湍流模型,系统分析高升力螺旋桨系统对失速特性的影响,并探究不同功率等级及典型失效模式下的失速行为。结果表明:高升力系统开启后,失速迎角由 15° 推迟至 17° ,最大升力系数由2.87提升至4.52;随着功率等级的提高,升力系数持续上升,失速迎角进一步延后;部分失效状态下,升力曲线整体下移、失速提前;外侧电机失效虽导致失速较早发生,但最大升力系数较高;内侧失效则引起翼根分离提前,最大升力系数降幅更大,表明翼根螺旋桨对维持整体升力起关键作用。

关键词: 分布式电推进;短距起降构型;螺旋桨滑流;失速特性;激励盘模型

中图分类号: V211

文献标识码: A

Analysis of stall characteristics of a distributed electric propulsion short takeoff and landing aircraft

LIU Jiyu, TU Lianghui, LYU Jing

(School of Aeronautics and Astronautics, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: The stall characteristics of distributed electric propulsion short takeoff and landing (DEP-STOL) aircraft directly influence their takeoff and landing safety. However, research on the stall behavior of this configuration under abnormal conditions, such as partial failure of the high-lift system, remains insufficient. This study investigates the NASA X-57 Maxwell Mod-IV landing configuration using a CFD method based on the actuator disk model. The propeller effects are represented as body force source terms and coupled with the RANS equations and the SST $k-\omega$ turbulence model. The influence of the high-lift propeller system on stall characteristics is systematically analyzed, and stall behaviors under different power levels and typical failure modes are examined. The results show that activating the high-lift system delays the stall angle of attack from 15° to 17° and increases the maximum lift coefficient from 2.87 to 4.52. As power level increases, the lift coefficient continuously rises and the stall angle is further delayed. Under partial failure conditions, the lift curve shifts downward and stall occurs earlier. Outboard motor failure leads to an earlier stall, but retains a higher maximum lift coefficient, while inboard motor failure causes premature wing-root separation and a greater reduction in maximum lift coefficient, indicating that wing-root propellers play a critical role in maintaining overall lift.

Key words: distributed electric propulsion; short takeoff and landing configuration; propeller slipstream; stall characteristics; actuator disk model

收稿日期: 2026-03-16; 修回日期: 2026-04-21

基金项目: 江西省重点研发计划重点项目(20243BBG71006)

通信作者: 涂良辉(1981-), 男, 博士, 教授。E-mail: 71016@nchu.edu.cn

引用格式: 刘吉禹, 涂良辉, 吕婧. 分布式电推进短距起降飞机失速特性分析[J]. 航空工程进展.

LIU Jiyu, TU Lianghui, LYU Jing. Analysis of stall characteristics of a distributed electric propulsion short takeoff and landing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

短距起降能力是支撑未来城市空中交通与区域快速连通的关键技术之一。传统固定翼飞行器为满足短距起降需求,通常采用复杂的机械式增升装置,这类装置虽能有效提高最大升力系数,但也带来结构增重、系统复杂度上升、巡航效率下降等问题。近年来,分布式电推进(Distributed Electric Propulsion, DEP)技术的出现为突破这一瓶颈提供了新思路。通过在机翼前缘分布式布置多个小型螺旋桨,DEP系统利用螺旋桨滑流与机翼绕流之间的“气动—推进耦合”效应,显著提升低速状态下的升力性能,从而改善起降能力。然而,升力性能的提升使飞行器在起降过程中更接近失速边界,其静态失速特性(即失速迎角与最大升力系数)直接影响飞行安全与操纵品质设计,亟需深入研究。

国内外针对分布式电推进短距起降构型的研究已形成从概念探索、机理分析到工程验证的完整链条,但在失速特性,尤其是非正常状态下的失速行为研究方面,仍存在空白。

从工程验证与构型探索层面看,国内外已启动多项标志性项目^[1-2]。以美国NASA的X-57 Maxwell为代表的验证机,率先完成了翼尖巡航螺旋桨+前缘分布式高升力螺旋桨的详细设计与地面测试,结果表明,前缘分布式高升力螺旋桨可以大幅提高最大升力系数。Electra Aero公司的EL-2技术验证机则在机翼前缘分布8台高升力螺旋桨,利用螺旋桨滑流增强大偏度襟翼与襟副翼的增升效果,从而将起降距离缩短至50 m以内,约为传统飞机的十分之一。我国在低空经济的大背景下,也相继布局了多项短距起降机型,如翊飞航空ES1000、天目山实验室的“天目山3号”等。然而,这些工程项目公开的深度性能数据,尤其是涵盖故障状态的高风险边界气动数据极为有限,难以支撑普适性的安全规律总结。

在气动机理与数值模拟研究方面,Minervino等^[3]针对翼尖安装螺旋桨的减阻机理开展了高保真度数值模拟,发现该布局通过削弱翼尖涡强度、提高有效展弦比,可在巡航与爬升条件下分别减阻约6%与10%,且减阻效能与推力分配、螺旋桨尺寸密切相关;Aref等^[4]采用高保真CFD方法研究了C130J飞机螺旋桨安装位置与旋转方向对机

翼气动特性的影响,指出螺旋桨滑流可显著改变机翼压力与升力分布,并在特定条件下延迟流动分离,其影响规律与螺旋桨转向、桨叶角及布局形式密切相关;孙宗燕等^[5]以运12F飞机为原型,提出了一套分布式螺旋桨—机翼设计分析方法,验证了分布式滑流在低速大迎角下的显著增升效果,并指出上置螺旋桨布局对升力特性的提升优于下置布局;杨龙源等^[6]通过对比实桨非定常方法(FBM)和定常动量激励盘方法(ADM),验证了ADM在评估螺旋桨滑流对高升力构型影响时的准确性与高效性;饶崇等^[7]采用多参考系方法对分布式电推进飞机的螺旋桨滑流效应进行数值模拟,揭示了滑流对全机升阻力、压力分布及失速特性的影响规律,并指出翼尖螺旋桨旋转方向对机翼气动性能具有显著影响。

考虑滑流后,飞机的失速特性也会随之发生改变,飞机在进行适航验证时,必须考虑螺旋桨滑流的影响^[8]。刘毅等^[9]通过风洞实验发现,滑流通过增加机翼局部流速、推迟气流分离,可使失速迎角推迟约 $1^{\circ}\sim 2^{\circ}$,螺旋桨在低功率状态下使最大升力系数提升8%~9%,且增升效应随襟翼偏度和滑流强度的增加而增强;De Lucas-Bodas等^[10]通过风洞实验和CFD模拟验证了螺旋桨滑流对机翼失速特性的影响,指出升力增量随襟翼偏度和推力系数增加而增强,双缝襟翼构型下效果更为显著;Christopher^[11]通过EL-2的飞行实验揭示了滑流通过增加机翼局部流速、抑制边界层分离,使失速迎角从无动力状态下的约 16° 提高至最大吹气水平下的 $22^{\circ}\sim 23^{\circ}$,并给出了失速迎角随推力系数线性增加的近似关系。

综上,目前针对DEP短距起降飞机失速特性的研究仍缺乏对非正常工况(如高升力系统部分失效)下的系统分析。为此,本文以NASA X-57 Maxwell验证机的Mod-IV构型为研究对象,建立基于激励盘模型的CFD数值模拟方法,并通过与公开试验数据对比验证其准确性;在此基础上,重点分析高升力螺旋桨系统在起降状态下对飞机失速边界、最大升力系数及失速迎角的影响规律,探讨不同功率等级对失速特性的作用机制;针对高升力系统部分失效场景,设置典型故障模式,研究高升力螺旋桨失效位置对失速行为的影响,揭示其内在流动控制机理。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

本文以 NASA X-57 Maxwell 验证机的 Mod-IV 构型为研究对象^[12],该机型是分布式电推进技术的重要飞行验证平台,其核心设计思想在于:通过分布式推进系统验证其在大展弦比机翼低速性能的改善能力。

需要说明的是,NASA X-57 Maxwell 验证机的设计目标侧重于验证分布式电推进技术在巡航效率方面的优势,其机翼面积较小、翼载荷较高,本身并非以短距起降性能为设计出发点。然而,该机型作为分布式电推进技术最成熟、公开数据最完整的飞行验证平台,其前缘分布式高升力螺旋桨系统与机翼的“气动—推进耦合”机理,与当前各类短距起降 DEP 构型(如 Electra EL-2、翊飞 ES1000 等)具有本质上的共通性。因此,以 X-57 为研究对象,系统揭示高升力螺旋桨系统在不同工况下的失速特性与失效影响规律,其研究结论对 DEP 短距起降飞机的适航设计与安全评估仍具有重要的参考价值和指导意义。

Mod-IV 构型的气动布局如图 1 所示,外形及螺旋桨参数详细数据可参考文献[13]中 NASA 公开的 3D 几何模型,该构型主要包括:

1) 机翼:翼展 9.627 m,平均气动弦长 0.65 m,展弦比 15,专为巡航效率优化;

2) 前缘高升力螺旋桨系统:沿机翼前缘对称分布 12 台高升力电动螺旋桨,单台额定功率 10.7 kW。该系统专用于起降阶段,螺旋桨桨叶在巡航时可折叠以减少阻力;

3) 翼尖巡航螺旋桨系统:两个大功率电动巡航螺旋桨位于翼尖,用于巡航阶段减小诱导阻力。

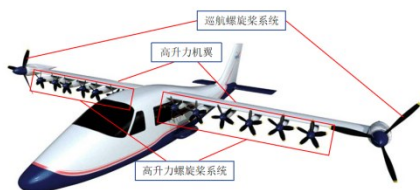


图1 NASA X-57 Maxwell Mod-IV 构型气动布局

Fig. 1 Aerodynamic configuration of NASA X 57 Maxwell Mod-IV

为研究高升力螺旋桨系统对整机失速特性的影响,本文定义 3 种动力状态:

1) 无动力状态:高升力螺旋桨系统不运行,翼尖巡航螺旋桨空转;

2) 有动力状态:高升力螺旋桨系统以额定功率运行,翼尖巡航螺旋桨空转;

3) 失效状态:部分高升力螺旋桨停转(不产生推力),其余螺旋桨以额定功率运行,翼尖巡航螺旋桨空转。

1.2 螺旋桨激励盘模型理论

分布式电推进系统在带来显著气动收益的同时,其螺旋桨滑流与机翼绕流之间的耦合效应也极为复杂。目前研究螺旋桨滑流的主要手段包括瞬态 CFD 模拟和高精度风洞试验^[14-18],但两者成本高昂,难以在初步设计阶段频繁使用。激励盘模型作为一种经典的气动-推进耦合简化方法,通过将螺旋桨的作用等效为分布在桨盘面上的体积力源项,可在保留核心物理机制的前提下大幅降低计算复杂度,适用于参数化研究与设计迭代^[19-20]。

为高效模拟 12 个高升力螺旋桨的滑流效应,本文采用基于叶素动量理论(Blade Element Momentum Theory, BEMT)的激励盘模型。该理论通过耦合动量定理与叶素分析法,在保证计算精度的同时显著提高计算效率^[21-22]。

动量定理基于桨盘前后的质量、动量守恒建立宏观流动模型,求解桨盘处的轴向与周向诱导速度;叶素理论则将桨叶沿展向离散为若干二维翼型微段,通过分析各叶素在局部来流条件下的气动特性,计算其贡献的推力与扭矩。螺旋桨微段叶素受力情况如图 2 所示。

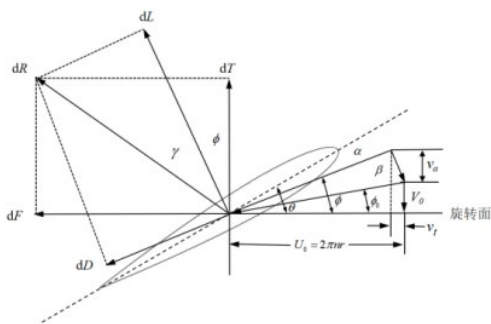


图2 螺旋桨微段叶素受力情况

Fig. 2 Force analysis of a propeller blade element

具体而言,在前进速度为 v_0 的螺旋桨叶片半径 r 处取一叶素微段,其弦长为 c ,安装角 θ 。考虑轴向诱导速度 v_a 与周向诱导速度 v_t 后,叶素处实际入流角 ϕ 与迎角 α 分别为

$$\phi = \arctan\left(\frac{V_0 + v_a}{2\pi nr - V_t}\right), \alpha = \theta - \phi \quad (1)$$

叶素相对来流速度 W 及其产生的微元升力 dL 与阻力 dD 可表示为

$$W = \sqrt{(V_0 + v_a)^2 + (2\pi nr - v_t)^2} \quad (2)$$

$$\begin{cases} dL = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_l dr \\ dD = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_d dr \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_l 和 C_d 分别为叶素微段的升力系数和阻力系数。

进而,该叶素对推力与扭矩的贡献为

$$\begin{cases} dT = dL \cos\phi - dD \sin\phi \\ dQ = r(dL \sin\phi + dD \cos\phi) \end{cases} \quad (4)$$

通过对所有叶素沿展向积分,即可获得全桨的推力与扭矩分布。本文将由此计算得到的体积力源项以轴向和周向分量的形式添加至动量方程中,实现对12个螺旋桨滑流效应的稳态模拟。该方法可在保证精度的同时显著降低计算规模,适用于多工况系统分析。需要说明的是,本文模型未考虑螺旋桨旋转方向对滑流非对称分布的影响,后续研究中将进一步完善。

1.3 流动控制方程与湍流模型

考虑到螺旋桨滑流可将局部区域流速提升至较高水平,可压缩性效应不可忽略,因此采用有限体积法求解三维、可压缩雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程。在惯性坐标系下,其表达式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = \int_{\Omega} \mathbf{S} dV \quad (5)$$

式中: \mathbf{Q} 为守恒变量向量; F_c 和 F_v 分别为对流通量与黏性通量; \mathbf{S} 为源项。1.2 节中由激励盘模型计算得到的螺旋桨体积力源项即添加至 \mathbf{S} 中进行求解。

为准确捕捉边界层分离、流动转捩及失速等非线性流动特征,本文选用 Menter 提出的剪切应力输运 (SST) $k-\omega$ 湍流模型。该模型结合了 $k-\omega$ 模型在近壁区的稳定性和 $k-\epsilon$ 模型在远场的低敏感性,适用于逆压梯度下的分离流预测。计算域

远场边界采用基于黎曼不变量的无反射边界条件,以模拟自由来流;固体壁面(如机翼、机身表面)施加无滑移绝热边界条件,近壁面网格确保 $y^+ < 1$,以直接积分黏性底层。

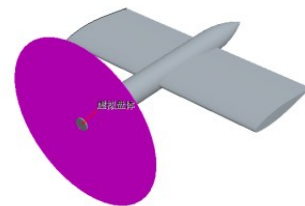
控制方程采用密度基耦合求解器进行离散与求解。对流项采用二阶迎风格式以提高分离流场的捕捉精度,粘性项采用中心差分格式离散。定常计算中使用隐式时间推进以加速收敛。

上述控制方程使用商业 CFD 软件 STAR-CCM+ 进行求解计算,收敛标准为:残差下降至少3个数量级,且升力系数与阻力系数监控值在连续500步内的变化小于0.1%。

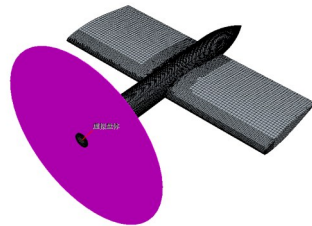
2 数值方法与模型验证

2.1 数值方法验证

为验证本文所采用的数值方法的准确性,选取文献[23]中的单螺旋桨机翼标准模型进行验证。该算例的几何模型及网格划分如图3所示。



(a) 算例模型



(b) 算例面网格

图3 单螺旋桨机翼算例

Fig. 3 Single propeller-wing validation case

算例计算条件为:螺旋桨前进比 $J=0.85$, 来流马赫数 $Ma=0.15$, 基于平均气动弦长的雷诺数 $Re=0.8 \times 10^6$, 无动力与有动力两种状态下升力系数的计算结果如表1所示,并与实验数据进行了对比。

表1 单螺旋桨算例计算结果
Table 1 Calculation results of single propeller case

螺旋桨 工作状态	升力系数		误差/%
	实验数据	本文所用数值方法	
无动力	0.29	0.284	2.07
有动力	0.31	0.318	2.58

从表1可以看出:无论螺旋桨处于无动力还是有动力状态,本文数值方法得到的升力系数与实验值的误差均在3%以内。该验证算例的螺旋桨-机翼布局与本文研究的X-57构型在滑流干扰机理上具有相似性,因此可认为本文方法能够有效模拟螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响,适用于后续的失速特性分析。

2.2 模型验证

为降低计算成本,本文采用X-57 Mod-IV的半模对称模型开展数值模拟,如图4所示。沿展向由翼根至翼梢将螺旋桨编号为1~6号,激励盘编号与之对应。

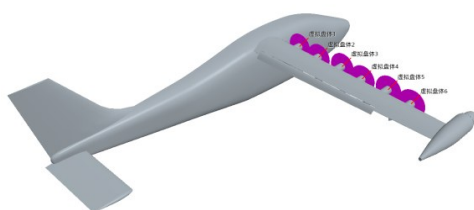
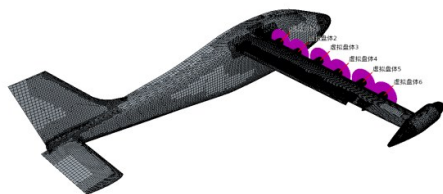
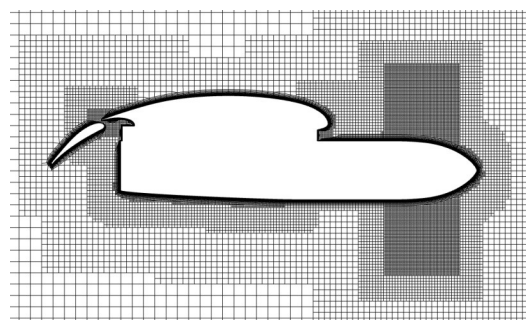


图4 X-57 Mod-IV半模对称模型(着陆构型)
Fig. 4 X-57 Mod-IV half-model symmetry model (landing configuration)

Mod-IV构型采用开缝襟翼作为增升装置,着陆构型下襟翼偏度为 30° ,缝道宽度与襟翼偏角依据文献[13]提供的几何参数设定。数值模拟中,襟翼附近网格进行局部加密处理(网格尺寸约为翼型弦长的0.5%),以准确捕捉襟翼缝道流动与螺旋桨滑流的相互作用,虚拟盘及襟翼加密后网格如图5所示。



(a) 面网格示意图



(b) 激励盘附近体网格示意图

图5 模型非结构网格示意图

Fig. 5 Schematic of the unstructured mesh for the model

为验证计算模型的准确性,选取着陆构型进行验证。计算条件为:来流速度 $V_\infty=18.68\text{ m/s}$,螺旋桨前进比 $J=0.549$,无动力与有动力状态下升力系数随迎角的变化曲线如图6所示,并与NASA公开数据[13]进行了对比。

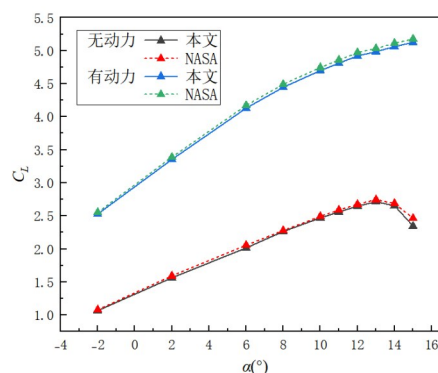


图6 模型准确性验证结果

Fig. 6 Validation results of model accuracy

从图6可以看出:在无动力与有动力两种状态下,本文计算结果与试验数据在全迎角范围内吻合良好。在失速迎角附近,升力系数的最大相对误差小于5%,表明本文模型能够准确预测DEP构型的升力特性及失速行为。

进一步开展网格无关性验证。保持计算条件不变,对比粗(1 300万)、中(2 600万)、细(5 200万)3套切割体/棱柱层混合网格的计算结果,如图7所示。

从图7可以看出:3套网格计算得到的升力系数曲线基本重合。以细网格结果为基准,中网格在失速迎角附近的升力系数相对误差小于1%,粗网格误差略大但仍在3%以内。综合考虑计算精度与资源消耗,选用中套网格(约2 600万单元)进

行后续分析。

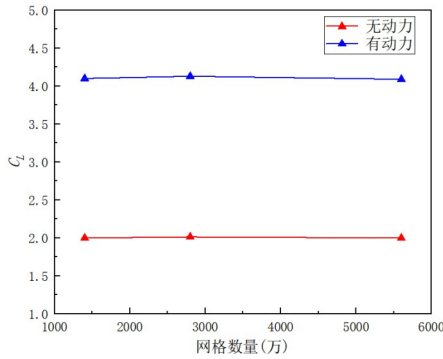


图7 网格无关性验证结果

Fig. 7 Grid independence validation results

3 高升力系统对失速特性的影响

分布式电推进系统中,螺旋桨滑流与机翼的强耦合作用显著影响短距起降飞机的失速特性。作为DEP构型的核心增升手段,高升力螺旋桨系统对失速行为的影响主要体现在两方面:一是相较于无动力状态,系统开启后对失速边界的整体拓展;二是不同功率等级下升力特性的演化规律。本节围绕上述两方面展开分析,旨在揭示高升力滑流改善失速特性的物理机制。

3.1 失速边界的整体提升

为评估高升力螺旋桨系统对失速边界的改善效果,对着陆构型进行模拟,计算条件为:来流马赫数 $Ma=0.139$,高升力螺旋桨系统开启至额定功率 10.7 kw ,螺旋桨前进比 $J=0.686$,升力系数曲线如图8所示。

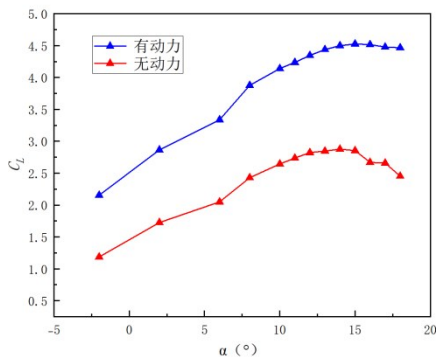
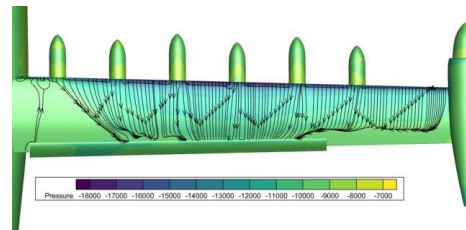


图8 着陆构型在 $Ma=0.139$ 工况下的升力系数曲线

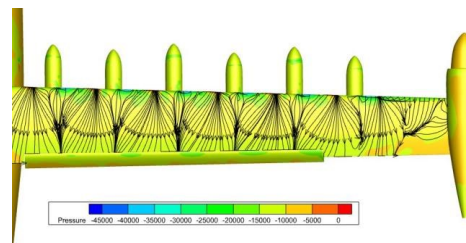
Fig. 8 Lift coefficient curves for the landing configuration at $Ma=0.139$

从图8可以看出:无动力状态下飞机失速迎角为 14° ,最大升力系数为 2.87 。当高升力螺旋桨系统以额定功率(10.7 kW)开启后,失速迎角推迟至 17° ,最大升力系数提升至 4.52 ,分别增加 3° 和 1.65 。这表明高升力系统的介入不仅显著提升了最大升力能力,同时扩展了安全迎角范围,增大了低速起降阶段的失速裕度。

为进一步揭示失速推迟的流动机理,迎角 15° 时机翼表面压力分布及极限流线如图9所示,可以看出:无动力状态下,翼根区域出现大范围低速回流区,流动已发生明显分离,这是失速发生的直接原因。



(a) 无动力状态



(b) 有动力状态

图9 迎角 15° 机翼表面压力分布及极限流线

Fig. 9 Wing surface pressure distribution and limiting streamlines at $\alpha = 15^\circ$

有动力状态下,螺旋桨滑流以较高动量扫过机翼前缘,显著提升了当地气流速度,并向边界层内持续注入高动量流体。迎角 15° 翼根剖面压力系数曲线如图10所示,可以看出:无动力状态下,上表面吸力峰较弱,抵抗逆压梯度的能力有限,有动力状态下,高升力螺旋桨产生的高动量射流显著提高了前缘压力系数峰值,增强了边界层抵抗逆压梯度的能力,抑制了大部分气流分离的过早发生,使机翼在大迎角下仍能保持一定的气流附着,延迟了失速,从而实现了失速边界的整体拓展。

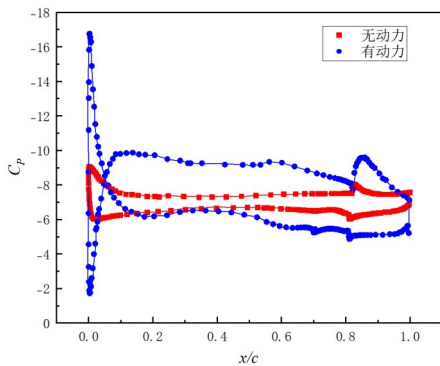


图10 迎角 15° 翼根剖面压力系数曲线
Fig. 10 Pressure coefficient curves at the wing root section ($\alpha = 15^\circ$)

3.2 功率等级对失速特性的影响

高升力螺旋桨系统的功率等级直接决定滑流动能的大小,进而影响其对失速特性的调控能力。为探究这一影响规律,本节对比着陆构型在4.9、8.1、10.7 kW 3种功率等级下的升力系数曲线,结果如图11所示。

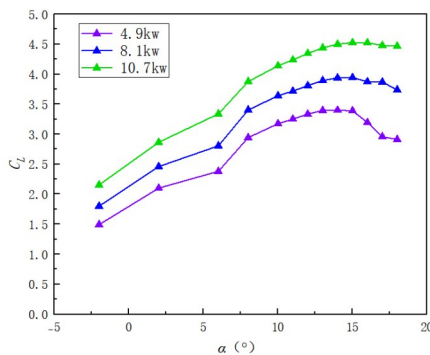
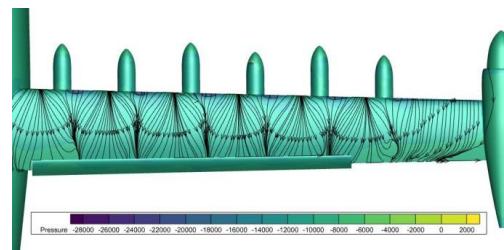


图11 着陆构型在不同功率系数下的升力系数曲线
Fig. 11 Lift coefficient curves for the landing configuration under different power levels

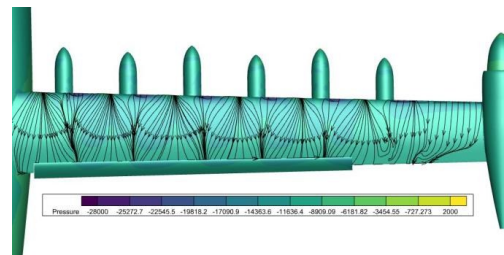
从图11可以看出:随着功率等级提升,升力系数曲线整体上移,失速迎角亦随之延后。在4.9 kW功率下,最大升力系数为3.4,失速迎角约为 14.5° ;功率提升至8.1 kW时,最大升力系数增至3.94,失速迎角延后至接近 15° ;进一步增至额定功率10.7 kW时,最大升力系数达到4.52,失速迎角达到 17° 。这表明高升力系统的增升效果与功率投入呈正相关,且功率提升同样有利于延后失速迎角。

上述宏观升力特性的演化源于不同功率下螺旋桨滑流对机翼边界层的控制能力差异。迎角 8°

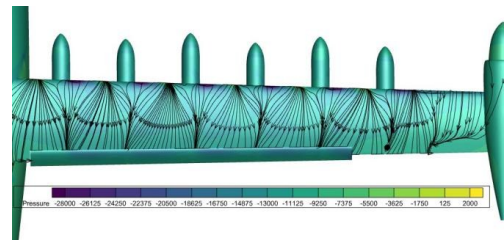
时3种功率等级下机翼中剖面的速度云图如图12所示,可以看出:随着功率增大,螺旋桨滑流动能不断增强,在机翼表面诱导形成的贴壁高速区范围持续扩大,射流核心区速度峰值明显提高。在4.9 kW工况下,高速射流主要集中在机翼前缘附近,其后缘区域已出现低速积聚迹象;当功率提升至10.7 kW时,高动量射流几乎覆盖整个上翼面,持续为边界层补充动量。



(a) 4.9 kW



(b) 8.1 kW



(c) 10.7 kW

图12 不同功率系数下机翼中段剖面速度云图
Fig. 12 Velocity contours at the wing mid-span section under different power levels

不同功率系数机翼中段剖面压力系数曲线如图13所示,可以看出:随着功率系数的提高,机翼前缘压力系数峰值不断增大,边界层抵抗逆压梯度的能力显著增强,因此,更高功率的滑流可更有效地抑制流动分离,推迟失速发生,同时提升全机的升力承载能力。

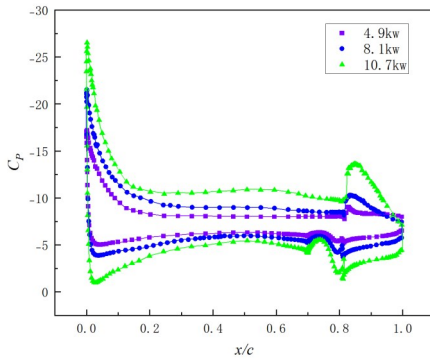


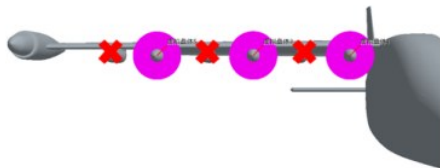
图13 不同功率系数机翼中段剖面压力系数曲线
Fig. 13 Pressure coefficient curves at the wing mid-span section under different power levels

4 部分失效状态下的失速特性分析

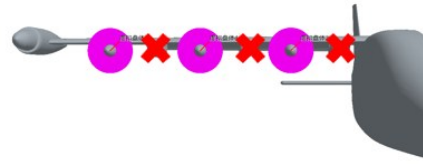
分布式电推进高升力系统由多个独立驱动的螺旋桨单元构成,其动力源与供电架构的复杂性导致系统存在局部失效风险。在短距起降等低速大迎角工况下,部分螺旋桨停转会改变滑流与机翼的耦合作用,可能恶化失速特性,进而影响飞行安全。为此,本节针对典型的部分失效场景开展数值模拟,通过对比不同失效模式下的升力特性与流场结构,揭示失效位置对失速行为的影响机理。

4.1 失效场景设置与仿真

依据 X-57 Maxwell 高升力系统的电路布局,其 12 台电动螺旋桨由两套独立电源分组供电,单套电路故障将导致对应组别的 3 台电机停转。基于此故障逻辑,并考虑展向位置的对称性,本文设置两种典型失效场景进行对比分析,示意图如图 14 所示。



(a) 失效 A



(b) 失效 B

图14 失效场景示意图

Fig. 14 Schematic of failure scenarios

失效 A:外侧电机组(编号 2,4,6)失效。

失效 B:内侧电机组(编号 1,3,5)失效。

两种失效场景中螺旋桨停转数量相同(均为 6 台),差异仅在于失效位置的展向分布,且失效螺旋桨处于停转状态,不产生推力。通过对此二者的对比,可有效分离失效位置对失速特性的影响,排除失效数量这一混杂因素。

4.2 结果对比与失速特性分析

失效 A、失效 B 与全功率状态下升力系数随迎角的变化曲线如图 15 所示,可以看出:与全功率状态相比,两种失效模式的升力曲线均整体下移,失速迎角也相应提前,表明高升力系统的部分螺旋桨停转将削弱其对失速边界的拓展能力。

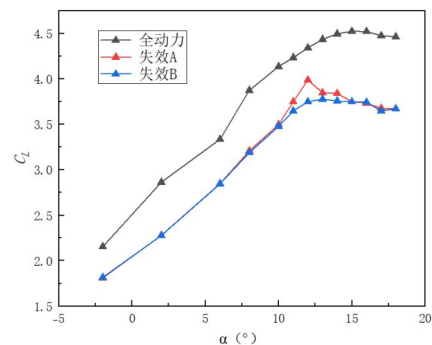


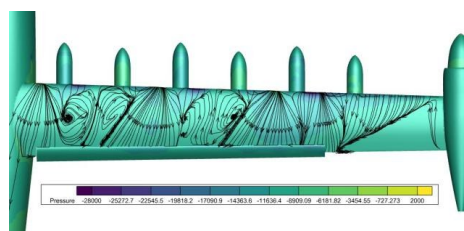
图15 不同功率等级下的升力特性曲线
Fig. 15 Lift characteristic curves under different power levels and failure modes

进一步对比失效 A 与失效 B 可见,二者在中低迎角范围内($\alpha < 13^\circ$)的升力系数基本吻合,表明在附着流动占主导的阶段,失效位置对升力特性的影响尚不显著。然而,随着迎角增大并逐步逼近失速,二者的差异开始凸显:失效 A 在 $\alpha = 15^\circ$ 时率

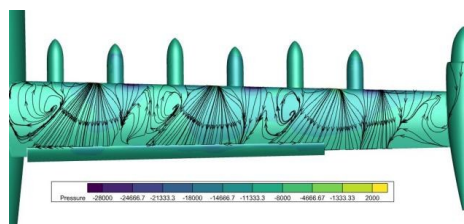
先失速,但其最大升力系数维持在 3.92;失效 B 的失速迎角延后至 16° ,但最大升力系数仅为 3.58,较失效 A 低约 8.7%。这一现象表明,失效位置不仅影响失速发生的早晚,还对升力承载能力产生重要影响,且失速早晚与最大升力系数并非单调对应。

上述失速特性的差异源于不同失效模式下机翼关键区域的流动状态变化。机翼表面压力分布及极限流线如图 16 所示,可以看出:对于失效 A,翼根螺旋桨(1号)正常工作,其高动量滑流持续冲刷翼根区域,有效抑制了翼根分离,这是其最大升力系数显著高于失效 B 的直接原因,然而,翼梢螺旋桨(6号)的失效导致翼梢失去滑流屏障,翼尖涡强度增大,诱导上洗效应增强,使得外侧机翼在相对较小的迎角(15°)下发生大范围气流分离。

对于失效 B,翼根螺旋桨(1号)失效,翼根区域失去滑流注入,在较小迎角(14°)即开始出现局部分离。但此时翼梢螺旋桨(6号)正常工作,其滑流在翼梢形成高动量射流屏障,一方面抑制翼尖涡、减小下洗效应,另一方面通过展向流动再分配和额外升力补偿,延缓了翼根分离的扩展速度,使翼根分离表现为渐进式发展。因此,整机升力系数能够继续缓慢增长,直至 16° 才达到峰值,尽管该峰值因翼根分离的长期存在而较低。



(a) 失效 A

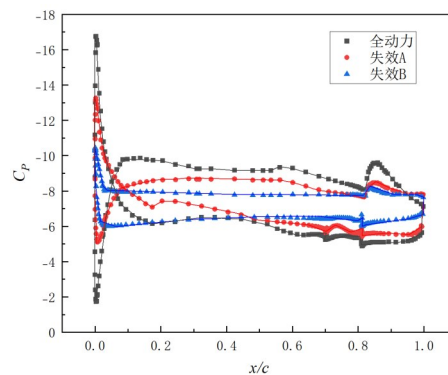


(b) 失效 B

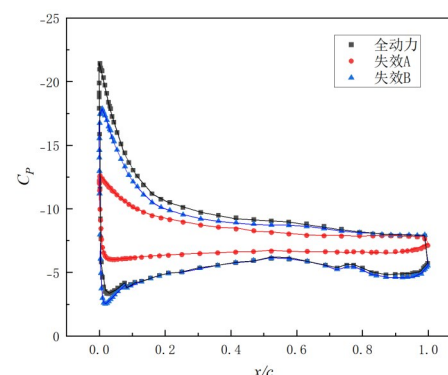
图 16 迎角 14° 机翼表面压力分布及极限流线
Fig. 16 Wing surface pressure distribution and limiting streamlines at $\alpha = 14^\circ$

机翼典型剖面压力系数曲线图如图 17 所示,可以看出:对于失效 A,因翼根螺旋桨(1号)正常

工作,翼根前缘压力峰显著,抵抗逆压梯度的能力较强,翼根未出现大范围气流分离;而翼尖螺旋桨(6号)未正常工作,翼尖前缘压力峰明显降低,抵抗逆压梯度的能力减弱,翼尖表面出现大范围气流分离。



(a) 翼根



(b) 翼尖

图 17 机翼典型剖面压力系数曲线

Fig. 17 Pressure coefficient curves at typical wing sections

综合全动力状态下翼展升力系数分布如图 18 所示。

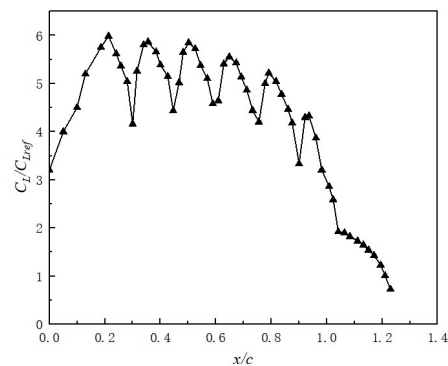


图 18 机翼展向升力分布

Fig. 18 Spanwise lift distribution on the wing

从图 18 可以看出:其升力系数更大,但翼根的大面积气流分离导致了机翼的失速。

反观失效 B,翼根螺旋桨(1号)未正常工作,翼尖前缘压力峰明显降低,抵抗逆压梯度的能力较弱,翼根表面出现大范围气流分离;翼尖螺旋桨(6号)正常工作,翼尖前缘压力峰显著,抵抗逆压梯度的能力较强,翼尖未出现大范围气流分离。翼根螺旋桨对整机升力系数贡献最大但处于失效状态,即导致失效 B 整机最大升力系数不及失效 A,但约束整机失速的翼尖螺旋桨正常工作,使得失效 B 仍能在较大迎角维持不失速。

5 结 论

1) 通过与 NASA 公开试验数据对比,包含激励盘源项的 RANS 方法能够有效预测 DEP 飞机的升力特性。有/无动力状态下最大升力系数的计算误差均小于 5%,失速迎角与参考数据吻合良好,验证了该方法在失速特性分析中的适用性。

2) 高升力螺旋桨系统通过滑流向机翼边界层注入高动量气流,可显著抑制流动分离。在着陆构型下,开启高升力系统后失速迎角由 15° 推迟至 17° ,最大升力系数由 2.87 提升至 4.52,增幅超过 50%。其流动机理在于:螺旋桨滑流沿机翼前缘注入高动量流体,有效抑制了翼根区域的边界层分离,从而推迟了失速的发生。

3) 升力特性对功率等级具有高度敏感性。随着功率从 4.9 kW 提升至 10.7 kW,滑流在机翼表面的覆盖范围持续扩大,贴壁高速区的范围和强度均显著增加,导致升力系数曲线整体上移,失速迎角由 16° 延后至 17° 。这表明功率管理是调控失速边界、提升起降安全裕度的有效手段。

4) 高升力系统部分失效对失速特性的影响呈现显著的位置依赖性。翼根螺旋桨失效(失效 B)导致翼根区低能流体积聚、流动分离提前,最大升力系数降幅更大(较失效 A 低 8.7%);翼梢螺旋桨失效(失效 A)虽使失速提前至 15° ,但因翼根滑流保留,其最大升力系数仍高于失效 B。这表明翼根螺旋桨对维持整机升力起主导作用,而翼梢螺旋桨主要通过影响翼尖涡结构调控失速进程。

综上,本文揭示了高升力螺旋桨系统功率管理及失效位置对失速特性的影响规律,研究结果可为 DEP 短距起降飞机的适航设计与安全评估提

供理论依据。后续可进一步开展非对称失效模式下的操稳特性分析,并考虑动态过程对失速边界的影响。

参 考 文 献

- [1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 7-23.
Huang Jun. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 7-23. (in Chinese)
- [2] 范中允. 分布式螺旋桨与气动布局耦合设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2021.
Fan Zhongyun. Research on coupling design of distributed propeller and aerodynamic layout[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021. (in Chinese)
- [3] Minervino M, Andreutti G, Russo L, et al. Drag reduction by wingtip-mounted propellers in distributed propulsion configurations[J]. Fluids, 2022, 7(7): 212.
- [4] Aref P, Ghoreyshi M, Jirasek A, et al. Computational study of propeller-wing aerodynamic interaction[J]. Aerospace, 2018, 5(3): 79.
- [5] 孙宗燕, 王强, 乔伟, 等. 电动飞机分布式螺旋桨—机翼设计分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(1): 53-64.
Sun Zongyan, Wang Qiang, Qiao Wei, et al. Research on the analysis method of distributed propeller-wing design of electric aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(1): 53-64. (in Chinese)
- [6] 杨龙源, 盛云逸, 崔天昱, 等. 螺旋桨滑流对高升力构型影响的数值计算[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(5): 41-50.
Yang Longyuan, Sheng Yunyi, Cui Tianyu, et al. Numerical investigation of propeller slipstream effects on high-lift aerodynamic configurations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(5): 41-50. (in Chinese)
- [7] 饶崇, 张铁军, 魏闯, 等. 一种分布式电动飞机螺旋桨滑流影响机理[J]. 航空学报, 2021, 42(增刊 1): 157-167.
Rao Chong, Zhang Tiejun, Wei Chuang, et al. Influence mechanism of propeller slipstream on wing of a distributed electric aircraft scheme[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(S1): 157-167. (in Chinese)
- [8] 张妙婵, 汪发亮. 考虑螺旋桨滑流的涡浆运输机失速速度的适航验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(2): 118-123.
Zhang Miaochan, Wang Faliang. Airworthiness verification of stall speed for turboprop transport aircraft considering propeller slipstream[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(2): 118-123. (in Chinese)
- [9] 刘毅, 赵晓霞, 欧阳绍修. 螺旋桨飞机升力失速特性研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(5): 655-660.
Liu Yi, Zhao Xiaoxia, Ouyang Shaoxiu. Investigation on lift stall characteristics of propeller aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 655-660. (in Chinese)

- [10] De Lucas-Bodas S, Narbona-Gonzalez J, Ossorio-Contreras V, et al. Experimental validation of numerical prediction of wing-propeller aerodynamic interaction [C]// 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. USA: ICAS, 2020: 171-183.
- [11] Christopher B C. Performance, stability and control of electric short takeoff and landing aircraft [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2024.
- [12] 高杨. NASA 电气化飞机技术研发现状及应用前景综述 [J]. 现代制造技术与装备, 2022, 58(12): 63-65.
Gao Yang. Overview on development progress and application prospects of NASA electrified aircraft propulsion technology [J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2022, 58(12): 63-65. (in Chinese)
- [13] NASA. X-57 Technical papers [EB/OL]. (2020-08-03) [2026-03-16]. <https://www.nasa.gov/aeroresearch/X-57/technical/index.html>.
- [14] 温隆, 赵旭, 王伟特, 等. 耦合动量源和叶素理论的旋翼干扰下尾桨气动力预测方法 [J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(6): 1101-1109.
Wen Long, Zhao Xu, Wang Weite, et al. A method for tail rotor aerodynamic force prediction under rotor interference based on coupled momentum source and blade element theory [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(6): 1101-1109. (in Chinese)
- [15] Wang M T, Jin T. Aerodynamic performance of propeller-wing in continuous transition mode under different strategies [J]. Journal of Aircraft, 2025, 62(3): 686-701.
- [16] Qiao G, Zhang T, Barakos G N. Numerical simulation of distributed propulsion systems using CFD [J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 147: 109011.
- [17] 温庆, 程志航, 邱亚松, 等. 吹气襟翼的螺旋桨滑流影响模拟 [J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1123-1132.
Wen Qing, Cheng Zhihang, Qiu Yasong, et al. Simulation of the effect of propeller slipstream on blowing control of flap [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1123-1132. (in Chinese)
- [18] 王光利, 关喜峰, 王康. 螺旋桨滑流对全机气动特性的影响研究 [J]. 工程技术研究, 2021, 6(4): 140-141.
Wang Guangli, Guan Xifeng, Wang Kang. Study on the influence of propeller slipstream on aerodynamic characteristics of the whole aircraft [J]. Engineering and Technological Research, 2021, 6(4): 140-141. (in Chinese)
- [19] 陆浩. 基于螺旋桨等效盘模型的滑流影响研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Lu Hao. Numerical investigation of propeller slipstream effects with actuator disk model [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [20] 段义乾, 史爱明. 一种新型的螺旋桨滑流激励盘模型的研究方法 [J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(6): 841-846.
Duan Yiqian, Shi Aiming. A new and effective actuator disk model approach for the simulation of propeller slipstream [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(6): 841-846. (in Chinese)
- [21] 范袁侨, 邓小龙, 刘振臣, 等. 基于非线性动量叶素法的螺旋桨工程计算方法 [J]. 计算机仿真, 2025, 42(9): 40-45, 200.
Fan Yuanqiao, Deng Xiaolong, Liu Zhenchen, et al. Non-linear propeller blade element momentum theory engineering computation method [J]. Computer Simulation, 2025, 42(9): 40-45, 200. (in Chinese)
- [22] 薛臣, 王洛, 张凯扬. 适用于分布式螺旋桨/机翼耦合的快速气动算法 [C]// 第六届中国航空科学技术大会论文集. 嘉兴: 中国航空学会, 2023: 412-417.
Xue Chen, Wang Luo, Zhang Kaiyang. A fast aerodynamic algorithm for distributed propeller/wing coupling [C]// Proceedings of the 6th China Aeronautical Science and Technology Conference. Jiaxing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2023: 412-417. (in Chinese)
- [23] Veldhuis L L M. Review of propeller-wing aerodynamic interference [C]// 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. Edinburgh, UK: Optimage Ltd., 2004: 2004-2016.

(编辑:马文静)