

电动飞机分布式螺旋桨—机翼设计 分析方法研究



孙宗燕,王强,乔伟,付畅,郑亚飞,宋佳阳

航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150066

摘要:为逐步实现航空器从传统能源到清洁能源的转换,将传统涡桨飞机改型成分布式电推进螺旋桨飞机是目前重要的研究方向。本文以运12F飞机巡航性能为约束,根据动量理论对其改型为分布式螺旋桨飞机后的机翼参数进行修正;从螺旋桨桨盘面积、螺旋桨与电动机匹配关系、螺旋桨质量三个方面综合评估确定分布式电推进螺旋桨个数;根据巡航及爬升任务剖面的拉力需求进行螺旋桨设计;将最终确定的分布式螺旋桨—机翼模型与原型机模型在OpenVSP中进行升阻力对比分析。结果表明,分布式螺旋桨的滑流效应在小速度、大迎角下增升作用更明显,可用于提升飞机起飞及爬升阶段性性能指标。在巡航及爬升状态下,分布式螺旋桨上置比下置升力特性更好,升力系数可提高约5%,但在小速度时,升力系数提升的代价是阻力系数增加。本文研究为传统涡桨飞机改型为分布式螺旋桨飞机总体设计提供了参考。

关键词:分布式电推进; Y12F; 概念设计; OpenVSP; 涡格法; 螺旋桨滑流; 螺旋桨设计

中图分类号:V271

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.01.006

随着环境与能源问题的显现,国内外逐渐重视航空运输业在燃油消耗、噪声控制、污染排放等方面的问题。节能环保、效率高、能耗低的新能源飞行器逐渐成为现代航空运输业发展的主要方向^[1]。其中,电动螺旋桨飞机在能耗、稳定性和经济性方面具备明显优势,是目前世界上各大航空制造商的研制焦点。但电动螺旋桨飞机也存在一定不足,如其受到电机、电池技术的限制,航程、航时普遍较短。这在要求电推进系统技术提高的同时,也要求飞机设计人员尽可能地提高飞机气动效率,以尽量减少能量消耗。分布式螺旋桨设计概念的出现,有助于提高飞机气动效率^[2]。

位于机翼前缘之前的分布式螺旋桨产生的滑流可以显著提高桨盘后空气流速,增加机翼升力,从而减小机翼面积,降低飞行过程中的阻力,改善飞行性能。同时,电推进系统的相对尺寸近似无关性^[3]避免了传统动力系统分解后的效率下降问题。2016年,美国国家航空航天局(NASA)公开了X-57的验证机计划^[4]。该验证机基于意大利Tecnam公司的P2006T双发活塞机型经过4个阶段改装,其巡航状态的升阻比超过20,比原机型提高了一倍,有效提高了整机的气动效率。接近3倍的机翼载荷提升也将改善飞行品质和阵风响应。

由于分布式螺旋桨飞机气流动过桨盘后对机翼及其后

部件气动特性影响的计算评估比传统飞机更为复杂,目前国内外对于分布式螺旋桨电推进飞机的主要研究思路是在现有机型基础上进行分布式改型。大量预研主要集中于螺旋桨滑流的数值模拟研究,如王科雷等^[5]对三种螺旋桨机翼构型进行了数值模拟,进行了螺旋桨拉力特性分析及螺旋桨滑流的气动特性影响分析;王元元等^[6]采用嵌入式激励盘技术对某分布式电推进飞机滑流对全机气动特性的影响进行了计算;杨伟等^[7]采用等效盘模型对分布式螺旋桨滑流进行数值模拟,并对螺旋桨动力布局形式进行优化。也有部分研究关注分布式螺旋桨飞机总体参数设计方面,如佟刚等^[8]进行了分布式电动飞机动力系统与机翼尺寸的参数匹配设计与性能分析;李嘉诚等^[9]以运7飞机作为参考机型,进行了分布式电推进飞机的总体设计与性能分析。

将传统的涡桨飞机改型为分布式螺旋桨飞机需要综合考虑螺旋桨滑流效应对飞机气动部件产生的影响,以及更换发动机及螺旋桨后,动力系统的推力特性变化等问题。改型的过程是对各项参数不断迭代及完善,最终确定飞机的各项设计参数。本文以运12F飞机为例,选取其机翼及螺旋桨作为研究对象,根据其现有的飞行性能指标改型为分布式推进飞机,综合考虑其气动及推力特性,确定分布式

收稿日期: 2023-07-26; 退修日期: 2023-10-25; 录用日期: 2023-12-07

引用格式: 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(01): 53-64. 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(01): 53-64.

螺旋桨个数,根据拉力需求进行螺旋桨设计,并分析其气动特性提升能力。本文研究将为传统涡桨飞机改型为分布式电推进螺旋桨飞机提供参考。

1 分布式机翼及螺旋桨参数设计

本文保留运12F飞机的机身及尾翼,根据分布式推进螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响,以运12F原型机巡航性能为约束、起飞爬升性能为目标,将布置在机翼前方的拉进式双发螺旋桨改为分布式电推进螺旋桨,重新对机翼及螺旋桨进行参数设计。表1所列运12F飞机部分参数。

表1 参考机型运12F基本参数

Table 1 Basic parameters of reference model Y12F

参数	数值
翼展/m	19.9
机身宽度/m	2.1
最大起飞重量/kg	8400
单台发动机功率/kW	820
单台发动机质量/kg	212.5
单个螺旋桨质量/kg	130
螺旋桨转速/(r/min)	1700

1.1 螺旋桨滑流对机翼气动力的影响

在机翼前缘布置螺旋桨的分布式电推进飞机,机翼处于螺旋桨后部滑流区。由于经过螺旋桨桨盘后的滑流速度大于飞机飞行速度,机翼可以在相同的飞行速度下产生更大的气动力。在动量理论中,螺旋桨被视为一个前进的桨叶片数无限多的桨盘,气流连续通过桨盘,在桨盘上产生的拉力分布是均匀的,桨盘前后存在压差。螺旋桨桨盘前后流速变化如图1所示。

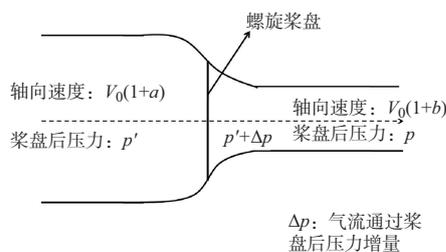


图1 螺旋桨桨盘前后流速变化

Fig.1 Changes in flow velocity before and after the propeller disc

假设流动为不可压缩理想势流,螺旋桨桨盘前后的压差 Δp 与螺旋桨拉力 T 的关系为

$$T = A \cdot \Delta p = A\rho V_0^2 b \left(1 + \frac{b}{2}\right) \quad (1)$$

式中, ρ 为当地空气密度; V_0 为来流速度; a 为气流经过螺旋桨桨盘后的速度增量, b 为滑流速度增量。设 A 为螺旋桨桨

盘面积,则处于滑流区的机翼升力 L 为

$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 (1 + b)^2 C_L S \quad (2)$$

式中, C_L 为升力系数; S 为螺旋桨滑流效应下的机翼面积。

若保持分布式电推进飞机与参考飞机的机翼升力和飞行速度相同,则

$$\frac{S}{S_0} = 1/(1 + b)^2 \quad (3)$$

由此可见,改型为分布式电推进飞机后的机翼面积是参考机型机翼面积的 $1/(1 + b)^2$ 。

1.2 机翼参数初步评估

飞机在各飞行阶段需用功率与拉力不同。通常在飞机起飞滑跑、高速巡航时所需功率较大,起飞第二阶段及爬升过程中所需拉力较大。不同任务阶段对分布式螺旋桨动力系统提出了不同要求,因此首先对原型机各飞行任务剖面的最大需用功率及拉力进行估算。

(1)最大平飞速度对应的需用功率和拉力

运12F在标准海平面大气条件下最大平飞速度为482km/h,以最大起飞重量计算此时飞机升力系数 $C_L=0.2112$,根据飞机平飞极曲线,此时飞机阻力系数 $C_D=0.041$,则需用推力为: $T = 1/2\rho V_0^2 C_D S_0 = 13274.6\text{N}$,需用功率为1578.4kW。

(2)起飞阶段对应的需用功率和拉力

根据参考文献[10]的试飞数据, S_{A2} 为起飞空中段距离, V_2 为起飞安全速度; V_R 为起飞抬前轮速度,计算飞机起飞加速度 a_u 为 0.8m/s^2 。

由 $mg\cos\gamma = 1/2\rho V_0^2 S_0 C_L$,其中 V_0 取 V_2 和 V_R 平均值,爬升角约为 5° ,估算得到 $C_L=1.3$,此时 $C_D=0.133$,则计算阻力 $Q=8553.9\text{N}$,由 $T\cos\alpha = Q + G\sin\gamma + ma_u$,计算此时飞机所需推力为22684.9N,所需功率为1163.7kW。

(3)爬升阶段对应的需用功率和拉力

根据运12F飞行手册,标准海平面大气状态下8400kg时,爬升梯度约为17%,飞机爬升率约为10.2m/s,则得到飞机爬升角约为 10° ,估算此时升力系数 $C_L=0.94$,查得此时 $C_D=0.1$,则估算阻力为8564.9N,根据 $T\cos\alpha = Q + G\sin\gamma$,计算此时飞机所需推力为23508.49N,所需功率为1410.51kW。

由上述三种状态可知:飞机在爬升阶段所需螺旋桨拉力较大,而巡航阶段所需功率较大,本文对这两个典型任务剖面以及飞行任务最多的远航速度剖面进行分析,取最大所需功率为1578.4kW,最大拉力为23508.5N,将其定为螺旋桨设计中最大需用功率及拉力。

假设螺旋桨桨盘面积在改变构型前后保持不变,以飞机巡航阶段所需推力为计算依据,结合式(2)和式(3),初步

评估得到改进后分布式电推进飞行器构型机翼面积为 35.19m^2 ,则在飞机最大巡航速度和飞机整体质量基本保持不变的前提下,为保证飞机有足够的升力,通过分布式推进螺旋桨机翼设计可将机翼面积减少约 10.95% 。为保证改型后飞机展弦比不变,取机翼翼展和平均弦长为原来的 9.1% ,则初步得到改型后分布式电推进飞行器机翼参考翼展为 18.24m ,平均气动弦长为 1.9224m 。以此为基础进行分布式螺旋桨个数选取。采用同种方法,若以飞机爬升阶段所需推力为计算依据,评估得到改进后分布式电推进飞行器构型机翼面积为 20.16m^2 ,以飞机爬升阶段计算,机翼面积减少约 55% ,则初步得到改型后分布式电推进飞行器机翼参考翼展为 14.758m 。

由分析结果及相关研究^[11]可知,螺旋桨滑流效应随拉力增加而增大,随来流速度增大而减小。由于飞机爬升阶段所需拉力较大,速度较低,螺旋桨滑流效应对飞机气动特性的影响较为明显,若以此阶段作为参考约束条件,要求改型后的飞机与原型机有相近的爬升性能,则计算的分布式推进螺旋桨机翼面积将大大减小。但螺旋桨滑流效应在飞机高速巡航时的作用并不明显,若想保证高速巡航性能不变,则需要保证飞机在该状态下的机翼面积是足够的。因此,本文选取飞机高速巡航阶段计算的机翼面积为约束进行分布式螺旋桨—机翼构型设计。

1.3 螺旋桨个数选择

螺旋桨个数直接决定了动力输出效率和对机翼升力的影响,分布式螺旋桨个数需要从多个方面进行综合考虑和设计。本节对螺旋桨个数选取的原则是在避免相邻螺旋桨相互干扰的前提下,尽可能使机翼全部处于螺旋桨滑流中,且处于翼梢位置的两个螺旋桨,其转轴与翼梢展向位置坐标一致,则分布式螺旋桨直径与机翼翼展的关系为

$$N = \frac{b_w - b_1}{D_s} + 1 \quad (4)$$

式中, N 为分布式螺旋桨个数, b_w 为翼展, b_1 为机身宽度, D_s 为分布式螺旋桨直径。

1.3.1 从螺旋桨桨盘面积变化考虑

分布式推进螺旋桨桨盘面积与其所能提供的推进效率密切相关,相同的螺旋桨桨盘面积产生相同的推进效率,一般来讲,使用越多的小桨盘,总的桨盘面积越小,则总的推进效率越低^[11]。分布式电推进飞机螺旋桨个数 N 与总面积 A_{total} 的关系为

$$A_{\text{total}} = \pi \frac{(b_w - b_1)^2}{4N} \quad (5)$$

因此,运 12F 螺旋桨桨盘面积为 12.53m^2 。则分布式推

进螺旋桨桨盘面积与螺旋桨个数的关系曲线如图 2 所示。

随着螺旋桨个数的增加,分布式螺旋桨桨盘总面积减小,当螺旋桨个数为 16 时,分布式电推进飞机螺旋桨桨盘总面积与参考机型运 12F 桨盘总面积相当,即从螺旋桨桨盘面积考虑,螺旋桨个数应不大于 16 个。

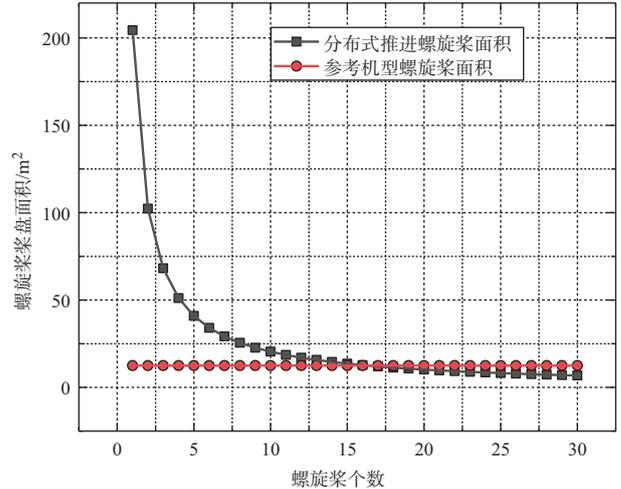


图 2 分布式螺旋桨个数与桨盘面积关系

Fig.2 Relationship between the number of distributed propellers and the area of the propeller disc

1.3.2 螺旋桨个数对电动机输出功率的影响

动力系统的高效运行与螺旋桨和电动机的效率有关,同时也取决于二者之间的良好匹配。满足功率需求下,要求两者在同一转速时都处于高效率运行状态。根据雷默^[12]对斯廷顿方程的修正形式,其螺旋桨直径与所需功率的关系为

$$D = K_p \sqrt[4]{P_s} \quad (6)$$

式中,多叶桨时系数 K_p 取 0.49 , P_s 为发动机功率。

取改型前后螺旋桨桨尖速度相同,将式(5)代入式(6),则匹配较好的单个电机功率与螺旋桨个数的关系为

$$P_s = \left(\frac{b_w - b_1}{(N - 1)K_p} \right)^4 \quad (7)$$

实际上,分布式螺旋桨飞机单个电机功率为参考机型发动机总功率平均分配至 N 个螺旋桨,则由此得到分布式推进螺旋桨个数与电机匹配情况,如图 3 所示。

由图 3 可知,在交点处电机个数约为 12 个,此时电机功率与螺旋桨直径匹配关系良好。

1.3.3 从螺旋桨总质量变化考虑

本文对于改型后的分布式螺旋桨拟采用参考飞机螺旋桨等比缩小的同种材质螺旋桨。两者质量比等于体积比,等比缩小的螺旋桨的总质量与个数间的关系为

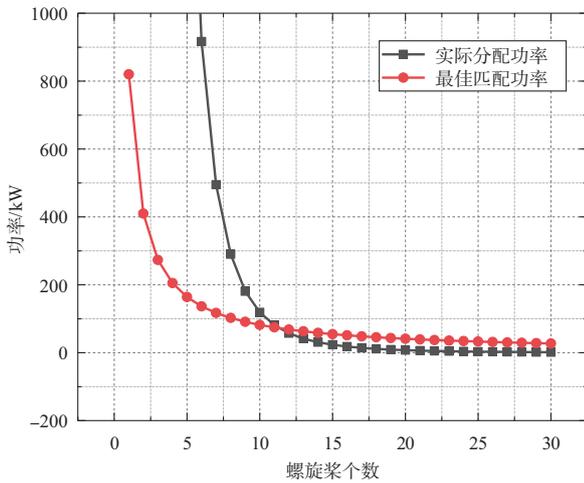


图3 螺旋桨个数与电动机功率匹配

Fig.3 Matching between the number of propellers and motor power

$$M_{\text{total}} = M_{\text{ref}} \left(\frac{D}{(b_w - b_1)/N} \right)^3 \quad (8)$$

式中, M_{total} 为分布式推进螺旋桨总质量, M_{ref} 为运 12F 飞机单个螺旋桨质量。

分布式推进螺旋桨个数与质量的关系如图 4 所示。由图 4 可知, 在交点处螺旋桨个数为 10 个, 超过 10 个螺旋桨后, 分布式螺旋桨总质量小于运 12F 原型机。

综上所述, 从螺旋桨桨盘面积考虑, 分布式螺旋桨个数应不超过 16 个; 从电机输出功率的角度考虑, 分布式螺旋桨个数的最佳方案为 12 个; 从螺旋桨质量的角度考虑, 分布式螺旋桨个数应不少于 10 个。因此, 本文对分布式螺旋桨个数为 10、12、14、16 个时的机翼面积进行修正。结合式(1)~式(3), 重新计算可以得到修正后的分布式推进飞机的机翼面积, 见表 2。

本文拟采用与运 12F 原型机相同的螺旋桨进行等比例缩小, 则根据螺旋桨相似理论, 分布式螺旋桨与原型机螺旋

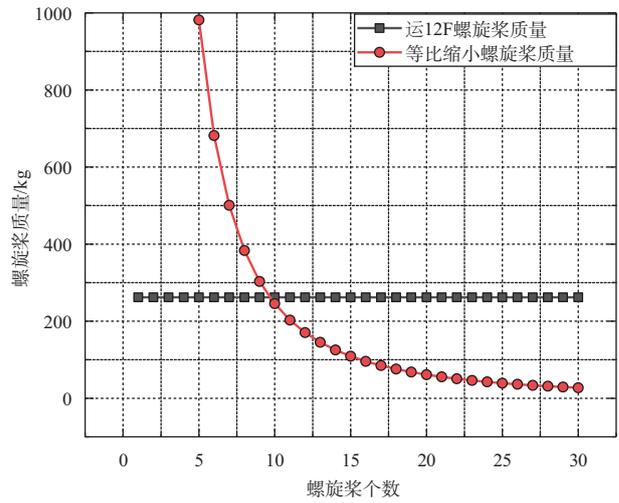


图4 分布式螺旋桨个数与螺旋桨质量匹配

Fig.4 Matching between the number of distributed propellers and the quality of propellers

表2 分布式推进机翼面积修正

Table 2 Distributed propulsion wing area correction

螺旋桨个数	机翼面积/m ²	翼展/m	平均气动弦长/m	机翼面积减小/%
10	33.23	18.25	1.90	15.90
12	32.79	18.13	1.89	17.04
14	32.35	18.01	1.87	18.14
16	31.93	17.89	1.86	19.21

桨前进比相同。由参考文献[10]可知, 原型机螺旋桨巡航阶段前进比约为 1.49, 效率约为 0.85; 爬升阶段螺旋桨前进比约为 0.75, 效率约为 0.70。为保证螺旋桨滑流全部覆盖于机翼表面, 则根据表 2 中所得翼展、式(4)及相似准则中马赫数相似, 即 $n_1 D_1 = n_2 D_2$, 得到分布式螺旋桨直径和转速; 将各飞行阶段所需拉力代入 $C_T = T / (\rho n^2 D^4)$, 计算不同组合的螺旋桨拉力系数; 将需用功率和效率代入 $P = P_w \eta$, $C_P = P_w / (\rho n^3 D^5)$, 计算螺旋桨功率系数, 则结果见表 3。

表3 各飞行阶段螺旋桨参数初步估计

Table 3 Preliminary estimation of propeller parameters for each flight stage

飞行状态	螺旋桨个数/个	螺旋桨直径/m	转速/(r/min)	单个螺旋桨需用功率/kW	单个螺旋桨推力/N	C_p	C_T
高速巡航	2	2.824	1700	747.86	6232.17	0.1637	0.1223
高速巡航	10	1.772	2710	149.57	1246.43	0.0976	0.0553
高速巡航	12	1.439	3337	124.64	1038.69	0.1234	0.0699
高速巡航	14	1.208	3974	106.84	890.31	0.1500	0.0850
高速巡航	16	1.039	4620	93.48	779.02	0.1774	0.1005
爬升	2	2.824	1700	705.00	11754.00	0.1325	0.0955
爬升	10	1.772	2710	141.00	2350.80	0.1022	0.0978
爬升	12	1.439	3337	117.50	1959.00	0.1292	0.1207
爬升	14	1.208	3974	100.71	1679.14	0.1571	0.1467
爬升	16	1.039	4620	88.13	1469.30	0.1858	0.1735

1.4 气动模型建立及升阻力验证

本文选用 OpenVSP 对机翼及螺旋桨组合体进行建模和气动力计算分析,其为 NASA 开发的开源参数化飞机设计评估软件,可用于气动参数计算,计算方法包括涡格法及面元法,可快速建立模型并进行高效计算,适合飞机设计初期的方案设计及概念设计阶段。

为验证计算方法的准确性,本文将涡格法及面元法建立的机翼模型与运 12F 风洞试验结果进行对比。升阻力系数对比结果如图 5 和图 6 所示。来流速度为 60m/s,采用涡格法计算,在升力系数线性段范围内,升力系数计算结果几乎与风洞试验结果重合,最大升力系数比试验结果约小 12%;采用面元法所计算的升力线斜率比风洞试验结果约大 5%,最大升力系数比试验结果约大 13%。两种计算方法所得到的最大升力系数迎角比试验结果小 2°~3°。所计算的阻力系数在升力系数线性段均略小于试验值,但误差不超过 4.6%。

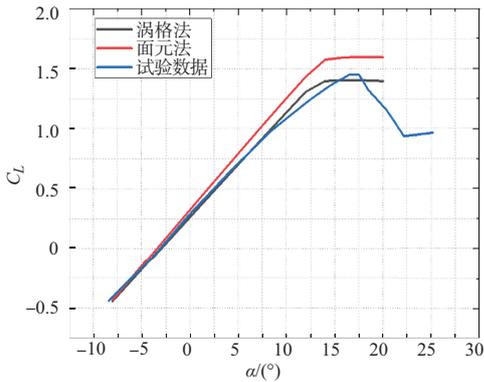


图 5 升力系数对比

Fig. 5 Comparison between lift coefficient

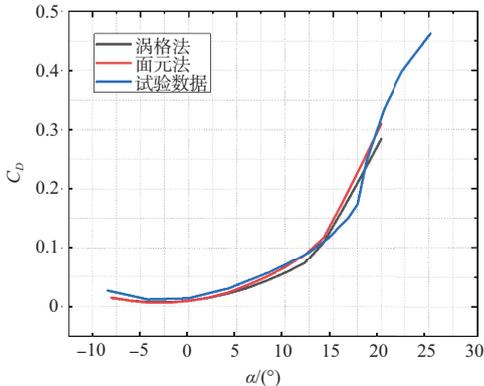


图 6 阻力系数对比

Fig.6 Comparison between drag coefficient

由此可见,OpenVSP 中采用涡格法在升力系数线性段的升阻力计算准确性较为可观,采用面元法计算的升力系数偏大,但阻力系数更为接近试验结果。而两种方法均无

法非常准确地估计最大升力系数及最大升力系数迎角。后面将主要参考数值模拟中升力系数线性段的模拟结果。

1.5 分布式螺旋桨机翼表面压差及升阻力

将表 3 中估算的螺旋桨相关参数结果在 OpenVSP 中进行激励盘模型建模,与表 2 中修正后的机翼组合后,选取飞机典型飞行状态,爬升状态时,来流速度为 60m/s,迎角为 5°;巡航状态时,来流马赫数为 105m/s,迎角为 1°,涡格法计算得到不同组合分布式螺旋桨机翼上下表面压差分布情况如图 7~图 14 所示。

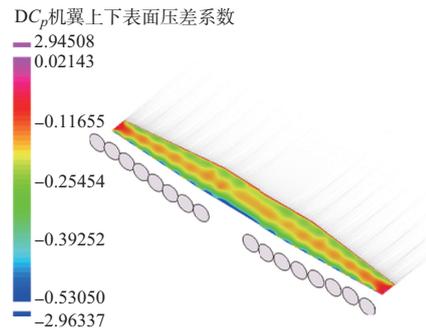


图 7 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨 16 个, $V=105\text{m/s}, \alpha=1^\circ$)

Fig.7 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(16 Distributed propellers, $V=105\text{m/s}, \alpha=1^\circ$)

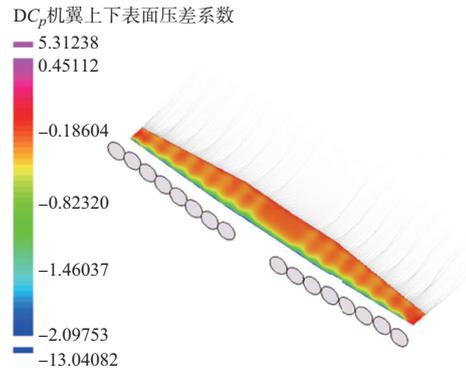


图 8 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨 16 个, $V=60\text{m/s}, \alpha=5^\circ$)

Fig.8 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(16 Distributed propellers, $V=60\text{m/s}, \alpha=5^\circ$)

计算结果表明,来流速度为 105m/s、迎角为 1°时,分布式螺旋桨桨盘后形成的螺旋桨滑流对机翼 2/c 处的大部分区域影响较为明显,上下表面压差较大;螺旋桨滑流对机翼表面的负压增强效果明显,负压增强区基本连成一片,翼梢处有较为明显的高压区。来流速度为 60m/s、迎角为 5°时,分布式螺旋

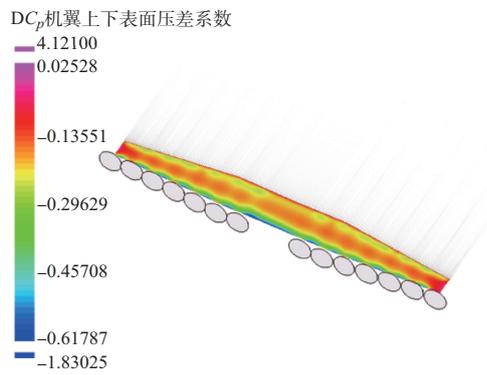


图9 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨14个, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

Fig.9 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(14 Distributed propellers, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

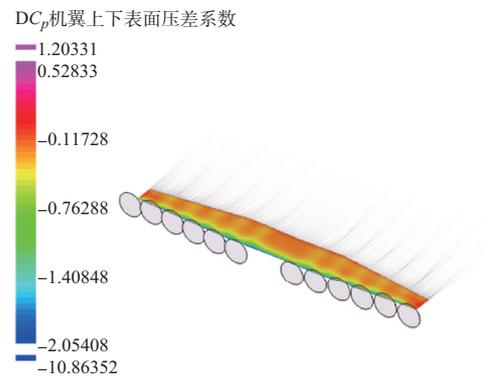


图12 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨12个, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

Fig.12 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(12 Distributed propellers, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

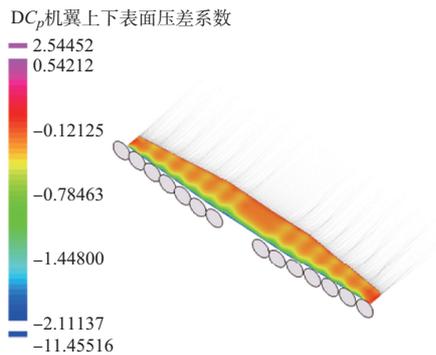


图10 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨14个, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

Fig.10 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(14 Distributed propellers, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

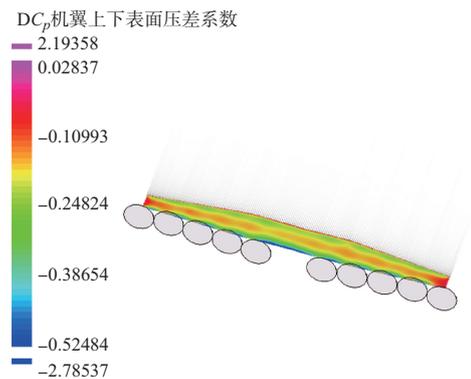


图13 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨10个, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

Fig.13 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(10 Distributed propellers, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

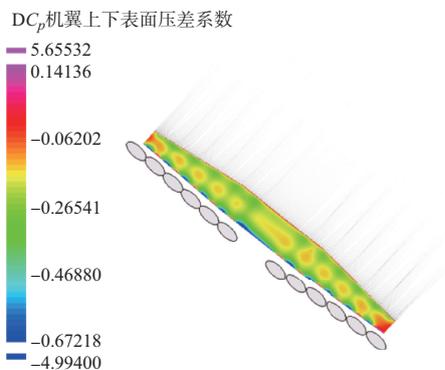


图11 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨12个, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

Fig.11 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(12 Distributed propellers, $V=105\text{m/s}$, $\alpha=1^\circ$)

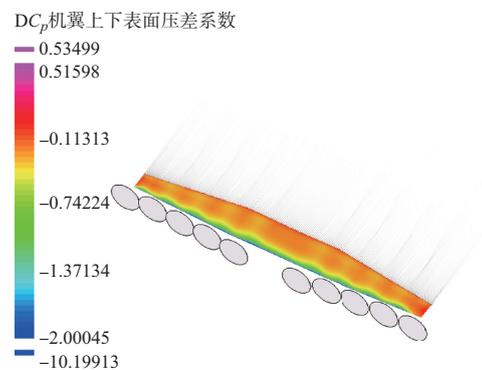


图14 机翼上下表面压差分布情况(分布式螺旋桨10个, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

Fig.14 Distribution of differential pressure between the upper and lower surfaces of the wing(10 Distributed propellers, $V=60\text{m/s}$, $\alpha=5^\circ$)

浆滑流从机翼前缘区域即产生影响,在机翼表面一直扩展直至后缘,前缘附近压差变化明显,翼梢处同样存在高压区。

图 15~图 18 为两种来流速度下升阻力随迎角的变化。由图可知,当来流速度为 105m/s 时 4 组方案的升阻力系数随迎角变化情况基本相同,分布式螺旋桨为 16 个时,在迎角超过 10°以后升阻力系数略低于其他三组;当来流速度为 60m/s 时,这种趋势更为明显。在迎角 0°附近,分布式螺旋桨为 16 个时,其升力系数要略高于其他三组,但随着迎角增大,其升力线斜率要小于其他三组,迎角超过 10°以后尤为明显,当迎角为 15°时,分布式螺旋桨为 16 个的方案升力系数比其他三组低约 8%。综合考虑飞机在各阶段的飞行性能需求,尽量选取分布式推进螺旋桨为 10、12、14 个。

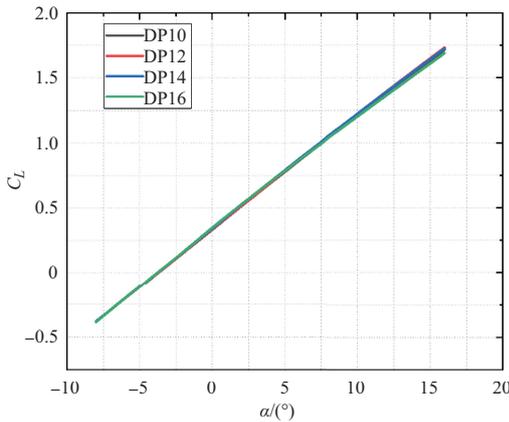


图 15 升力系数对比(V=105m/s)

Fig.15 Comparison between lift coefficient(V=105m/s)

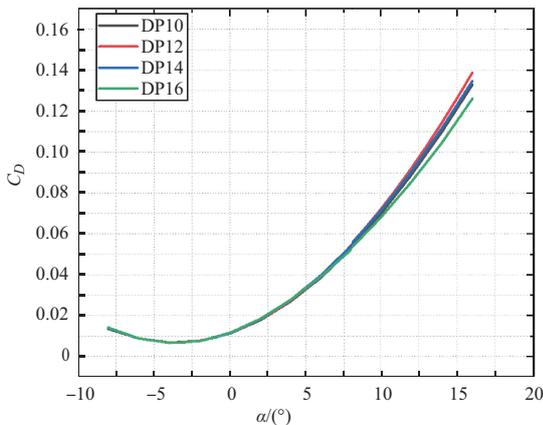


图 16 阻力系数对比(V=105m/s)

Fig.16 Comparison between drag coefficient(V=105m/s)

1.6 电动机选择

在初步确定分布式螺旋桨各项参数后可据此对电动机进行选择。所选电动机应满足飞机各飞行阶段的功率需求,即电动机输出功率大于螺旋桨吸收功率。初步估算各

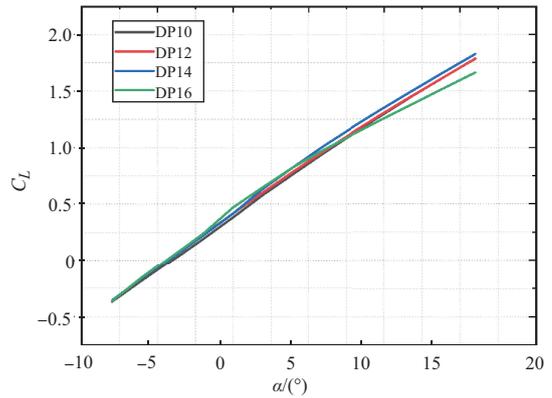


图 17 升力系数对比(V=60m/s)

Fig.17 Comparison between lift coefficient(V=60m/s)

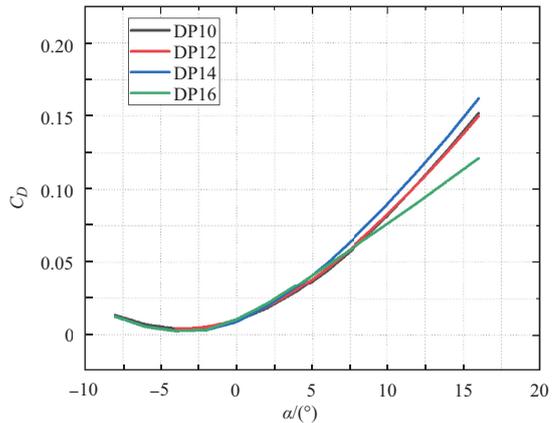


图 18 阻力系数对比(V=60m/s)

Fig.18 Comparison between drag coefficient(V=60m/s)

飞行阶段电动机输出功率

$$P_m = \frac{P_{xy}}{\eta_m \eta_p \eta_c} \quad (9)$$

式中, η_m 为电机效率,取 0.9; η_p 为螺旋桨效率,取 0.7; η_c 为控制效率,取 0.95。

另外,螺旋桨转速—功率特性与电动机转速—功率需要合理匹配,确保在相应转速—功率下电动机有较高的效率。经过查找相关资料发现,EMRAX 系列电动机覆盖功率范围较大,数据公开,可获得性强,其不同型号电动机相关参数见表 4。

通过对表 3 及表 4 的分析可知,当选择分布式推进螺旋桨个数为 12 个时,可以选择 EMRAX348 电动机,其输出功率转速等参数与初步估算的螺旋桨相关参数匹配较好。在转速为 3337r/min 时,电动机效率约为 95%,功率为 200kW,能够满足各任务剖面需求,其单个电动机重量为 41.5kg。至此确定分布式螺旋桨个数为 12 个。

表4 EMRAX电动机参数

Table 4 EMRAX motor parameters

型号	最大连续功率/kW	峰值功率/kW	最大转速/(r/min)	扭矩/(N·m)	质量/kg
188	32	60	6500	50	7.2
208	40	75	6000	80	9.4
228	55	100	5500	120	12.8
268	110	230	4500	250	20.3
348	210	380	4000	500	41.5

2 螺旋桨设计

前文由动量理论确定的螺旋桨参数,仅考虑了螺旋桨的轴向效应,而未考虑螺旋桨的旋转效应,并不体现螺旋桨实际绕流特征。需根据表3中对于分布式螺旋桨在各飞行阶段的参数,进行螺旋桨桨叶设计。在设计桨叶时采用叶素理论将桨叶分为有限个叶素,计算每一叶素上的气动力,沿径向积分得到桨叶总的气动力。在各飞行状态下,如果沿着桨叶径向的所有翼型都在最大效率(最大升阻比)迎角工作,则螺旋桨效率最高。

由于飞机大部分飞行任务在巡航阶段,根据参考文献[13]选择螺旋桨翼型为Clark-Y18,其在飞机巡航速度下阻力系数更小。螺旋桨设计过程如下^[14]:根据前文确定的飞机在各任务阶段的需用拉力、飞行速度、螺旋桨桨叶数、半径、桨毂半径,将其中一个桨叶分为 n_b 段(n_b+1 个截面),确定沿桨叶径向各截面的翼型分布;计算拉格朗日乘数 K ;计算第 i 个截面的弦长 l 和桨距角 θ 。

$$\delta = \arctan \left[\frac{\lambda}{\xi_i} (1 + K) \right] \quad (10)$$

式中, λ 为前进比, $\xi_i = \frac{r_i}{R}$ 为第 i 个截面的量纲一坐标。诱导迎角为

$$\alpha_i = \arctan \left(\frac{K \sin \delta \cos \delta}{1 + K \cos^2 \delta} \right) \quad (11)$$

量纲一实际速度为

$$V_E = \sqrt{1 + \left(\frac{\xi_i}{\lambda} \right)^2} \cos \alpha_i \quad (12)$$

量纲一弦长 $b = l/R$, l 为弦长, b 取0.01~0.21,步长为0.01。局部雷诺数 $Re_\zeta = V_E b \cdot Re$,局部马赫数 $Ma_\zeta = V_E Ma$,其中 Re 为自由流雷诺数, Ma 为自由流马赫数。

第 i 个截面翼型最大效率迎角 α_{\max} ,是翼型最大升阻比时对应迎角。

量纲一弦长为

$$B = \frac{8\pi}{n} \frac{\xi_i k_p \tan \alpha_i \sin \delta}{C_{L_{\max}} - C_{D_{\max}} \tan \delta} \quad (13)$$

逐步令 b 增大计算 $|B - b|$ 最小值,此时 b 为第 i 个截面无量纲弦长,实际弦长 $l = bR$, α_{\max} 为第 i 个截面迎角。第 i 个截面桨距角 $\theta = \delta + \alpha_{\max}$ 。

根据前文对分布式螺旋桨参数的估算,螺旋桨直径为1.4387m,转速为3337r/min,5叶桨,在OpenVSP中进行螺旋桨桨叶设计,最终确定螺旋桨桨叶相关参数如图19和图20所示,其中3/4扭转角为螺旋桨桨叶在螺旋桨轴心到3/4螺旋桨半径处的扭转角度,其作为桨距值,衡量桨叶的整体扭转。螺旋桨外形如图21所示。

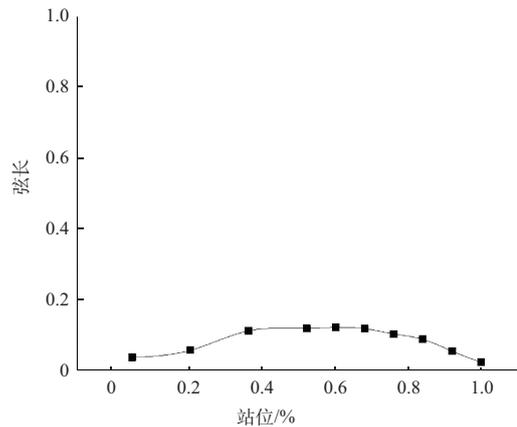


图19 弦长分布

Fig.19 Chord length distribution

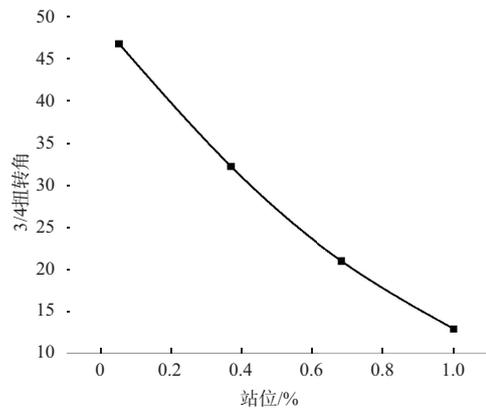


图20 桨距角分布

Fig.20 Pitch angle distribution

用所设计的螺旋桨在OpenVSP中进行单独螺旋桨的计算得到简化的激励盘模型,对表3中参数进行修正,结果见表5。由此可见,所设计的螺旋桨在几种飞行状态下均满足预期指标。

3 机翼—螺旋桨升阻力分析

在OpenVSP中分别采用修正后的激励盘模型、螺旋桨

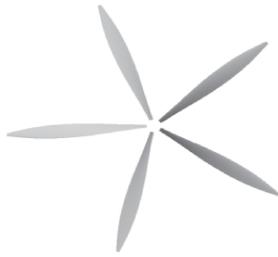


图21 分布式螺旋桨外形图

Fig.21 Distributed propeller outline drawing

表5 OpenVSP单独螺旋桨模型计算结果

Table 5 Calculation results of OpenVSP single propeller model

速度/(m/s)	60	105	120
C_p	0.109	0.091	0.125
C_T	0.124	0.060	0.074
效率	0.853	0.873	0.886
前进比	0.750	1.312	1.499
吸收功率/kW	141.474	107.535	148.451
输出功率/kW	134.438	101.021	141.317
拉力/N	2012.113	894.465	1096.019
桨距角/(°)	20.2	27.9	31.7

桨叶模型对机翼及螺旋桨组合体的气动力系数与原型机进行比较。

3.1 螺旋桨激励盘模型升阻力计算

来流速度分别为60m/s、105m/s和120m/s。升阻力系数结果如图22和图23所示。计算结果表明,随着迎角的增大,分布式螺旋桨滑流对升力系数的影响逐渐增大;三种速度状态下,在来流速度为60m/s时,分布式螺旋桨滑流使飞机升力系数增加最为明显;综合来看,在低速大迎角状态下螺旋桨滑流效应作用更为明显。

与升力系数变化趋势类似,随着迎角的增大,分布式螺

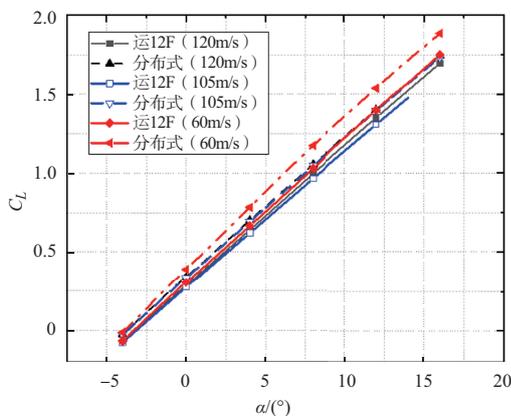


图22 升力系数

Fig.22 Lift coefficient

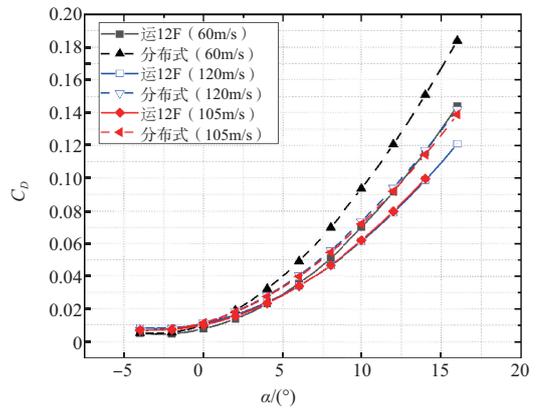


图23 阻力系数

Fig.23 Resistance coefficient

旋桨滑流对阻力系数的影响逐渐增大;分布式螺旋桨在低速时相对原型机的阻力系数增量要大于高速时,以5°迎角为例,由于分布式螺旋桨推进飞机在60m/s时阻力系数相对原型机增加量要超过其速度在105m/s时的约13%,这要求分布式螺旋桨飞机在爬升状态下,应有较大的拉力以满足起飞、爬升等阶段的任务需求。

从升力系数与阻力系数的变化情况来看,分布式螺旋桨滑流效应确实可以增大机翼的升力系数,但代价是阻力系数随之增大,尤其是在大迎角姿态下。从这个角度来讲,将传统的双发螺旋桨—机翼改型为分布式螺旋桨—机翼而保证飞机在大迎角下的性能指标,需要考虑减阻问题,如增大机翼展弦比。

3.2 螺旋桨桨叶转向对机翼表面压力分布的影响

螺旋桨桨叶模型中,螺旋桨相关参数设置见表5。在桨叶模型中,位于翼梢处的两个螺旋桨以逆翼尖涡方向旋转,以削弱翼尖涡强度,降低机翼的诱导阻力。相邻螺旋桨转向设置为转向相反,其转轴中间位置桨叶均处于上行或下行状态,可以使转轴中间区域机翼的前缘吸力加强^[15]。

为更好地模拟螺旋桨转向对机翼表面压力分布的影响情况,采用面元法对螺旋桨及机翼模型进行模拟。来流速度为60m/s、迎角为5°时,机翼上表面压力分布模拟结果如图24所示。由图24可知,翼梢处的螺旋桨明显改善了此处的高压区,推迟了翼尖失速。机翼前缘负压区域明显,且对向旋转的两桨叶下行中间区域的机翼前缘负压区域增大。

3.3 螺旋桨位置对升阻力的影响

为了使发动机短舱与机翼的机械固定装置不影响机翼上表面气流流动,且出于固定装置设计制造外形简单减小阻力的考虑,原型机发动机短舱及螺旋桨位于机翼下方

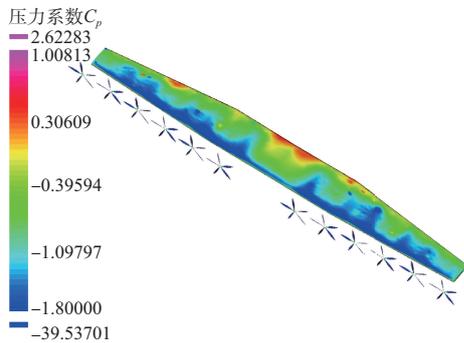


图24 面元法桨叶模型模拟机翼上表面压力分布

Fig.24 Panel method blade model simulation of pressure distribution on the upper surface of a wing

0.3m处。而采用分布式螺旋桨,为提高机翼上表面空气流速,使螺旋桨滑流的增升作用最大化,可考虑调整分布式螺旋桨纵向位置至机翼上方。图25~图28为不同来流速度下,分布式螺旋桨分别位于机翼上方及下方0.146m处,对模型升阻力的影响。通过分析可知,分布式螺旋桨无论上置或下置,均会使模型升力系数高于原型机;在飞机大迎角状态下,螺旋桨上置时的升力系数大于螺旋桨下置时的升力系数,小速度时更为明显。在巡航及爬升状态下,螺旋桨上置比螺旋桨下置升力系数约提高5%。图25和图26所示为来流速度为120m/s时,升力系数和阻力系数随迎角变化曲线。通过分析可知,分布式螺旋桨上置效果好于下置,在迎角为15°时,螺旋桨上置时的升力系数比螺旋桨下置时增加0.1,阻力系数减小0.005。图27和图28所示为来流速度为60m/s时,升力系数和阻力系数随迎角变化曲线。通过分析可知,在迎角大于5°后,分布式螺旋桨上置使升力系数有所增加,同时阻力系数也在明显增加。在迎角为15°时,螺旋桨上置比螺旋桨下置的升力系数增加0.15,但阻力系数约增大0.025。

4 结论

本文以运12F飞机巡航性能为约束,首先根据动量理论对其改为分布式推进螺旋桨飞机后的机翼参数进行修正;然后从螺旋桨桨盘面积、螺旋桨与电动机匹配关系、螺旋桨质量三个方面综合评估,确定以运12F为原型机的分布式推进飞机机翼前缘螺旋桨个数为12个;之后,基于已选定的分布式推进螺旋桨—机翼布局形式,根据原型机爬升及巡航阶段的动力需求进行螺旋桨设计;最终确定分布式推进螺旋桨—机翼模型的各项参数,将其与原型机的螺旋桨—机翼模型在OpenVSP中采用涡格法进行气动特性计算对比分析。得到以下结论:

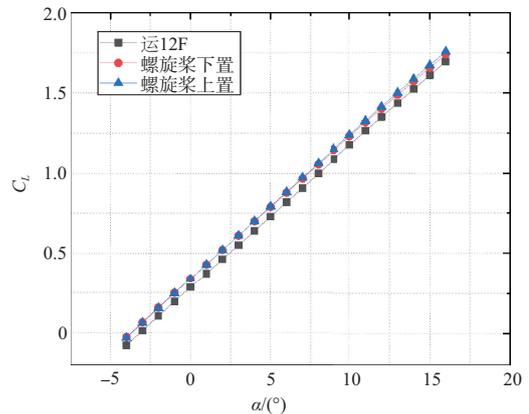


图25 分布式螺旋桨在机翼上下升力系数(120m/s)

Fig.25 Lift coefficient of distributed propeller above and below the wing (120m/s)

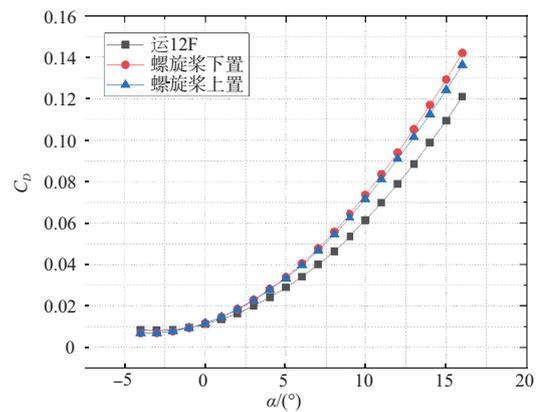


图26 分布式螺旋桨在机翼上下阻力系数(120m/s)

Fig.26 Drag coefficient of distributed propeller above and below the wing (120m/s)

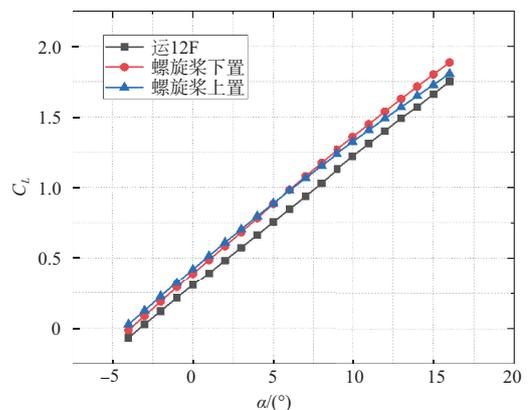


图27 分布式螺旋桨在机翼上下升力系数(60m/s)

Fig.27 Lift coefficient of distributed propeller above and below the wing (60m/s)

(1)位于机翼前缘的分布式螺旋桨所产生的滑流效应能够使飞机升力系数增大,但其代价是阻力增加,尤其是在

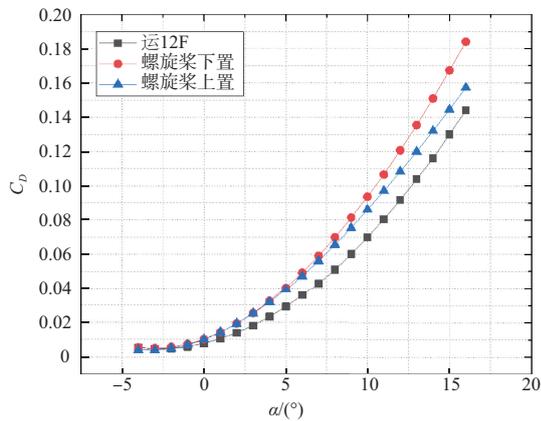


图 28 分布式螺旋桨在机翼上下阻力系数(60m/s)

Fig. 28 Drag coefficient of distributed propeller above and below the wing (60m/s)

速度较低和迎角较大的飞行阶段(如爬升、起飞),螺旋桨滑流在使飞机升力系数有较大提升的同时,也大大增大了阻力,甚至阻力系数影响量将超过升力系数,但将螺旋桨置于机翼翼面以上可提高机翼上表面流速,合理布置可抑制阻力的增加。

(2)螺旋桨滑流对机翼升力系数提升作用是随着迎角增加而增加的,且在速度较小时更为明显,则螺旋桨滑流可主要指向提升飞机起飞、爬升等阶段的性能指标。

(3)机翼翼梢处的螺旋桨以逆翼尖涡方向旋转可以削弱翼尖涡强度,降低诱导阻力,改善翼尖失速。

将常规构型的双发螺旋桨飞机改型为分布式螺旋桨飞机,由于飞机气动特性的变化较为复杂,一方面对电动机和螺旋桨在不同飞行阶段提供功率及推力的能力提出了要求,应结合电动机替换内燃机能效的提升综合考虑,以获取整机的最大收益;另一方面,若单独考虑分布式推进螺旋桨对飞机气动特性的优化,仍需要在设计过程中追求“增升减阻”,如增大机翼的展弦比、调整分布式螺旋桨位置,进一步分析螺旋桨与机翼的位置关系对其气动特性的影响,或是考虑在不同的飞行阶段具体的性能指标,对螺旋桨进行特殊任务需求设计。

AST

参考文献

[1] 纪宇晗,孙侠生,俞笑,等. 双碳战略下的新能源航空发展展望[J]. 航空科学技术,2022,33(12):1-11.
 Ji Yuhan, Sun Xiasheng, Yu Xiao, et al. Development prospect of new energy aviation under the double carbon strategy[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12):1-11. (in Chinese)

[2] 宋敏华,张文琦,相倩,等. 电动飞机分布式螺旋桨对气动性能影响的建模研究[J]. 航空科学技术,2023,34(6):20-25.
 Song Minhua, Zhang Wenqi, Xiang Qian, et al. Modeling research on the influence of distributed propellers on aerodynamic performance of electric aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(6): 20-25. (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):13-29.
 Huang Jun. Overview of distributed electric propulsion aircraft design technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42 (3): 13-29. (in Chinese)

[4] Nicholas K B, Michael D P, Jeffrey K V, et al. Design and performance of NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator[R]. AIAA-2016-3920, 2016.

[5] 王科雷,祝小平,周洲,等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报,2016,37(9):2669-2678.
 Wang Kelei, Zhu Xiaoping, Zhou Zhou, et al. Aerodynamic effects of low Reynolds number distributed propeller slipstream [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9): 2669-2678. (in Chinese)

[6] 王元元,陈明环. 基于嵌入激励盘技术的分布式推进滑流数值模拟[J]. 飞行力学,2020,38(6):14-18.
 Wang Yuanyuan, Chen Minghuan. Numerical simulation of distributed propulsion slipstream based on embedded excitation disk technology [J]. Flight Mechanics, 2020, 38 (6): 14-18. (in Chinese)

[7] 杨伟,范召林,吴文华,等. 考虑滑流影响的分布式螺旋桨布局优化设计[J]. 空气动力学学报,2021,39(3):71-79.
 Yang Wei, Fan Zhaolin, Wu Wenhua, et al. Optimization design of distributed propeller layout considering the influence of sliding flow [J]. Journal of Aerodynamics, 2021, 39(3): 71-79. (in Chinese)

[8] 佟刚,薛奎举,戴佳哲,等. 分布式电推进系统与机翼的综合设计[J]. 机械设计与制造,2020(2):56-59+64.
 Tong Gang, Xue Kuiju, Dai Jiazhe, et al. Integrated design of distributed electric propulsion systems and wings[J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2020(2): 56-59+64. (in Chinese)

[9] 李嘉诚,盛汉霖,陈欣,等. 混合动力分布式电推进飞行器总体设计[J/OL]. 航空动力学报:1-15.https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220693.

- Li Jiacheng, Sheng Hanlin, Chen Xin, et al. Overall design of hybrid distributed electric propulsion aircraft[J/OL]. *Journal of Aerodynamics*: 1-15. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220693>. (in Chinese)
- [10] 张漫煜. 运 12F 短途支线飞机起飞着陆性能试飞报告[R]. YF0000SY0143, 2014.
- Zhang Manyu. Flight test report on take-off and landing performance of Y12F short range regional aircraft[R]. YF0000SY0143, 2014. (in Chinese)
- [11] 王伟, 马浩, 徐金琦, 等. 多旋翼无人机标准化机体设计方法研究[J]. *机械设计与制造*, 2014(5): 147-150.
- Wang Wei, Ma Hao, Xu Jinqi, et al. Research on standardized body design method for multi rotor unmanned aerial vehicles[J]. *Mechanical Design and Manufacturing*, 2014(5): 147-150. (in Chinese)
- [12] Daniel R. Aircraft design: A conceptual approach-sixth edition [J]. *The Aeronautical Journal*, 2019, 123(1266): 1324-1325.
- [13] 毛玥. 飞机螺旋桨设计与气动特性及滑流影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- Mao Yue. Research on aircraft propeller design, aerodynamic characteristics, and slipstream effects[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [14] 项松, 刘远强, 佟刚, 等. 某型电动飞机螺旋桨的设计与试验[J]. *西北工业大学学报*, 2016, 34(3): 460-466.
- Xiang Song, Liu Yuanqiang, Tong Gang, et al. Design and test of propeller of a certain type of electric aircraft[J]. *Journal of Northwest Polytechnical University*, 2016, 34 (3): 460-466. (in Chinese)
- [15] 杨小川, 王运涛, 孟德虹, 等. 不同分布式螺旋桨转向组合下的机翼滑流效应研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 89-98.
- Yang Xiaochuan, Wang Yuntao, Meng Dehong, et al. Study on wing slip effect under different distributed propeller steering combinations[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2019, 37 (1): 89-98. (in Chinese)

Research on the Analysis Method of Distributed Propeller-wing Design of Electric Aircraft

Sun Zongyan, Wang Qiang, Qiao Wei, Fu Chang, Zheng Yafei, Song Jiayang

AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, China

Abstract: In order to gradually realize the conversion of aircraft from traditional energy to clean energy, it is an important research direction to transform traditional turboprop aircraft into distributed electric propulsion propeller aircraft. In this paper, the cruising performance of the Y12F aircraft is constrained, and the wing parameters of the Y12F aircraft modified into a distributed propeller aircraft are modified according to the momentum theory. The number of distributed electric propulsion propellers was comprehensively evaluated and determined from three aspects: propeller disc area, propeller and motor matching relationship, and propeller quality. The propeller is designed according to the tensile requirements of the cruising and climbing task profiles; The final distributed propeller-wing model and the prototype model were compared and analyzed in OpenVSP. The results show that the slipstream effect of the distributed propeller is more obvious at small speed and high angle of attack, which can be used to improve the performance indicators of aircraft in the take-off and climbing phases. In the cruising and climbing state, the upward lift characteristics of the distributed propeller are better than the downward lift, and the lift coefficient can be increased by about 5%, but at small speeds, the increase in the lift coefficient is at the cost of an increase in drag coefficient. The research in this paper provides a reference for the overall design of the transformation of traditional turboprop aircraft to distributed propeller aircraft.

Key Words: distributed electric propulsion; Y12F; conceptual design; OpenVSP; vortex lattice method; propeller slipstream; propeller design