

DOI: 10.7511/jslx20230612003

# 分布式电推进飞机复材机翼气动弹性分析及剪裁方法研究

孙录斌, 杨佑绪\*, 张兴翠, 吴逸飞, 王斌

(南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

**摘要:** 分布式电推进飞机通常采用大展弦比复合材料机翼,但随着动力数量的增加,螺旋桨滑流效应对机翼的气动干扰使大展弦比机翼的变形进一步加剧,难以使用刚体机翼精确评估柔性机翼的气动性能。为高保真计算 DEP 飞机机翼的气动性能参数,基于 CFD/CSD 双向流固耦合和螺旋桨滑流效应,分别对 X-57 单机翼、翼尖螺旋桨/机翼耦合(巡航状态)、分布式螺旋桨/机翼耦合(高升力状态)进行静气动弹性计算,在不同攻角下,分析柔性机翼静气弹变形对气动性能的影响。最后引入嵌套遗传算法的 BP 神经网络代理模型,对机翼蒙皮铺层角进行优化。研究表明,螺旋桨滑流增加了机翼上下表面压力差从而增大机翼的升力系数,且在低马赫数大攻角下升力系数增量更为明显;柔性机翼的气动性能与刚体机翼有较大差异,螺旋桨滑流使刚体机翼升力系数最大提高了 38.72%,使柔性机翼升力系数提高了 23.51%;复合材料铺层角度对机翼升阻比有显著影响,可通过优化铺层角提升机翼纵向刚度特性提高机翼升阻比。为一般螺旋桨飞机柔性机翼的气动性能评估及气动弹性剪裁提供了一种兼顾时效性与准确性的计算方法。

**关键词:** 分布式电推进;螺旋桨滑流;双向流固耦合;气动弹性剪裁;遗传算法;BP 神经网络;代理模型

**中图分类号:** V211.3;O355

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1007-4708(2024)06-1072-09

## 1 引言

分布式电推进 DEP(Distributed Electric Propulsion)飞机<sup>[1-4]</sup>由电机驱动多个螺旋桨或涵道风扇为飞机提供动力,利用气动/推进耦合效应提高机翼气动性能,具有比传统飞机更好的气动效率、更高的经济性和环保性,将逐步应用到更大的民用飞机市场,已成为国内外航空研究新热点。如 NASA 设计的 X-57 Maxwell 飞机,在机翼两侧翼尖安装 2 台 60 kW 大直径螺旋桨用以巡航动力以及从翼尖涡中获取能量,在机翼前缘安装 12 台 10.5 kW 高升力小直径螺旋桨以改善机翼的低速起降性能。但 DEP 飞机也存在一定不足,如航程和航时较短,实用性受到电池能量密度的限制。

在 DEP 飞机设计过程中,为了弥补续航时间和航程的不足,往往采用全复合材料机翼减轻重量,采用大展弦比机翼结构提高气动效率。然而,

分布式螺旋桨使 DEP 飞机机翼大部分面积处于滑流区,当大展弦比柔性复材机翼受到额外的滑流气动载荷作用时,机翼整体的气动弹性变形加剧,无法再使用刚体气动外形准确评估机翼的气动性能如升阻比等。在柔性机翼的气动性能预测中,需要使用双向流固耦合技术,同时考虑气动载荷对机翼结构变形的影响和机翼结构变形对流场的影响以得到机翼静气弹变形下的高保真气动性能参数<sup>[5-6]</sup>。复合材料机翼具有明显的刚度方向性变形特点,在预测机翼气动性能的同时,可利用气动弹性剪裁技术设计铺层优化结构达到优化机翼气动性能的目的。

国外学者分别对机翼双向流固耦合技术与气动弹性剪裁技术进行了研究。Teixeira 等<sup>[7]</sup>基于非定常涡格法/粘性涡粒子法研究处于滑流区的柔性机翼,显示螺旋桨滑流可增大机翼升阻比。Allen 等<sup>[8]</sup>开发了一种基于 RBF(径向基函数)的

收稿日期:2023-06-12;修改稿收到日期:2023-08-08.

基金项目:江西省“双千计划”人才项目(CK202006470)资助.

作者简介:杨佑绪\*(1983-),男,博士,副教授(E-mail:zgdy\_1@163.com).

引用本文:孙录斌,杨佑绪,张兴翠,等.分布式电推进飞机复材机翼气动弹性分析及剪裁方法研究[J].计算力学学报,2024,41(6):1072-1080.

SUN Lu-bin, YANG You-xu, ZHANG Xing-cui, et al.. Aeroelastic analysis and tailoring method study on composite wing of distributed electric propulsion aircraft[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2024, 41(6): 1072-1080.

CFD/CSD 插值方法,分析了柔性机翼的气弹特性。而在气动弹性剪裁技术的应用上大多考虑减重设计,对机翼升阻比的优化研究较少。Długosz 等<sup>[9]</sup>以减轻重量,提高强度、刚度为优化目标,对无人机复合材料机翼结构进行优化设计,使机翼重量降低 27%,结构最大应力降低 50%。但 DEP 飞机机翼需要考虑复材铺层对升阻比的影响,利用气动弹性剪裁技术优化升阻比,国外尚未有这方面的研究文献公开发表。

国内目前研究螺旋桨滑流效应对机翼气动性能的影响主要针对刚体机翼,对柔性机翼的研究较少。白方兵等<sup>[10]</sup>基于叶素动量理论的等效盘模型结合滑移网格法对桨/翼之间的气动干扰进行了高保真 CFD 模拟,结果表明螺旋桨滑流可使机翼的升阻力系数增大。

综上,国内外对 DEP 飞机复材柔性机翼的气动性能和气动性能优化的研究还不够系统和深入。本文基于双向流固耦合,设计一套考虑分布式螺旋桨滑流效应的静气动弹性计算方法,实现 DEP 飞机柔性机翼气动性能的高保真评估,分析螺旋桨滑流对机翼变形的影响及变形对机翼升阻比的影响。设计一套气动弹性剪裁方法优化 DEP 飞机机翼升阻比,确定机翼最优铺层构型,具有潜在的理论意义及工程应用价值。

## 2 计算方法

### 2.1 流体计算

以粘性流动 Navier-Stokes 方程作为求解流场的控制方程,在笛卡尔坐标系下积分形式为<sup>[11]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{Q} \cdot d\Omega + \iiint_{\partial\Omega} \bar{F} \cdot dS = \frac{1}{Re} \iiint_{\partial\Omega} \bar{F}^v \cdot dS \quad (1)$$

式中  $\Omega$  为气体微团控制体,  $\partial\Omega$  为控制体单元边界,  $d\Omega$  为控制体体积微元,  $dS$  为面积微元外法向矢量,  $Re$  为雷诺数,  $\bar{Q}$  为流场守恒变量矩阵,  $\bar{F}$  为对流通量矩阵,  $\bar{F}^v$  为耗散通量矩阵。

### 2.2 固体计算

在气动载荷的作用下机翼产生运动和变形,固体控制方程为<sup>[12]</sup>

$$M_s \ddot{u} + C_s \dot{u} + K_s u = F \quad (2)$$

式中  $M_s$  为质量矩阵,  $C_s$  为阻尼矩阵,  $K_s$  为刚度矩阵,  $F$  为气动载荷,  $\ddot{u}$ ,  $\dot{u}$ ,  $u$  分别为有限元节点的加速度、速度和位移矢量。静气弹问题是与时间无关的静态或准静态问题,可忽略结构阻尼。静态问题  $\ddot{u} = 0$ , 准静态问题  $\ddot{u} \approx 0$ , 故气动载荷只与结构刚度和结构变形相关,将式(2)简化为

$$K_s u = F \quad (3)$$

### 2.3 耦合场计算

双向流固耦合计算量大,为节省时间和计算成本,采用松耦合求解<sup>[13]</sup>。首先求解气动载荷(CFD),将气动载荷插值到结构网格节点上,求解结构位移(CSD),再利用插值技术将求解的结构位移插值到流场网格节点,动网格更新流场网格。重复上述步骤,进入下一个循环,求解过程如图 1 所示。

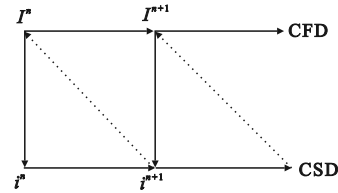


图 1 松耦合

Fig. 1 Schematic diagram of loose coupling

结构网格和流场网格建立后,在流固耦合面上,总存在以下关系:

$$u_f = H u_s \quad (4)$$

式中  $u_f$  为耦合面流体网格节点位移矩阵,  $u_s$  为耦合面固体网格节点位移矩阵,  $H$  为流体与固体插值矩阵。由虚功原理可得,作用在结构网格节点上的力  $F_s$  与气动载荷  $F_f$  做功应当相等,于是有

$$\delta u_s^T F_s = \delta u_f^T F_f \quad (5)$$

式中  $\delta u_s^T$ ,  $\delta u_f^T$  为虚位移,将式(4)代入式(5),整理有

$$\delta u_s^T (F_s - H^T F_f) = 0 \quad (6)$$

根据虚位移的任意性有

$$F_s = H^T F_f \quad (7)$$

式(4,7)构成本文双向流固耦合数据传递的基本原理。

本文利用稳态双向流固耦合计算 DEP 飞机机翼的静气动弹性变形及气动性能,螺旋桨滑流计算采用多重参考系(Multiple Reference Frame)准定常法,基于动网格技术,求解静气动弹性力学方程。流体网格节点气动载荷数据和固体网格节点变形数据在耦合面进行双向松耦合交替迭代直至收敛。

## 3 计算构型

### 3.1 机翼模型

以 NASA X-57 飞机机翼作为研究对象,原准机翼如图 2 所示。根据 NASA X-57 项目报告 SCEPTOR<sup>[14]</sup>中相关几何模型数据,不考虑中央翼盒结构,在型架外形基础上建立机翼内部梁肋结构,共享拓扑预处理后几何模型如图 3 所示。

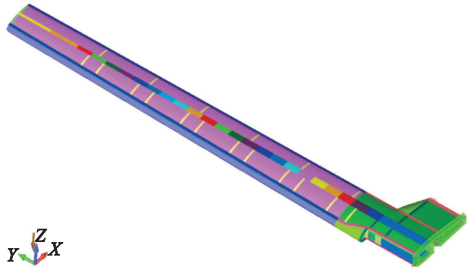


图 2 NASA X-57 机翼  
Fig. 2 NASA X-57 wing

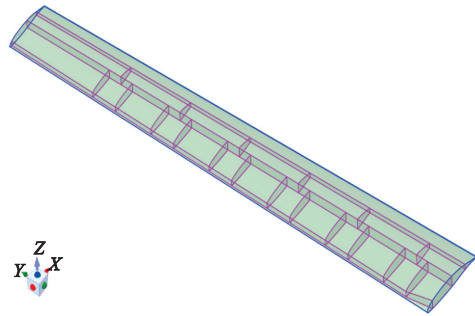


图 3 机翼几何模型  
Fig. 3 Geometric model of wing

在优化前,机翼蒙皮、翼梁和翼肋初始铺层均采用对称铺层构型,初始铺层构型参数列入表 1。材料均为碳纤维复合材料(Epoxy Carbon UD(230 GPa) Prepreg)。

铺层如图 4 所示,以上蒙皮面为例,绿色箭头代表铺层方向,紫色箭头代表铺层厚度方向。

表 1 复合材料机翼初始铺层设置  
Tab.1 Initial layup setting of composite wing

区域	厚度/mm	层数	铺层设置
Skin	2	4	[0/45]s
Spars&Ribs	18	18	[45/0/0/0/45/0/0/0/45]s

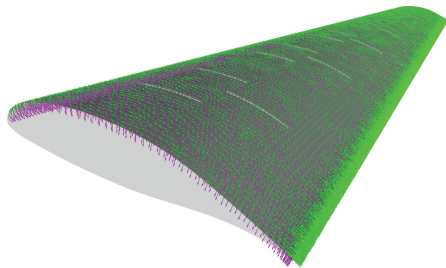


图 4 机翼铺层  
Fig. 4 Schematic diagram of wing layup

### 3.2 流场网格

以 X-57 分布式螺旋桨机翼为研究对象,研究分析巡航状态及高升力状态。巡航状态计算构型

为翼尖螺旋桨/机翼耦合构型,如图 5 所示;高升力状态计算构型为分布式螺旋桨/机翼耦合构型,如图 6 所示。巡航状态及高升力状态在本文中襟翼均未设置偏转且无短舱配置。两种状态计算构型的几何参数列入表 2。

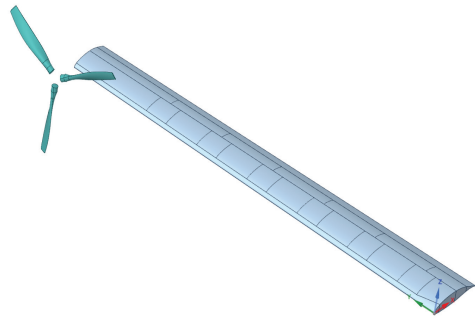


图 5 巡航状态  
Fig. 5 Cruise state

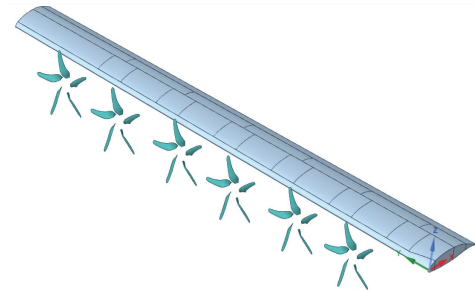


图 6 高升力状态  
Fig. 6 High lift state

表 2 计算构型的几何参数  
Tab.2 Geometric parameters of calculated configuration

模型参数	X-57 机翼+翼尖螺旋桨	X-57 机翼+分布式螺旋桨
参考弦长/m	0.65	0.65
半翼展/m	4.8135	4.8135
半机翼面积/m <sup>2</sup>	3.097	3.097
展弦比	14.8	14.8
螺旋桨数目	1	6
螺旋桨直径/m	1.525	0.576
翼型	GAW-1	GAW-1

考虑到螺旋桨的旋转与机翼变形后需要更新流场网格,本文设计一种混合网格,流场网格分为内外两个区域。由于结构化网格可提高计算效率,非结构化网格可提高动网格变形成功率避免大变形下产生负体积,外流域全部采用结构化网格,内流域采用非结构化网格,内流域中旋转域包围螺旋桨,非旋转域包围翼面。考虑气动计算黏性精度,机翼附面层  $y^+ \approx 1$ ,螺旋桨近壁面  $y^+ \approx 1.5$ 。

为使双向流固耦合时耦合面力与位移数据传递精确,在进行布尔运算前,对流场机翼流固耦合面进行面预划分处理,耦合面保留机翼几何结构共享拓扑线特征,如图5和图6机翼面线条所示。该方法在划分流场网格时可以更好地匹配流体与固体面网格单元,使耦合面网格高度一致,保证计算顺利收敛,数据精确传递。

### 3.2.1 巡航状态流场网格

在X-57飞机巡航阶段,分布式螺旋桨收起用以减阻。翼尖螺旋桨转速为2250 RPM<sup>[15]</sup>,逆时针旋转,Fluent求解器设置的流动条件为75243 Pa,侧滑角始终为0°,巡航速度为0.233 Ma(77 m/s)。流场网格如图7所示,非旋转域网格数量为183万,旋转域网格数量为74万,流体域总网格数为257万。

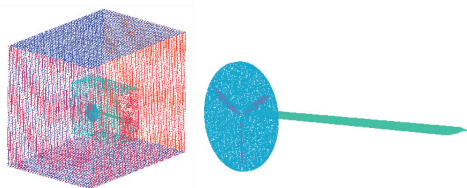


图7 巡航状态流场网格  
Fig. 7 Flow field grid of cruise state

### 3.2.2 高升力状态流场网格

在X-57飞机起降阶段,为了提高升力,分布式动力开启。螺旋桨转速为4548RPM<sup>[15]</sup>,逆时针旋转,Fluent求解器设置的流动条件为101325 Pa,侧滑角始终为0°,起降速度为0.088 Ma(29.8 m/s)。流场网格如图8所示,非旋转域网格数量为187万,旋转域网格数量为176万,流体域总网格数为363万。

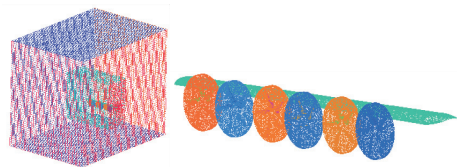


图8 高升力状态流场网格  
Fig. 8 Flow field grid of high lift state

## 4 气动力计算方法验证

### 4.1 巡航状态气动算例与对比验证

在巡航速度下,使用无动力单机翼构型进行稳态定常数值模拟。Fluent计算得到的机翼升力系数、阻力系数随攻角变化的CFD数据与文献[15]基于有限体积离散化RANS方程的流体求解器FUN3D计算数据(以下简称FUN3D)进行对比,结果如图9所示。

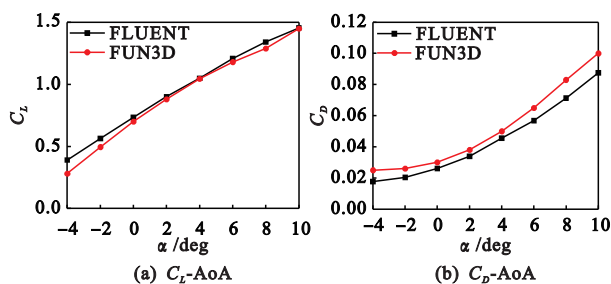


图9 单机翼气动系数-攻角曲线  
Fig. 9 Aerodynamic coefficient of isolated wing-AoA curves

从图9可以看出,在6°攻角之前,计算的升力系数-攻角近似呈线性关系,升阻力系数趋势与文献数据基本一致。在计算攻角范围内,计算数据与文献对比数据存在微小差异,是因为本文计算构型为无短舱干净机翼,文献中机翼包含高升力短舱(HLN)和翼尖短舱(TN),在巡航速度下,短舱结构干扰机翼前方来流产生局部湍流,减升增阻,故本文计算构型升力系数略高,阻力系数略低。

验证3.2.1节所述巡航状态下机翼气动性能与文献[15]的计算数据进行对比,结果如图10所示。从图10可以看出,升阻力系数趋势与文献数据基本一致。升力系数较文献数据略高,阻力系数略低,原因与上述单机翼构型相同。

### 4.2 高升力状态气动算例与对比验证

在起降速度下,使用无动力单机翼构型进行稳态定常数值模拟。Fluent计算得到的机翼升力系数、阻力系数随攻角变化曲线与基于RANS的OVERFLOW<sup>[16-17]</sup>高保真CFD软件计算数据(以下简称OVERFLOW)进行对比,结果如图11所示。

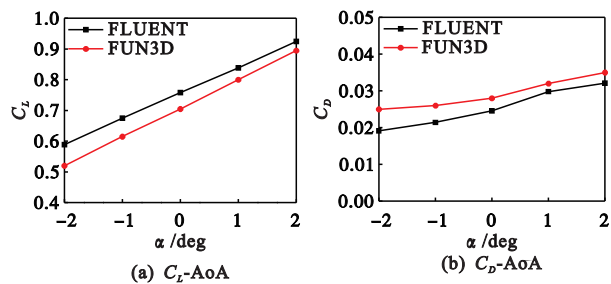


图10 巡航状态气动系数-攻角曲线  
Fig. 10 Aerodynamic coefficient of cruise state-AoA curves

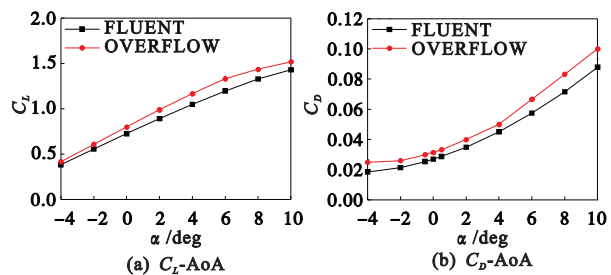


图11 单机翼气动系数-攻角曲线  
Fig. 11 Aerodynamic coefficient of isolated wing-AoA curves

从图 11 可以看出,在 6°攻角之前,计算的升力系数与攻角近似呈线性关系,升阻力系数趋势与 OVERFLOW 数据基本一致。在计算攻角范围内,计算数据接近但略低于 CFD 对比数据,是因为短舱结构可对翼尖涡减升效应起到一定抑制作用,本文计算构型无短舱,翼尖涡效应明显。起降速度较低,短舱对机翼前方来流的干扰较小,减升增阻效应不明显。相比巡航速度,翼尖涡效应变为减升的主导因素,故本文计算数据升阻力系数均略低。

计算 3.2.2 节所述高升力状态下机翼气动性能,结果如图 12 所示。

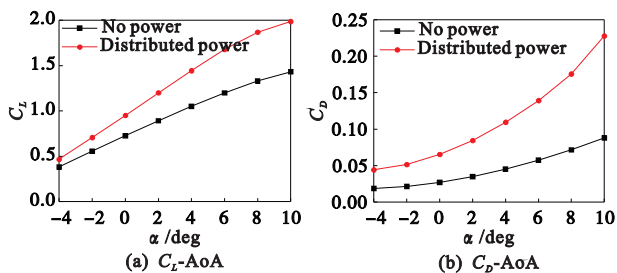


图 12 有无分布式动力机翼气动系数-攻角曲线  
Fig. 12 Aerodynamic coefficient of wing with or without distributed power-AoA curves

从图 12 可以看出,在起降速度下,分布式螺旋桨的滑流效应提高了机翼升阻力系数,并且提高幅度在大攻角下更为明显,在 10°攻角升力系数提高了 38.72%,这与文献[18]的实验结论比较一致。

基于上述算例验证,本文流体计算方法可用于 DEP 飞机机翼静气弹计算。

### 5 双向流固耦合计算与结果分析

在 Patran 中建立 X-57 复材机翼有限元板壳模型如图 13 所示,铺层材料及铺层角与 Ansys 有限元模型相同。

稳态双向流固耦合的本质即为静气动弹性计算,在 Nastran 中对上述有限元模型进行静气动弹性计算,结果可用于辅助验证稳态双向流固耦合计算结果的准确性。

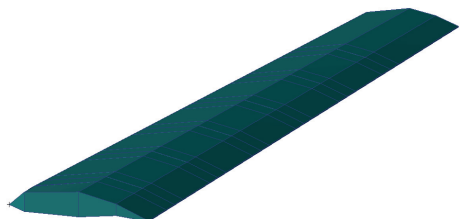


图 13 Patran 有限元模型  
Fig. 13 Patran finite element model

#### 5.1 巡航状态

在巡航速度下,分别对无动力单机翼构型(No

Power),巡航状态(Cruise Power)进行静气弹与稳态双向流固耦合计算,由于飞机在巡航状态下攻角变化范围不大,故攻角范围取  $-2^\circ \sim 2^\circ$ ,计算结果随攻角变化对比曲线如图 14 所示。

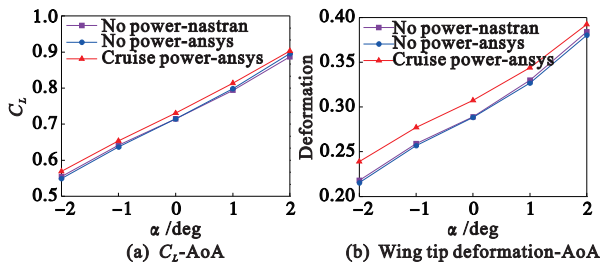


图 14 升力系数及翼尖变形-攻角曲线  
Fig. 14 Lift coefficient and wing tip deformation-AoA curves

由图 14(a)可以看出,在计算攻角范围内,单机翼构型 Ansys 与 Nastran 计算的升力系数趋势与数值十分接近;巡航状态升力系数较单机翼构型增大但增幅不大,这与文献[15]刚体机翼气动性能的变化规律一致。在巡航速度下马赫数较高,空气接近可压缩气流,此时机翼升力系数主要与速度有关,翼尖螺旋桨滑流带来的机翼上下表面压力差变化幅度不大,但有一定影响,且攻角越大影响越小,升力系数在  $-2^\circ$  攻角提高的幅度最大为 3.62%。由图 14(b)可以看出,单机翼构型 Ansys 与 Nastran 的翼尖变形计算结果十分接近,巡航状态翼尖变形有所增大,在  $-2^\circ$  攻角变形增加最大为 23.83 mm。

以  $0^\circ$  攻角为例,图 15 显示了柔性机翼变形后机翼表面的压力系数云图  $-\Delta C_p$ 。可以看出,巡航状态由于螺旋桨滑流效应改变了机翼翼尖局部有效攻角,机翼上下表面压力差增大使机翼升力增大,从而使翼尖变形增大。

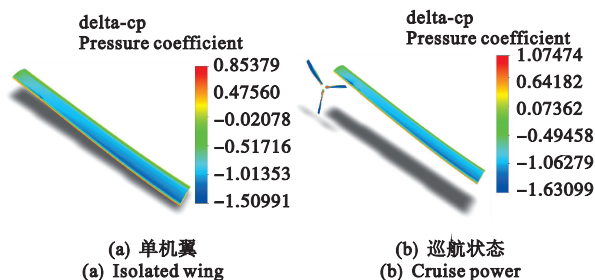


图 15 真实变形下的机翼表面压力系数云图  
Fig. 15 Pressure coefficient nephogram of wing surface under real deformation

#### 5.2 高升力状态

在起降速度下,分别对无动力单机翼构型(No Power),高升力状态(Distributed Power)进行静气弹与稳态双向流固耦合计算,取  $-2^\circ$  至  $6^\circ$  攻角范围进行分析,计算结果随攻角变化对比曲线如图 16。

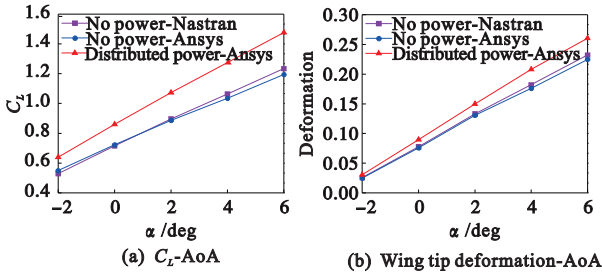


图 16 升力系数及翼尖变形-攻角曲线  
Fig. 16 Lift coefficient and wing tip deformation-AoA curves

由图 16(a)可以看出,在计算攻角范围内,单机翼构型 Ansys 与 Nastran 计算的升力系数趋势与数值比较接近;高升力状态升力系数较单机翼构型增大且增幅较大,升力系数在 6°攻角增加的幅度最大为 23.51%。由图 16(b)可以看出,单机翼构型 Ansys 与 Nastran 翼尖变形计算结果比较接近,高升力状态下机翼变形增大,在 6°攻角变形增加最大为 35.38 mm。原因是分布式螺旋桨滑流会影响机翼前方来流的轴向速度、滚转速度和压力,改变了机翼表面气流状态。攻角越大,分布式螺旋桨滑流效应的影响越明显,增大了升力线斜率与升力差量,故机翼变形的差值随攻角的增加而增大。

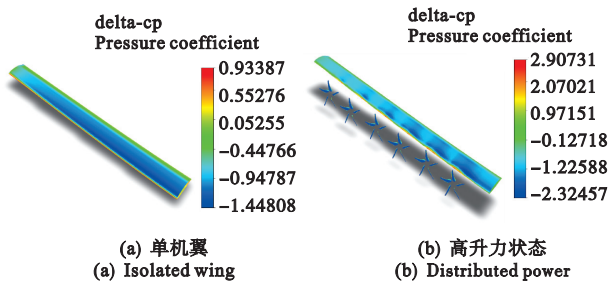


图 17 真实变形下的机翼表面压力系数云图  
Fig. 17 Pressure coefficient nephogram of wing surface under real deformation

以 0°攻角为例,图 17 显示了机翼真实变形下的压力系数云图  $\Delta C_p$ 。可以看出,高升力状态由于螺旋桨滑流效应改变了机翼局部有效攻角,机翼上下表面压力差增大使机翼升力增大,翼尖变形增大。

### 5.3 结果对比分析

在巡航状态和高升力状态下,分别绘制刚体机翼(Rigid body)和柔性机翼(FSI)升阻比-攻角对比曲线如图 18 所示。可以看出,柔性机翼升阻比与刚体机翼有明显差异。在巡航状态下,柔性机翼使升阻比最大降低了 12.05%(0°攻角);在高升力状态下,使升阻比最大降低了 2.69%(-2°攻角),使升阻比最大提高了 1.28%(6°攻角),基于双向流固耦合计算 DEP 飞机柔性机翼真实变形下的升阻比更符合实际情况。

## 6 气动弹性剪裁铺层优化

遗传算法(GA)可高效处理离散变量,经常用来优化铺层问题。但双向流固耦合单次计算时间较长,本文计算构型上下蒙皮铺层数各 4 层,每层的铺层角度取四种标准铺层角(0°,±45°和 90°),有 4<sup>8</sup>共 65536 种可能,GA 寻优计算时间成本巨大,甚至是无法接受的。为提高优化效率,本文提出基于 GA 的 BP 神经网络,建立响应面的代理模型。

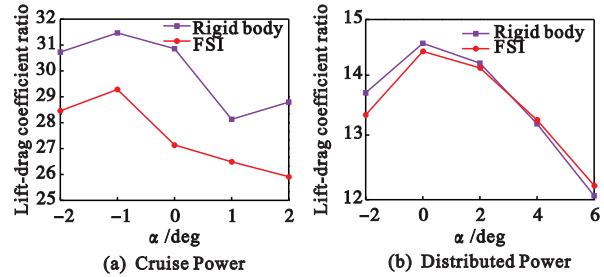


图 18 机翼升阻比-攻角曲线  
Fig. 18 Lift-drag ratio of wing-AoA curves

### 6.1 优化问题

在机翼蒙皮铺层层数一定(重量不变)的前提下,优化蒙皮的铺层角度顺序使柔性机翼的升阻比最大,以实现气动弹性剪裁铺层优化。

### 6.2 优化流程

具体优化流程分为四步。(1)铺层角度及升阻比参数化,利用响应面法(Response Surface Method)批量计算样本点。(2)构建 BP 神经网络,并将样本计算结果代入,基于 GA 迭代求解最佳初始阈值和权值,建立初始代理模型。(3)训练预测样本数据,优化代理模型使预测误差  $\epsilon \leq 5\%$ ,代理模型构建完成。(4)预测总体样本数据得到最优解代回 Ansys 验算,分析优化结果及误差,优化流程如图 19 所示。

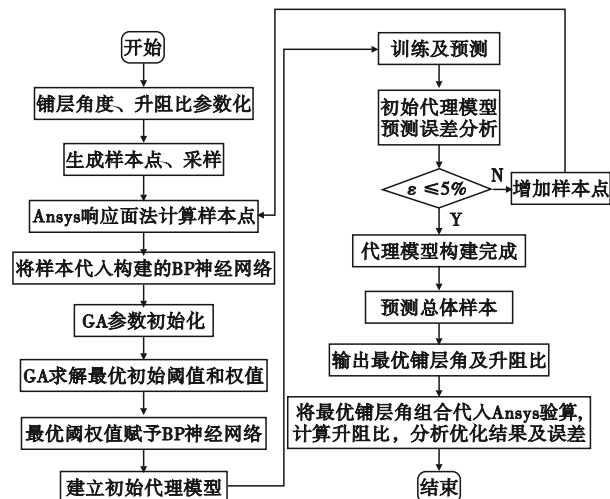


图 19 铺层优化流程  
Fig. 19 Flow chart of layout optimization

### 6.3 优化结果

巡航状态及高升力状态优化后的蒙皮铺层角度列入表 3。

在计算攻角范围内,巡航状态及高升力状态升阻比的优化前初始值、优化预测值和优化验证值对比如图 20 所示;优化前后翼尖最大变形对比如图 21 所示。

从图 20 可以看出,优化预测值和优化验证值比较接近,预测值比验证值稍大,巡航状态最大误差为 2.62% ( $-1^\circ$  攻角),高升力状态最大误差为 0.68% ( $6^\circ$  攻角),预测误差整体在可接受范围内,兼顾了时效性与准确性。优化后的铺层构型使巡

航状态的升阻比最大提高了 9.1% ( $2^\circ$  攻角),高升力状态的升阻比最大提高了 5.9% ( $6^\circ$  攻角)。从图 21 可以看出,优化后的翼尖最大变形均减小,说明使机翼升阻比变大的铺层构型都具有良好的纵向刚度特性。

从表 3 可以看出,优化后的铺层构型均为非对称非均衡铺层,DEP 飞机机翼在真实飞行工况下由于螺旋桨滑流效应使机翼变形加剧,难以用经验直接决定机翼铺层构型使机翼气动性能达到最优,故对机翼铺层构型的优化是十分必要的,非对称非均衡铺层构型满足了飞机实际飞行工况下的变形需要,具有一定的现实意义。

表 3 不同攻角优化后的铺层角度

Tab. 3 Optimized ply angles at different angles of attack

攻角	Cruise power	Distributed power
$-2^\circ/-2^\circ$	Upper skin[-45/45/-45/90] Lower skin[-45/45/45/90]	Upper skin[0/-45/90/-45] Lower skin[-45/0/45/-45]
$-1^\circ/0^\circ$	Upper skin[-45/0/90/0] Lower skin[45/-45/-45/0]	Upper skin[90/-45/45/0] Lower skin[-45/0/-45/45]
$0^\circ/2^\circ$	Upper skin[45/90/45/90] Lower skin[45/0/45/90]	Upper skin[45/-45/45/90] Lower skin[45/0/-45/-45]
$1^\circ/4^\circ$	Upper skin[45/90/0/90] Lower skin[-45/0/0/45]	Upper skin[-45/90/0/90] Lower skin[45/-45/45/45]
$2^\circ/6^\circ$	Upper skin[45/90/45/45] Lower skin[-45/90/-45/90]	Upper skin[0/45/-45/45] Lower skin[-45/45/-45/0]

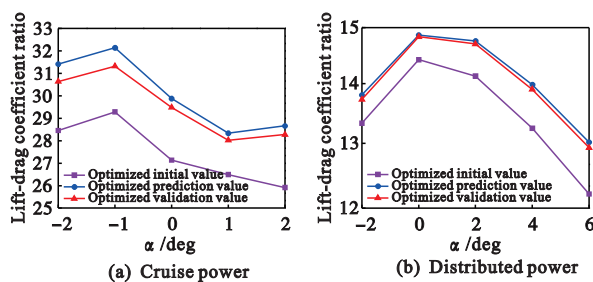


图 20 优化前、预测值及验证值升阻比-攻角曲线

Fig. 20 Lift-drag ratio of pre-optimization, predicted value and verified value-AoA curves

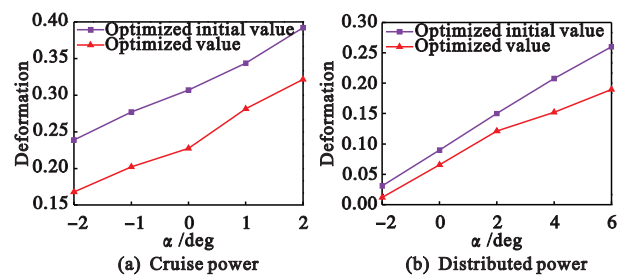


图 21 优化前后翼尖最大变形-攻角曲线

Fig. 21 Maximum wing tip deformation before and after optimization-AoA curves

## 7 结论

设计了两种螺旋桨/机翼气动弹性耦合计算模型,基于稳态 CFD/CSD 双向流固耦合,以 X-57 飞机单机翼、翼尖螺旋桨/机翼耦合(巡航状态)与分布式螺旋桨/机翼耦合(高升力状态)为计算构型,计算机翼静气弹变形及气动性能,计算方法也同样适用于一般螺旋桨飞机柔性机翼。最后基于初始

铺层构型进行代理模型优化分析,将优化前后各项数据进行分析对比,得到如下结论。

(1) 基于设计的两种混合网格, X-57 刚体机翼气动耦合模型计算的升阻力系数结果与文献 CFD 结果吻合度较好,在计算攻角范围内,螺旋桨滑流增大了机翼上下表面压力差,相比于无动力单机翼构型,升力系数增大,且滑流效应对低速大攻角的影响更为显著。

(2) 基于稳态双向流固耦合可高保真计算 DEP 飞机机翼的静气动弹性变形及真实变形下的气动性能。设计的两种混合网格可兼顾计算效率和精度,设计的共享拓扑线特征面网格匹配方法可大幅提高计算精度,在保证计算结果收敛的同时流固耦合鲁棒性良好。DEP 飞机柔性机翼的气动性能与刚体机翼存在较大差异,柔性机翼的气动性能更符合实际,计算方法具有一定的现实意义。

(3) 复合材料铺层角对 DEP 飞机柔性机翼的静气动弹性变形及升阻比均有较大影响,在考虑螺旋桨滑流效应时影响更加显著。相比于初始对称铺层构型,优化后的非对称非均衡铺层构型更适用于飞机真实飞行工况下的变形需要。升阻比较高的铺层构型均具有良好的纵向刚度特性,基于 GA 的代理模型优化方法为复材柔性机翼的铺层构型快速选型提供了一种高保真计算方法,兼顾了时效性与准确性。

## 参考文献(References):

- [1] 孔祥浩,张卓然,陆嘉伟,等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, **39**(1): 46-62. (KONG Xiang-hao, ZHANG Zhuo-ran, LU Jia-wei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, **39**(1): 46-62. (in Chinese))
- [2] 孙侠生,程文渊,穆作栋,等. 电动飞机发展白皮书[J]. 航空科学技术, 2019, **30**(11): 1-7. (SUN Xia-sheng, CHENG Wen-yuan, MU Zuo-dong, et al. White paper on the development of electric aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, **30**(11): 1-7. (in Chinese))
- [3] 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))
- [4] Kim H D, Perry A T, Ansell P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology[A]. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium[C], 2018.
- [5] 刘艳,白俊强,华俊,等. 基于 RBF 插值技术的 CFD/CSD 非线性耦合分析方法研究[J]. 计算力学学报, 2014, **31**(1): 120-127. (LIU Yan, BAI Jun-qiang, HUA Jun, et al. A approach to CFD/CSD non-linear coupling based on RBF interpolation technology[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2014, **31**(1): 120-127. (in Chinese))
- [6] 唐佳栋,王高峰,叶尚军,等. 基于螺旋桨滑流效应的大展弦比机翼气动弹性分析[J]. 计算力学学报, 2023, **40**(1): 21-26. (TANG Jia-dong, WANG Gao-feng, YE Shang-jun, et al. Aeroelastic analysis of a large aspect ratio wing based on the effect of propeller slipstream[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2023, **40**(1): 21-26. (in Chinese))
- [7] Teixeira P C, Cesnik C E S. Propeller effects on the response of high-altitude long-endurance aircraft[J]. *AIAA Journal*, 2019, **57**(10): 4328-4342.
- [8] Allen C, Rendall T. Unified approach to CFD-CSD interpolation and mesh motion using radial basis functions[A]. 25<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference[C], 2007.
- [9] Długosz A, Klimek W. The optimal design of UAV wing structure[A]. Proceedings of the 22<sup>nd</sup> International Conference on Computer Methods in Mechanics [C], 2018.
- [10] 白方兵. 螺旋桨/机翼气动干扰的数值模拟研究[D]. 南京航空航天大学, 2014. (BAI Fang-bing. Numerical Study on Aerodynamic Interaction of Propeller and Wing[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese))
- [11] 米百刚,詹浩,朱军. 基于 CFD 数值仿真技术的飞行器动导数计算[J]. 空气动力学学报, 2014, **32**(6): 834-839. (MI Bai-gang, ZHAN Hao, ZHU Jun. Calculation of dynamic derivatives for aircraft based on CFD technique[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, **32**(6): 834-839. (in Chinese))
- [12] 朱红钧. ANSYS 14.5 热流固耦合实战指南[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2014. (ZHU Hong-jun. *ANSYS 14.5 Heat-Fluid-Structure Coupling Practical Guide* [M]. Beijing: Posts & Telecom Press, 2014. (in Chinese))
- [13] Xie C C, An C, Liu Y, et al. Static aeroelastic analysis including geometric nonlinearities based on reduced order model [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, **30**(2): 638-650.
- [14] Borer N K, Patterson M D, Viken J K, et al. Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator [A]. 16<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology Integration and Operations Conference[C], 2016.
- [15] Deere K A, Viken J K, Viken S, et al. Computational analysis of a wing designed for the X-57 distributed electric propulsion aircraft [A]. 35<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference[C], 2017.
- [16] NASA. NASA OVERFLOW overset grid CFD flow solver[EB/OL]. <https://overflow.larc.nasa.gov/>.
- [17] NASA. X-57 technical papers [EB/OL]. <https://www.nasa.gov/aeroresearch/X-57/technical/index>.



html.

- [18] 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(S1):157-167. (RAO Chong,ZHANG Tie-jun,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))

## Aeroelastic analysis and tailoring method study on composite wing of distributed electric propulsion aircraft

SUN Lu-bin, YANG You-xu\*, ZHANG Xing-cui, WU Yi-fei, WANG Bin  
(School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

**Abstract:** Distributed electric propulsion aircraft usually adopt high-aspect-ratio composite wings, but with the increase of power, the aerodynamic interference of propeller slipstream effect on wings further aggravates the deformation of the wings, and it is difficult to accurately evaluate the aerodynamic performance of flexible wings using rigid wing models. In order to calculate the aerodynamic performance parameters of a DEP aircraft wing with high fidelity, based on CFD/CSD bidirectional fluid-structure interaction and propeller slipstream effect, the static aeroelastic calculation of X-57 isolated wing, wingtip propeller/wing coupling(cruise state) and distributed propeller/wing coupling(high lift state) is carried out respectively. The influence of aeroelastic deformation of a flexible wing on aerodynamic performance is analyzed at different angles of attack. At last, a BP neural network surrogate model based on nested genetic algorithm is introduced to optimize the ply angle of the wing skin. The results show that the propeller slipstream increases the pressure difference between the upper and lower surfaces of the wing, which increases the lift coefficient of the wing, and the increase of lift coefficient is more obvious at low Mach number and high angle of attack. The aerodynamic performance of the flexible wing is quite different from that of rigid wing. The propeller slipstream maximally increases the lift coefficient of a rigid wing by 38.72%, and that of the flexible wing by 23.51%. The composite ply angle has a significant effect on the lift-drag ratio of the wing, and the lift-drag ratio can be improved by optimizing the ply angle to improve the longitudinal stiffness of the wing. A calculation method that takes into account timeliness and accuracy is provided for the aerodynamic performance evaluation and aeroelastic tailoring of the flexible wing of general propeller aircraft.

**Key words:** distributed electric propulsion; propeller slipstream; bidirectional fluid-structure interaction; aeroelastic tailoring; genetic algorithm; BP neural network; surrogate model