

# 一种分布式螺旋桨运输机方案及其滑流效应研究

杨小川, 李伟, 王运涛, 王昊, 岳皓, 黄江涛

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**随着电推进技术在汽车、火车等传统运输领域获得不断发展和广泛关注,应用于纯电动或油电混合动力中小型飞行器的分布式螺旋桨推进技术已成为航空研究新热点。首先提出了一种分布式螺旋桨电推进运输机初步方案;然后,基于雷诺平均 N-S 方程,结合 SA 湍流模型,运用等效盘代替真实分布式螺旋桨,完成该机低空低速大拉力状态下的有无滑流全机气动特性分析;最后,重点对机翼和尾翼的压力分布、俯仰力矩特性以及分布式螺旋桨下机翼流动进行滑流影响研究。分析结果表明:有滑流状态下升阻力均较无滑流大,且有滑流较无滑流状态机翼低头力矩大,尾翼抬头力矩较大;尾翼离滑流区较远或完全处于滑流区时,有无滑流状态下尾翼俯仰力矩差量较小,而尾翼仅部分处于滑流区时,差量较大;分布式螺旋桨直径相对机翼厚度较大时,更多的螺旋桨功率用于对远离机翼表面区域的气流做功,引起升力系数增加不显著。

**关键词:**分布式推进;螺旋桨;滑流;运输机;TRIP;数值模拟;等效盘

**中图分类号:** V211.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2019)02-0361-08

目前,电推进技术<sup>[1-3]</sup>逐渐在汽车、火车、飞机等传统运输领域获得发展,特别是油电混合汽车、纯电动汽车、高铁动车等早已投入市场,并取得广泛关注。而航空飞行器对飞行重量及推重比、能源能量密度、动力安全余度、发动机可用功率等指标要求高,因此电推进在航空领域的工程应用仍处于初级阶段,应用于纯电动或油电混合动力中小型飞行器的分布式螺旋桨推进技术已成为航空研究新热点。

为充分研究飞行器分布式螺旋桨推进技术,NASA 早在 2014 年开始分布式螺旋桨相关技术研究<sup>[4-6]</sup>,主要从单独螺旋桨电推进试验台、前缘异步螺旋桨技术(LEAPTech)、混合电力集成系统铁鸟测试(HEIST)以及可扩展融合电推进技术和运营研究(SCEPTOR)4 个阶段开展工作,最终将通过新航空地平线(NAH)计划的资助,完成 X-57 分布式螺旋桨电推进验证机的试飞验证工作。

关于分布式螺旋桨推进技术,目前国内外相关风洞试验和数值模拟研究相对较少。Stoll 等<sup>[7]</sup>通过作用盘模型对 LEAPTech 方案进行数值模拟,该方案主要验证分布式螺旋桨技术,在大展弦比机翼

前缘共布置 18 个高升力螺旋桨。通过对着落构型进行定常滑流数值模拟研究,得到机翼最大升力系数达到 5.2;Patterson 等<sup>[8]</sup>认为分布式电动螺旋桨主要有翼尖螺旋桨、高升力螺旋桨和机身边界层消除螺旋桨 3 类,并重点对 X-57 飞机起降等低速飞行阶段使用的分布式高升力螺旋桨进行研究。

此外,在螺旋桨滑流数值模拟方面,方法较多。从数模类型上,Veldhuis 等<sup>[9]</sup>将螺旋桨滑流计算分为作用盘模型(actuator disk)和完整桨叶模型(blade modeling)2 种;另外,从坐标系选取上,一般存在惯性坐标系、非惯性坐标系和多参考坐标系 3 类;从求解方式上,有定常、准定常和非定常 3 种求解方法。

在各类滑流数值模拟方法中也存在一定联系,作用盘模型<sup>[10-13]</sup>一般用于惯性坐标系下的定常计算,如李博等<sup>[10]</sup>采用等效盘替代真实螺旋桨,对某四发涡桨飞机进行机翼滑流影响研究;完整桨叶模型结合非惯性坐标系的准定常计算,多用于单独桨叶模拟,即轴对称流动且多体之间无相对运动;完整桨叶模型结合多参考坐标系的准定常计算,多用于某一相位角下的螺旋桨滑流影响研究,如张小莉

等<sup>[14]</sup>分别采用基于多参考坐标系的准定常和非定常方法,对机翼增升装置滑流效应进行研究;完整桨叶模型结合多参考坐标系/惯性坐标系的非定常计算<sup>[15-19]</sup>,一般用于多体间存在相对运动的非定常滑流效应研究,如 Roosenboom 等<sup>[15]</sup>采用非定常方法对某四发涡桨运输机滑流效应进行分析,并与 PIV 试验结果进行对比。这些方法各有优缺点,如作用盘方法能进行螺旋桨性能和滑流效应的快速计算评估,而非定常方法则能更精细地获得螺旋桨流动特点以及非定常滑流效应,需根据所关注问题以及计算代价来进行权衡。

综上所述,本文初步提出了一种分布式螺旋桨电推进运输机方案,并基于自主研发的“亚跨超 CFD 软件平台”(TRIP3.0)<sup>[20]</sup>,通过将等效盘替代分布式螺旋桨,完成该机低空低速大拉力状态下的有无滑流全机气动特性分析,并对分布式螺旋桨布置方案以及分布式螺旋桨下机翼流动特性进行探索研究。

### 1 等效盘模型

为了简化真实螺旋桨对气流的加速加旋影响效果,达到快速工程评估计算目的,文中采用等效盘模型的无厚度圆盘代替真实分布式螺旋桨,获得近似真实螺旋桨的滑流效果,达到评估机翼等部件滑流影响效果及规律的目的。

该方法将叶片旋转区域简化为无厚度的圆盘,从盘面前流入、盘面后流出的气流经过时间平均、稳态近似来模拟真实桨叶工作,即经过盘面的气流具有和桨叶类似的加速加旋效果,且不同迎角和侧滑角的盘前来流均能通过盘面坐标转换进行模拟。图 1 给出了等效盘模型的基本原理示意图。

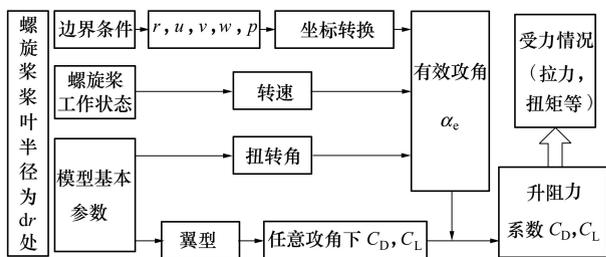


图 1 等效盘模型原理示意图<sup>[18]</sup>

献<sup>[13,18]</sup>均对该方法进行了详细的螺旋桨算例验证。

### 2 研究对象

该机定位于 20 t 级轻型有人或无人军民两用运输机,载重能力在 6 t 左右(装载轻型战车或商用货物等),且具备野战机场或简易跑道短距起降能力,以及近地空投能力。

图 2 给出全机外形示意图,该机采用上单翼 V 尾常规布局,两侧机翼前缘对称布置 5 个电动螺旋桨,螺旋桨旋转方向如图 3 所示,其中螺旋桨可变总距,桨叶直径 2.4 m,单个螺旋桨包含 3 片桨叶。全机翼展 25.8 m,机长 15.5 m,不含起落架机高 6.0 m,机翼面积 55 m<sup>2</sup>,其中机身最大宽度 4.0 m,货舱尺寸长宽高分别为(4.0~6.5) m×2.7 m×2.3 m,如图 4 所示。

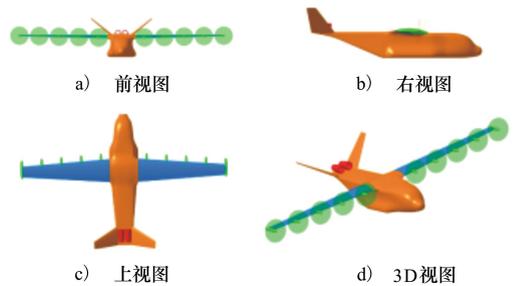


图 2 分布式螺旋桨推进运输机示意图

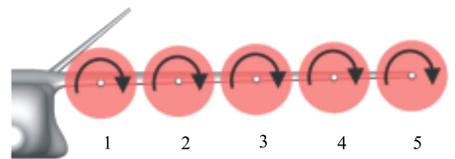


图 3 分布式螺旋桨旋转方向示意图

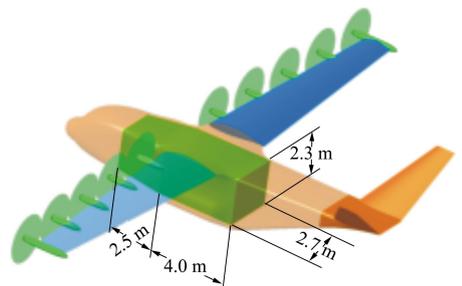


图 4 货舱尺寸示意图

为了检验 CFD 计算软件的合理性和准确性,文

动力采用油电混合方式,涡轴发动机为双发设置,提高安全性。发动机位于机尾上方,置于V尾中间,避免地面异物被发动机吸入。单台功率达1 000~1 500 kW的涡轴发动机主要为10台电动机提供动力,且电动机均布置在两侧机翼前缘。通过贯穿整个机翼的螺旋桨滑流作用,提高全机低速较大迎角下的高升力和稳定性。

### 3 数值模拟

#### 3.1 模拟方法

计算基于中国空气动力研究与发展中心自主研发的“亚跨超 CFD 软件平台”(TRIP3.0),采用雷诺平均 N-S 方程,应用 LU-SGS 方法作为离散方程组求解,空间方向黏性项采用二阶中心格式离散,无黏项运用 MUSCL-Roe 格式,湍流模型为 SA 模型,运用低速预处理技术、大规模并行计算和多重网格技术加速收敛,分布式螺旋桨采用等效盘进行简化。

#### 3.2 计算网格

网格采用全对接结构网格生成,半模网格量为2 000万,网格块数260,其中第一层网格距离约 $1 \times 10^{-5}$  m。网格在螺旋桨后方适当加密,机翼弦向和展向网格点数为 $70 \times 120$ 。尾部布置的双发涡轴发动机在数值模拟中暂未考虑,螺旋桨采用无厚度圆盘代替。全机共分为机翼、机身、尾翼3个部件,各个螺旋桨则单独积分力,具体网格示意图如图5和图6所示。



图5 全机表面网格



图6 尾部网格示意图

#### 3.3 计算状态

初步分析以低速不开襟翼状态作为研究对象,来流速度200 km/h,迎角范围为 $-2 \sim 14^\circ$ ,分别考虑有无滑流情况。有滑流状态下,螺旋桨转速均为1 550 r/min,桨叶桨距为 $28.0^\circ$ (取桨叶半径70%处)。

## 4 结果分析

为了更好地分析该分布式螺旋桨推进运输机方案及其滑流效应,主要从分布式螺旋桨推进运输机方案全机气动特性、压力分布、典型流场以及分布式螺旋桨下机翼流动4个方面开展分析。

### 4.1 全机气动特性

图7给出了有无滑流下全机阻力、升力、俯仰力矩和升阻比气动特性曲线,其中有滑流状态下阻力及升力均较无滑流大,如迎角 $\alpha = 3^\circ$ ,阻力增加约27%,升力增加约20%。迎角 $\alpha = 14^\circ$ ,阻力增加约39%,升力增加约28%;在升力曲线上,有滑流状态较无滑流的升力线斜率更接近线性,且不开襟翼最大升力系数大于2.0;在迎角 $\alpha < 10^\circ$ 时,有滑流和无滑流状态俯仰力矩系数相差较小,而迎角 $\alpha > 10^\circ$ 时,有滑流状态俯仰力矩线性度较无滑流状态更好。这主要是因为分布在机翼前缘的螺旋桨对来流做功,加快机翼附近气流速度,使得机翼动压增加,阻力增大,升力变大。

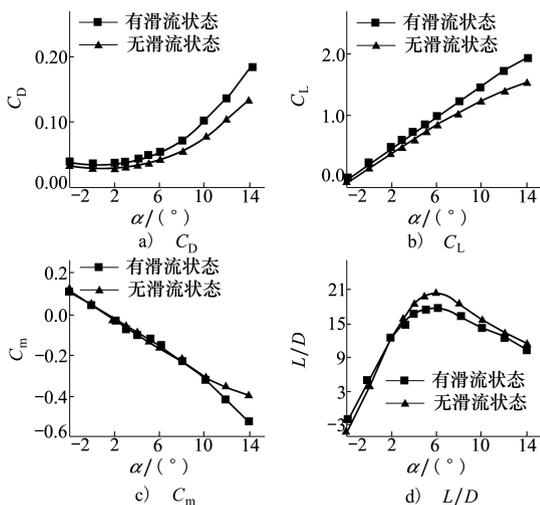


图7 有无滑流下全机气动特性曲线

为分析滑流对气动特性增量的影响规律,图8给出了有无滑流下全机阻力和升力系数差量曲线。有滑流较无滑流状态下的阻力和升力系数大;迎角越大阻力和升力差量越大,且迎角越大差量越明显;在迎角 $\alpha = 4^\circ$ 以内,升力差量增加明显,而阻力差量增加不显著,这可能是因为螺旋桨在一定程度上改变机翼前方气流的来流方向,使处于滑流区的部分

机翼有效迎角存在一定滞后。同时螺旋桨滑流为机翼边界层注入能量,减小机翼流动分离引起的阻力增加。

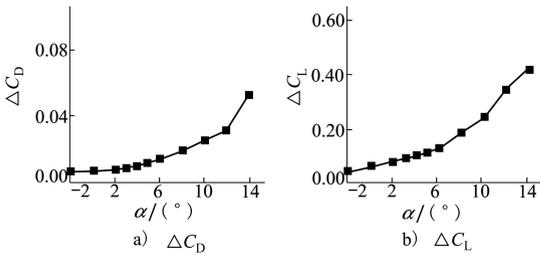


图 8 有无滑流下全机阻力和升力系数差量

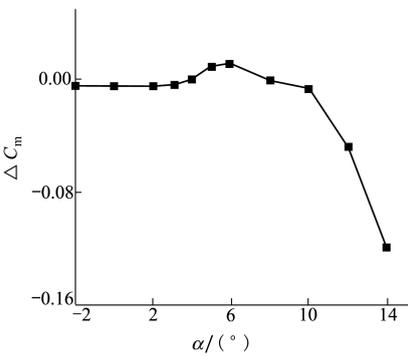


图 9 有无滑流下全机俯仰力矩系数差量

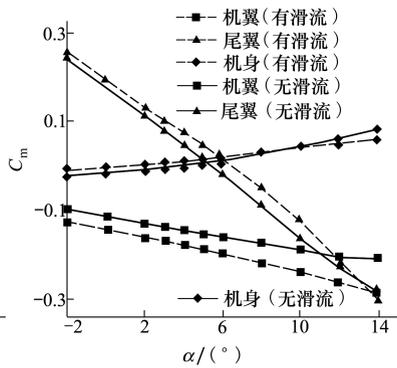


图 10 有无滑流下各部件俯仰力矩系数

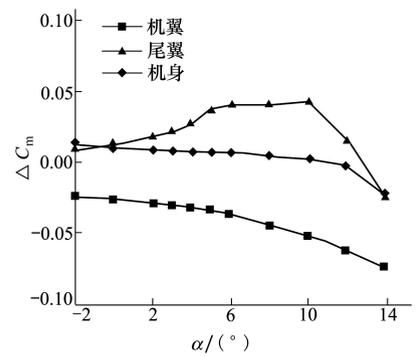


图 11 有无滑流下各部件俯仰力矩系数差量

### 4.2 机翼压力分布

图 12 给出了迎角  $\alpha = 4^\circ$  时有无滑流下全机上下表面压力云图。在机翼上表面压力分布上,有滑流较无滑流状态低压区明显,且低压区域更大;有滑流下机翼表面低压区主要分布在螺旋桨后方;在单个螺旋桨后方机翼区域,靠内一侧低压区较外侧更大。在机翼下表面压力分布上,有滑流较无滑流状态高压区明显,且高压区域更大;有滑流下机翼表面高压区主要分布在螺旋桨后方;在单个螺旋桨后方机翼前缘,靠内一侧(或靠翼根一侧)高压区较外侧(或

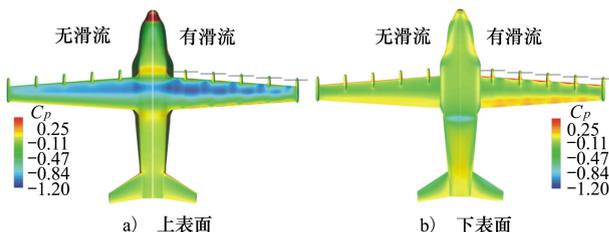


图 12 有无滑流下全机上下表面压力云图

图 9 给出了有无滑流下全机俯仰力矩系数差量曲线。在小迎角范围内,有无滑流对全机俯仰力矩影响较小;在迎角  $\alpha = 4 \sim 8^\circ$  区间,有滑流较无滑流状态,产生较小抬头力矩;在迎角  $\alpha > 10^\circ$  时,有滑流较无滑流状态出现明显的低头力矩。

关于迎角  $\alpha = 4 \sim 8^\circ$  区间,有滑流较无滑流状态,产生较小抬头力矩现象,图 10 和图 11 分别给出有无滑流下各部件俯仰力矩系数和差量分布,滑流对机翼和尾翼俯仰力矩影响明显,对机身影响较小;有滑流较无滑流状态机翼低头力矩大(机翼压心后移引起),尾翼抬头力矩较大;有滑流状态机翼俯仰力矩呈线性分布,而尾翼在迎角  $\alpha = 4^\circ$  之后线性度较差。

靠翼尖一侧)更大。这主要是螺旋桨对来流有一个加速和加旋作用,使得机翼前方来流流动压增加。同时顺气流方向看,左侧机翼前缘螺旋桨顺时针旋转,使得流经螺旋桨气流靠内一侧上洗,靠外一侧下洗。

为进一步分析单个螺旋桨滑流对方机翼影响情况,选取 2 号螺旋桨作为分析对象,对比距螺旋桨转轴  $0.7R$  处的机翼站位压力系数分布,如图 13 所示。

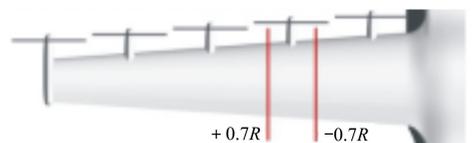


图 13 机翼站位  $\pm 0.7R$  示意图

同时,图 14 给出了该站位下有无滑流机翼剖面压力系数分布,在站位  $-0.7R$  处有滑流前缘吸力较无滑流状态大,且吸力峰较无滑流状态大,前缘下表

面压力峰较无滑流大;在站位+0.7R 处有滑流前缘吸力较无滑流状态小,而吸力峰较无滑流大,顺压梯度更强。

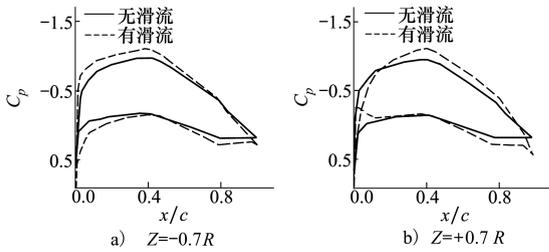


图 14 有滑流机翼站位±0.7R 处压力系数分布

### 4.3 全机典型流场

重点对有无滑流机翼压力和马赫数云图以及全机俯仰力矩系数差量在迎角  $\alpha = 2 \sim 8^\circ$  区间的“跳跃”现象进行分析。

图 15 为迎角  $\alpha = 4^\circ$  时有滑流机翼站位±0.7R 处压力云图及流线示意图,气流经过螺旋桨后压力均明显增大,且站位-0.7R 低压区较站位+0.7R 更大;从流线示意图来看,站位-0.7R 的机翼来流经过螺旋桨后向上偏转,而站位+0.7R 正好相反,来流经螺旋桨后向下偏转,即螺旋桨向上旋转一侧(站位-0.7R)的机翼真实来流迎角加大,而螺旋桨向下旋

转一侧(站位+0.7R)的机翼真实来流迎角减小。

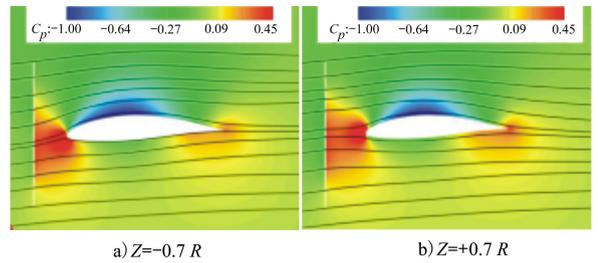


图 15 有滑流机翼站位±0.7R 处压力云图及流线示意图

图 16 给出了第 1 号螺旋桨转轴站位处有无滑流马赫数云图及流线示意图,有滑流状态下螺旋桨后方速度较无滑流更大,且高速区随迎角变化,偏转较小;流过上侧桨尖的流线,在迎角  $\alpha = 2^\circ$  时在尾翼下方较远处,在迎角  $\alpha = 6^\circ$  时在尾翼下方较近处,在迎角  $\alpha = 12^\circ$  时则在尾翼上方;无滑流状态,流经尾翼的来流均为自由来流,仅在迎角  $\alpha = 12^\circ$  时尾翼部分受机翼尾流干扰。这与图 11 中有无滑流下全机各部件俯仰力矩系数差量结果一致,即尾翼在迎角  $\alpha = 2^\circ$  和  $\alpha = 12^\circ$  时,有无滑流尾翼俯仰力矩差量较小,此时尾翼离滑流区较远或完全处于滑流区。而在迎角  $\alpha = 6^\circ$  时,有无滑流尾翼俯仰力矩差量较大,这是由于尾翼部分处于滑流区引起。

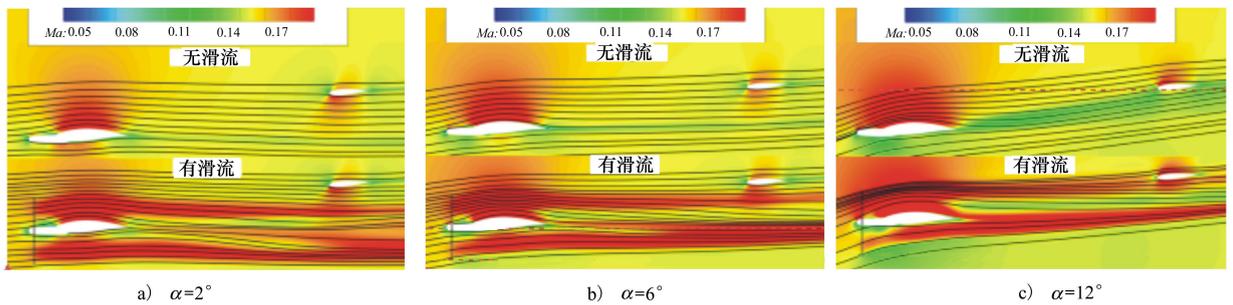


图 16 第 1 号螺旋桨转轴站位处有无滑流马赫数云图及流线示意图

### 4.4 分布式螺旋桨下机翼流动

位于机翼前缘的分布式螺旋桨,在旋转过程中对机翼表面流场影响显著。如图 17 给出了迎角  $\alpha = 4^\circ$  时有无分布式螺旋桨滑流下,机翼 1/4 弦长马赫数差量云图。有滑流较无滑流状态在螺旋桨后方区域的马赫数差量明显,在其他区域差异很小;在机翼上表面马赫数增量区域向外侧平移,而下表面则向内侧偏移;有无滑流马赫数差量在桨叶下行一侧更为显著,如 2 号螺旋桨站位+0.7R 处,这与图 15 的

压力分布结果一致。这主要是桨盘前方来流迎角发生变化,引起桨盘载荷分布不均匀。

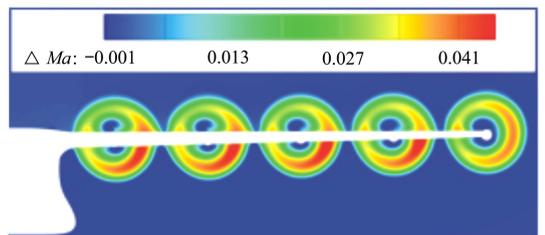


图 17 有无滑流机翼 1/4 弦长马赫数差量云图

图 18 给出了迎角  $\alpha=4^\circ$  时有无滑流机翼 1/4 弦长处沿展向压力分布(顺气流方向看从翼根到翼尖,且桨叶均顺时针旋转),有滑流上表面吸力较无滑流在整个展向位置均偏大,而下表面压力在大部分区域偏大;有滑流上表面存在 5 个明显的吸力峰,下表面相对无滑流状态存在 5 个明显的高压区,且均位于螺旋桨轴线左侧;有滑流下表面存在 4 个明显的低压峰,且均较无滑流状态的压力偏小。

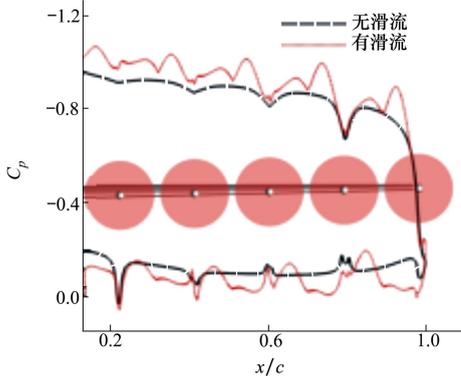


图 18 有无滑流机翼 1/4 弦长处沿展向压力分布

为分析分布式螺旋桨滑流对机翼影响范围,图 19 给出了迎角  $\alpha=4^\circ$  时有无滑流下全机表面压力云图及涡量等值面,可以看出前缘布置分布式螺旋桨的机翼大部分区域处于滑流区。

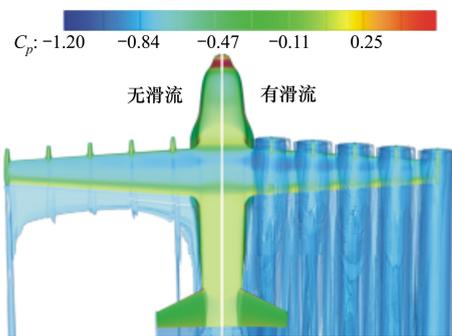


图 19 有无滑流下全机表面压力云图及涡量等值面

通过分析该方案的分布式螺旋桨滑流对机翼流

动影响情况,发现分布式螺旋桨直径相对机翼厚度较大时,其滑流对机翼表面动压增加效果较弱。如图 17 所示马赫数差量在离机翼表面较远处(在桨叶半径  $0.75R$  附近)增加明显,而机翼表面附近的马赫数增量明显区域相对较少,即更多的螺旋桨功率用于对远离机翼区域的气流做功,这是图 7 中有滑流下升力系数增加相对文献[7]不显著的主要原因之一。

## 5 结 论

- a) 有滑流状态较无滑流阻力大,升力大,且有滑流状态较无滑流的升力线斜率更接近线性;
- b) 有滑流较无滑流状态机翼低头力矩大(机翼压心后移引起),尾翼抬头力矩较大(尾翼下表面靠近滑流区);
- c) 螺旋桨向上旋转一侧的机翼真实来流迎角加大,而螺旋桨向下旋转一侧的机翼真实来流迎角减小;
- d) 尾翼离滑流区较远或完全处于滑流区时,有无滑流尾翼俯仰力矩差量较小,而尾翼仅部分处于滑流区时,差量较大;
- e) 分布式螺旋桨直径相对机翼厚度较大时,更多的螺旋桨功率用于对远离机翼表面区域的气流做功,引起机翼升力系数增加不显著。

由于该方案螺旋桨数量有限且直径相对机翼厚度较大,未能充分体现分布式螺旋桨滑流增升优势。同时旋转方向在同侧机翼上转向相同,而关于螺旋桨的转向组合方案与机翼上下表面的吸力峰和高压区数量存在一定关系,进而对全机气动特性产生影响,特别是翼尖螺旋桨旋转方向。这些均有待后续进一步研究,并为分布式螺旋桨推进工程应用提供数据参考。

**致谢** 在此对课题组张玉伦、洪俊武、王光学、张书俊、孟德虹、孙岩表示感谢。

## 参考文献:

[1] GOHARDANI A S, DOULGERIS G D, SINGH R. Challenges of Future Aircraft Propulsion; a Review of Distributed Propulsion Technology and Its Potential Application for the All Electric Commercial Aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47: 369-391

[2] 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): 021651

- KONG Xianghao, ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, et al. Review of Electric Power System of Distributed Electric Propulsion Aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(1): 021651 (in Chinese)
- [3] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 57-68  
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and Challenges of Electric Aircraft with New Energies[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 57-68 (in Chinese)
- [4] CHRISTIE R J, DUBOIS A, DERLAGA J M. Cooling of Electric Motors Used for Propulsion on SCEPTOR[R]. NASA-TM-2017-219134
- [5] PATTERSON M D, DERLAGA J M, BORER N K, et al. High-lift Propeller System Configuration Selection for NASA's SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator[R]. AIAA-2016-3922
- [6] BORER N K, PATTERSON M D, VIKEN J K, et al. Design and Performance of the NASA SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator[R]. AIAA 2016-3920 Washington, 2016
- [7] STOLL A M, BEVIRT J, MOORE M D, et al. Drag Reduction through Distributed Electric Propulsion[R]. AIAA-2014-2851
- [8] PATTERSON M D, BORER N K. Approach Considerations in Aircraft with High-Lift Propeller Systems[R]. AIAA-2017-3782
- [9] VELDHIJS L L M, LUURSEMA G W. Comparison of an Actuator Disk and a Blade Modeling Approach in Navier-Stokes Calculations on the SR-3 Propfan[R]. AIAA 2000-4528, Denver, 2000
- [10] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 845-852  
LI Bo, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Propeller Slipstream Effects on Aerodynamic Performance of Turbo-Prop Airplane Based on Equivalent Actuator Disk Model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 845-852 (in Chinese)
- [11] 左岁寒, 杨永. 螺旋桨滑流对带后缘襟翼机翼气动特性影响的数值分析[J]. *航空计算技术*, 2007, 37(1): 54-57  
ZUO Suihan, YANG Yong. Numerical Simulation of Propeller/High-Lift System Interaction[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2007, 37(1): 54-57 (in Chinese)
- [12] 夏贞锋, 罗淞, 杨永. 基于激励盘理论的螺旋桨滑流数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(2): 219-222  
XIA Zhenfeng, LUO Song, YANG Yong. Numerical Simulations of Propeller Slipstream Flows Using Actuator Disk Theory[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(2): 219-222 (in Chinese)
- [13] 杨小川, 王运涛, 王光学. 基于等效盘的螺旋桨飞机数值模拟[J]. *气体物理-理论与应用*, 2012, 7(3): 40-47  
YANG Xiaochuan, WANG Yuntao, WANG Guangxue. Numerical Simulation of Propeller Slipstream Based on Equivalent Actuator Disk Model[J]. *Physics of Gases Theory and Applications*, 2012, 7(3): 40-47 (in Chinese)
- [14] 张小莉, 张一帆. 螺旋桨滑流对增升装置气动特性影响研究[J]. *航空计算技术*, 2011, 41(4): 1-3  
ZHANG Xiaoli, ZHANG Yifan. Research on Interaction of Propeller and High-Lift System[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2011, 41(4): 1-3 (in Chinese)
- [15] ROOSENBOOM E W M, STURMER A, SCHRODER A. Comparison of PIV Measurements with Unsteady Rans Calculations in a Propeller Slipstream[R]. AIAA-2009-3626
- [16] 张刘, 白俊强, 李华星, 等. 螺旋桨滑流与机翼之间气动干扰影响研究[J]. *航空计算技术*, 2012, 42(2): 87-91  
ZHANG Liu, BAI Junqiang, LI Huaxing, et al. Research on Aerodynamic Interference for Propeller Slipstream over the Wing [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2012, 42(2): 87-91 (in Chinese)
- [17] 许和勇, 叶正寅. 螺旋桨非定常滑流数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(1): 148-153  
XU Heyong, YE Zhenyin. Numerical Simulation of Unsteady Propeller Slipstream[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(1): 148-153 (in Chinese)
- [18] 杨小川, 王运涛, 王光学, 等. 螺旋桨非定常滑流的高效数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(3): 289-294  
YANG Xiaochuan, WANG Yuntao, WANG Guangxue, et al. Numerical Simulation of Unsteady Propeller Slipstream[J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(3): 289-294 (in Chinese)
- [19] 王伟, 段卓毅, 耿建中. 考虑螺旋桨滑流影响的双发涡桨飞机气动特性研究[J]. *西北工业大学学报*, 2017, 35(6): 1105-1110  
WANG Wei, DUAN Zhuoyi, GENG Jianzhong, et al. Aerodynamics Analysis of Two-Turboprop Aircraft with Propeller Slipstream Effects Considered[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2017, 35(6): 1105-1110 (in Chinese)
- [20] 王运涛, 王光学, 张玉伦. 采用 TRIP2.0 软件计算 DLR-F6 构型的阻力[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(1): 108-113  
WANG Yuntao, WANG Guangxue, ZHANG Yulun. Drag Prediction of DLR-F6 Configuration with TRIP2.0 Software[J]. *Acta*

Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 108-113 (in Chinese)

## Research on Aerodynamic Shape Design Scheme of a Distributed Propeller Transport Aircraft and Its Slipstream Effect

YANG Xiaochuan, LI Wei, WANG Yuntao, WANG Hao, YUE Hao,  
HUANG Jiangtao

(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** With the continuous development and widespread attention of electric propulsion technology in traditional transportation fields such as automobiles and trains, the distributed propeller propulsion technology applied to electric or hybrid electric medium and small scale aircrafts has become a new topic in aviation research. This paper presents a preliminary design scheme of a distributed propeller electric propulsion transport aircraft firstly. Then, based on Reynolds average N-S equations, combined with the SA turbulence model, and replaced the real distributed propellers with simplified disk model, the aerodynamic characteristics of the aircraft with and without slipstream under the condition of low speed and high thrust at low altitude are analyzed. Finally, the effects of pressure distribution, pitching moment characteristics and wing flow on distributed propellers are studied in detailed. The results show that the lift and drag of the aircraft with slipstream are both larger than without slipstream and with slipstream effect, the pitching moment of the wing decreases, the pitching moment of the tail increases. When the tail is far away or completely inside the region of slipstream, the difference of pitching moment of the tail with and without slipstream is little, and the difference is obvious as the tail is only partially in the region of slipstream; When the diameter of distributed propellers is far larger than the wing thickness, more propeller power is used to shove air flow away from the surface area of the wing, and resulting in an insignificant increase in the coefficient of lift.

**Keywords:** distributed propulsion; propeller; slipstream; transport aircraft; TRIP; numerical simulation; actuator disk