

螺旋桨安装效应对无人机气动特性影响

史文博, 李 杰
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为解决某型飞翼布局无人机(UAV)带动力构型风洞试验最大升阻比相对无动力状态大幅下降的问题,采用计算流体动力学(CFD)方法对无人机无动力与带动力构型进行了数值模拟,数值模拟结果分别与无动力以及带动力风洞试验数据吻合良好,在此基础上深入研究了螺旋桨安装效应对无人机气动特性的影响。结果表明:推力螺旋桨与机身之间气动干扰产生的低压区致使阻力增加,从而导致飞机最大升阻比相比无动力状态下降了 30.7%。针对无人机在推力螺旋桨影响下出现的最大升阻比下降问题,采用增大螺旋桨与机身之间距离的方法可以有效地消除机身后部出现的低压区,减小了阻力,提升了无人机最大升阻比。桨毂拉长方案在 8°和 9°迎角下最大升阻比分别提升了 17.3%和 15.4%。

关 键 词: 飞翼布局无人机; 计算流体动力学; 升阻比; 螺旋桨安装效应; 气动干扰

中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Impacts of propeller installation effect on aerodynamic performances for UAV

SHI Wenbo, LI Jie
(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Computational fluid dynamic (CFD) approaches were implemented on prop-uninstalled and prop-installed configurations of a flying wing unmannel aerial vehicle (UAV), so as to solve the problem of the decline of the maximum lift-drag ratio, and the results obtained through numerical methods were shown to be in good agreement with the test data. The impacts of the installation of the propeller on the aerodynamic performances of the aircraft were studied in depth on the basis of the collaborative experiment and numerical research. Detailed analysis of the numerical results indicated that the lowest pressure areas at the aft part of the airframe generated by the aerodynamic interactions between the propeller blades and airframe led to the increase of the drag and hence a decrease of around 30.7% in maximum lift-drag ratio. The feasibility of center shaft extension can effectively reduce the lowest pressure areas at the aft part of the airframe and increase the maximum lift-drag ratio of the aircraft by 17.3% and 15.4% at the angles of attack of 8° and 9°, respectively.

Key words: flying wing unmannel aerial vehicle; computational fluid dynamics; lift-drag ratio; propeller installation effect; aerodynamic interactions

收稿日期:2019-09-25
基金项目:国家重点基础研究发展计划(2015CB755800); 国家自然科学基金(11972304)
作者简介:史文博(1989—),男,博士生,主要从事螺旋桨空气动力学研究。

引用格式:史文博,李杰.螺旋桨安装效应对无人机气动特性影响[J].航空动力学报,2020,35(3):611-619. SHI Wenbo,LI Jie. Im-
pacts of propeller installation effect on aerodynamic performances for UAV[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(3):
611-619.

无人机不仅能完成有人飞机的常规任务,还能够完成有人飞机难以胜任的危险、枯燥长航时侦查、洞穴探险以及特种攻击等特殊任务^[1-3]。在过去的几十年里,很多国家致力于飞翼布局无人机的研究^[4-5]。飞翼布局的无人机与传统布局的无人机相比,飞翼布局取消了传统布局的垂尾和平尾,有足够的内部空间容纳发动机,机载设备,燃油以及起落架。因此,飞翼布局的飞机具有高气动效率、良好的隐身特性以及高的内部空间利用率等优点。

以螺旋桨为动力的无人机具有耗油率小、起飞滑跑距离短、爬升速度大等性能。但是螺旋桨的安装效应会对飞机的气动性能产生一定的影响^[6-8],螺旋桨的安装效应主要体现在桨叶和机体之间的气动干扰^[9]。安装在机头以及机翼前方的拉力螺旋桨产生的滑流将会穿过飞机机身、机翼,从而对飞机的气动特性产生影响^[10-11]。对于采用推进式布局的无人机,虽然机体不会浸入到滑流区,但由于螺旋桨存在对上游的流动扰动,其仍然会对飞机的气动特性产生不可忽视的影响^[12-13]。因此,在飞机的设计中,研究分析螺旋桨的安装效应则显得尤为重要。目前,计算流体力学(CFD)已经成为研究螺旋桨安装效应的一种重要手段。

相比于风洞试验,CFD具有低成本和短周期等优势。国外 Yin 和 Stuermer^[14]采用 CFD 技术对推力螺旋桨桨叶气动力以及噪声进行了研究。Marquez 等^[15]针对对转开式转子进行了数值模拟计算分析,主要研究了飞机起飞状态下不同迎角时前后转子桨叶之间的气动干扰。Choi 等^[16]采用激励盘法对推进式微型无人机气动特性进行了分析研究。但上述文献中关于推力螺旋桨安装效应的机理和其对于飞机气动特性的影响分析还有待进一步丰富。目前国内针对拉力螺旋桨的研究比较多^[17-21],对于推力螺旋桨安装效应的研究还相对较少,相关机理分析尚不完善。为了进一步了解推力螺旋桨安装效应对飞机气动特性的影响,本文对以推力螺旋桨为动力的某型飞翼布局无人机进行了数值模拟研究,并与风洞试验结果进行对比,数值模拟结果与试验结果吻合良好。在此基础上进行了螺旋桨安装效应的机理研究,并提出了改善安装效应不利影响的方法。

1 计算方法

数值模拟采用 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)计算,其控制方程在直角坐标系下

的积分形式可写为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \iint_S \mathbf{F} \cdot d\mathbf{S} = \iint_S \mathbf{F}^v \cdot d\mathbf{S}$$

其中 $\mathbf{Q} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho e]^T$ 为守恒向量, u, v, w 代表 x, y, z 方向的速度分量, ρ, e 分别代表密度、总能量。 Ω 为控制体体积, S 为控制体+表面矢量, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{F}^v$ 为通过表面 S 的无黏通量和黏性通量。无黏项的离散采用 3 阶迎风 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation law)插值的 Roe 格式,黏性项采用中心差分格式离散,选用 SA(Spalart-Allmaras)湍流模型。为了提高非定常数值模拟的时间离散精度,可以采用 LU-SGS(lower-upper symmetric-Gauss-Seidel)双时间法进行时间推进^[17]。

2 无人机地面风洞试验

2.1 风洞试验模型

某型飞翼布局无人机地面风洞试验是在国内 FL-12 风洞中进行的。FL-12 风洞是一座回流式低速风洞,试验段尺寸为 $4.0 \text{ m} \times 3.0 \text{ m}$ 。风洞试验分为两部分:不带螺旋桨的无动力构型试验和带螺旋桨的带动力构型试验。无动力和带动力构型如图 1 所示。



图 1 风洞试验模型

Fig. 1 Layout of wind tunnel experiment model

无人机展长为 7.2 m ,高为 1.136 m ,中央体长度为 2.218 m ,前缘后掠角为 24.5° 。风洞试验模型采用 $1:2.6$ 缩比模型。无人机带动力构型是在无动力构型的基础上,在机身后部安装一个两叶推力桨,桨叶直径为 0.32 m ,桨叶前缘距离机身后部 0.0144 m 。无动力构型试验的主要作为对照试验,其目的是获得不同迎角下飞机纵向气动力特性曲线。带动力构型试验主要目的是获

得不同迎角和推力系数下飞机纵向气动力特性曲线(推力系数定义为 $T_c = \frac{T}{qs}$, 其中 T 为螺旋桨产生的推力, q 为飞行动压, s 为全机参考面积)。两种构型的试验来流速度均为 50 m/s, 迎角变化范围为 $-4^\circ \sim 20^\circ$, 试验雷诺数为 1.6×10^6 。

2.2 风洞试验结果分析

风洞试验结果如图 2 所示(图中 C_l 为升力系数, C_d 为阻力系数, α 为飞机的迎角), C_l/C_d 为飞机的升阻比, 表 1 为无动力构型和带动力构型不同推力系数下的最大升阻比。由图 2 可以看出无动力构型的最大升阻比出现在迎角为 8° 时, 而带动力构型的最大升阻比出现在迎角为 9° 时。由表 1 可以看出, 当带动力构型推力系数 $T_c=0$ 时, 最大升阻比为 19.4386, 此时最大升阻比相比无动力构型下降了 7.5%。当推力系数 $T_c=0.06$ 时, 最大升阻比为 14.4363, 相比无动力构型最大升阻比下降了 23.8%。因此, 螺旋桨的安装导致了最大升阻比的下降, 并且最大升阻比随着推力系数的增大而减小。

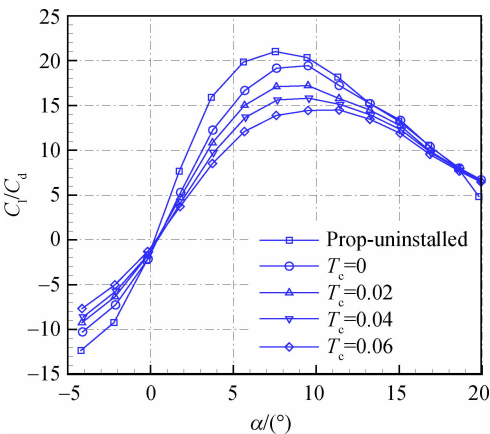


图 2 风洞试验结果

Fig. 2 Result of wind tunnel experiment

表 1 不同工况下最大升阻比

Table 1 Maximum lift-drag ratio in different operating conditions

无人机构型		最大升阻比
无动力构型		21.0115
带动力构型	$T_c=0$	19.4386
	$T_c=0.02$	17.2104
	$T_c=0.04$	15.8014
	$T_c=0.06$	14.4363

3 数值模拟计算分析

为了验证数值模拟方法的准确性与可靠性, 对无人机无动力和带动力构型分别进行数值模拟计算, 并将数值模拟计算结果和风洞试验相关数据进行对照。

3.1 无动力构型计算分析

采用 ICEM-CFD(ICEM-CFD 为一款软件没有中文或英文全称)划分多块结构网格, 近壁面法向首层网格高度取 $10^{-5}c$ (c 为飞机平均气动弦长), 满足近壁面 $y^+ < 1$, 网格总量约为 500 万, 无动力构型计算模型整体网格如图 3 所示。数值模拟计算状态与风洞试验保持一致, 自由来流马赫数 $Ma=0.1514$, 雷诺数 $Re=1.6 \times 10^6$, 迎角变化范围为 $-4^\circ \sim 20^\circ$ 。数值模拟采用定常 RANS 计算, 计算结果与风洞试验结果进行对比分析。

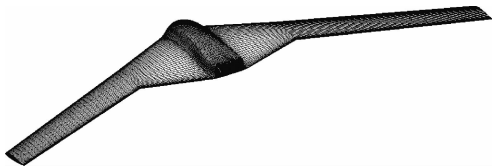


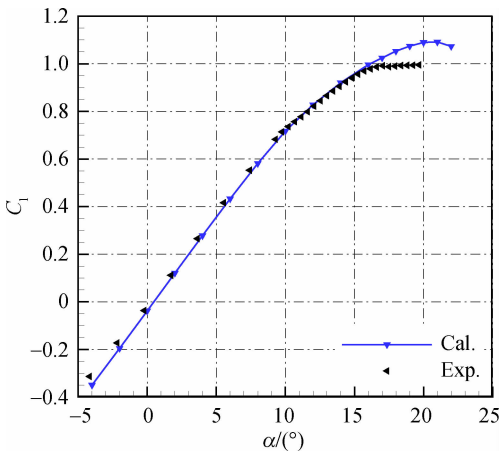
图 3 无动力构型网格

Fig. 3 Grids of prop-uninstalled configuration

图 4 为风洞试验(Exp.)与计算(Cal.)结果曲线, 其中图 4(a)和图 4(b)分别为升力系数曲线和升阻比曲线。由图 4 可以看出定常 RANS 数值模拟计算结果与无动力风洞试验结果吻合良好。

3.2 带动力构型计算分析

基于动态搭接面技术, 包含机身的静止域和包含螺旋桨的旋转域的网格分别生成。带动力构型采用 ICEM-CFD 划分多块结构网格, 近壁面法向首层网格高度取 $10^{-5}c$, 满足近壁面 $y^+ < 1$ 。



(a) 升力系数

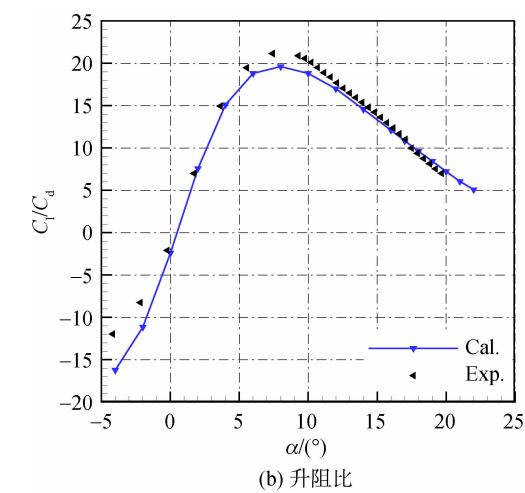


图 4 风洞试验与定常 RANS 计算结果对比
($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

Fig. 4 Comparisons of wind tunnel experiment and steady RANS results ($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

带动力构型静止域网格数量约为 500 万,旋转域网格数量约为 600 万,网格总量为 1 100 万,计算模型整体网格如图 5 所示。带动力构型数值模拟采用非定常 RANS 计算,计算的空间离散格式采用 3 阶 Roe-MUSCL 格式,时间推进采用 LU-SGS 双时间法,湍流模型选用 SA 模型,每个时间步长内进行 10 次牛顿子迭代,结合 3 层网格加速收敛技术^[22-23]。螺旋桨每个旋转周期计算 1 440 步,一共计算 12 个周期。针对飞机最大升阻比下降最大的工况(推力系数 $T_c=0.06$),自由来流速度为 50 m/s,雷诺数为 160 万,迎角变化范围为 $0^\circ\sim20^\circ$ 。

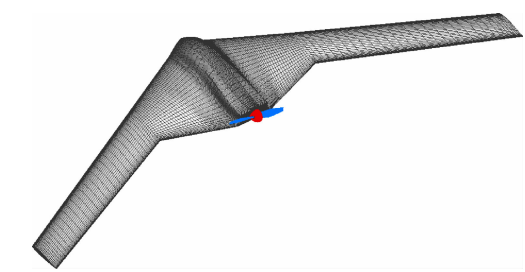


图 5 带动力构型网格

Fig. 5 Grids of prop-installed configuration

图 6 为风洞试验与计算结果对比曲线,其中图 4(a)和图 4(b)分别为升力系数曲线和升阻比曲线。由图 6 可以看出非定常 RANS 数值模拟计算结果与带动力风洞试验结果吻合良好,因此所采用的非定常 RANS 方法可以准确地用于分析无人机的气动特性。

3.3 结果分析

图 7 给出了无人机无动力和带动力构型在给

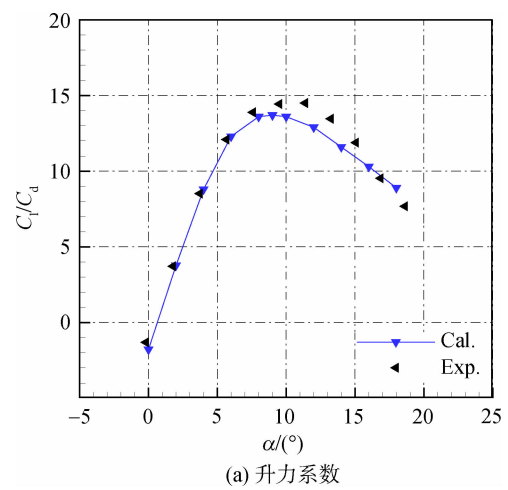
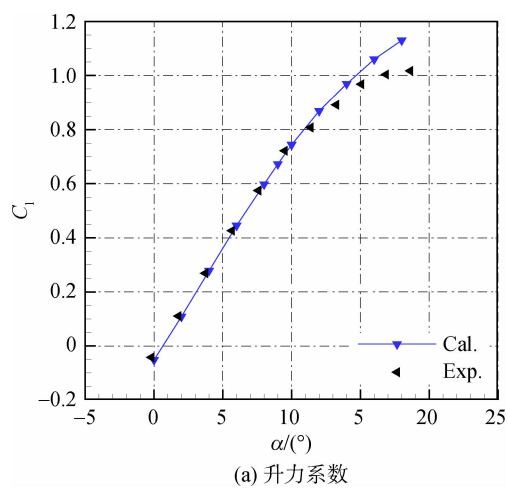


图 6 风洞试验与非定常 RANS 计算结果对比
($T_c=0.06, Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

Fig. 6 Comparisons of wind tunnel experiment and unsteady RANS results ($T_c=0.06, Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

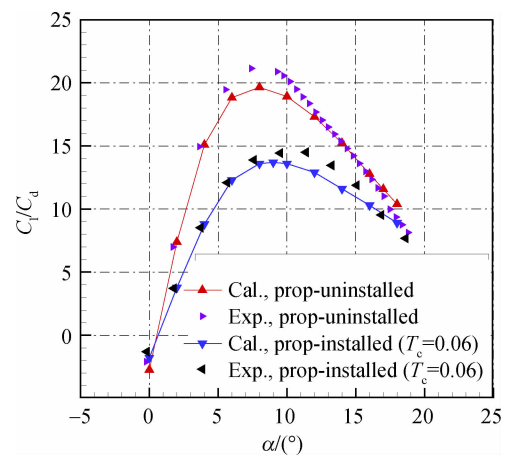


图 7 无动力与带动力构型结果对比
($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

Fig. 7 Comparative results of prop-uninstalled and prop-installed cases ($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

定工况下的风洞试验和数值模拟计算结果对比。由图可以看出,数值模拟计算出现的升阻比下降的现象与风洞试验中出现的相吻合。数值模拟得出的带动力状态($T_c=0.06$)的最大升阻比相比无动力状态下降了约 30.7%,无动力与带动力构型的最大升阻比分别出现在迎角为 8° 和 9° 时,与风洞试验一致。

4 最大升阻比下降原因分析

针对无人机带动力构型出现的升阻比下降的问题,从无人机表面摩擦阻力和压力云图进行分析。

4.1 摩擦阻力分析

为了分析带动力构型最大升阻比下降的问题,图 8 给出了相同工况下无动力和带动力构型的摩擦阻力云图(C_f 为摩擦阻力系数)。由图 8 可以看出,无动力和带动力构型的摩擦阻云图并无明显差异,所以摩擦阻力不是导致升阻比下降的原因。

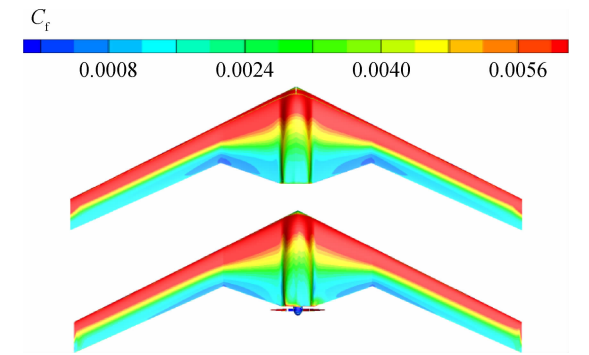


图 8 摩擦阻力云图
Fig. 8 Contour of frictional drag coefficient

4.2 压力分布分析

图 9 为相同工况下无动力和带动力构型的表面压力分布云图,图中 C_p 表示压力分布系数。可

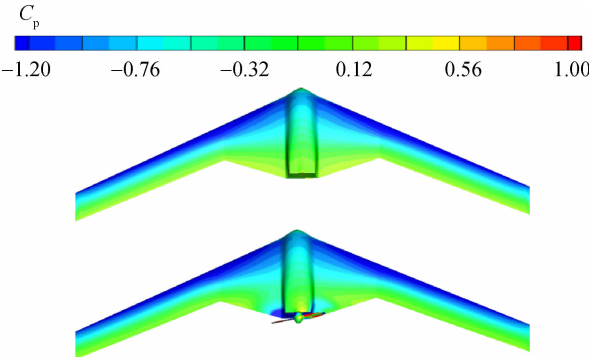
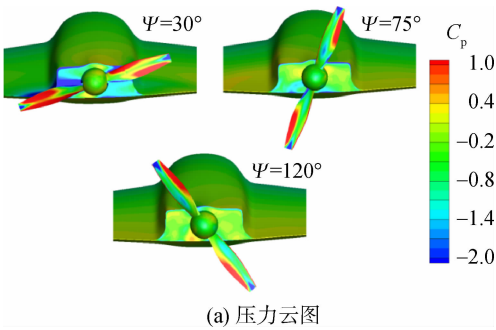


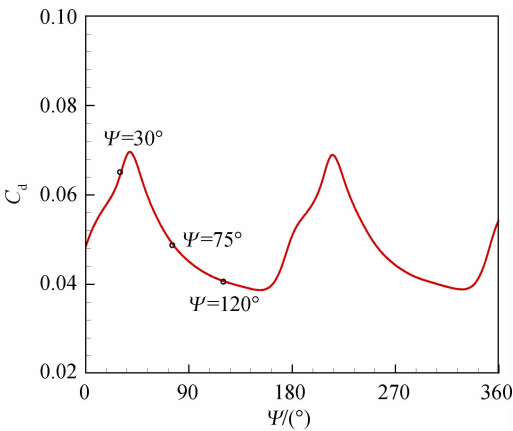
图 9 表面压力云图
Fig. 9 Contour of pressure coefficient

以看出,带动力构型的机身后部出现了明显的蓝色低压区,这是否是导致升阻比下降的原因需要进一步分析。

图 10 为螺旋桨一个旋转周期内不同相位角时刻的压力云图和阻力系数图(Ψ 为相位角)。由图 10(a)可以看出,相位角为 30° 时,桨叶与机身后部有较大的重合部分,此时出现大面积的低压区并且伴随着相对较高的阻力系数。当桨叶旋转至相位角为 75° 和 120° 时,桨叶与机身重合部分减少,低压区范围也大幅减少。这是因为旋转的桨叶扫过飞机尾迹从而加速了机身后部的气流,当地速度的增加将会导致压力的降低,从而导致了低压区的出现。由于螺旋桨的安装位置距离机身后部的距离较近,桨叶与机身之间狭窄空间内的流场速度变化剧烈,桨叶与机身之间存在强烈的气动干扰。在这种情况下,低压区的范围与桨叶和机身重合面积有关,重合面积越大低压区范围越大,重合面积越小低压区范围减弱。结合图 10(a)和图 10(b)可以看出,低压区范围越大则飞机的阻力系数越大。



(a) 压力云图



(b) 阻力系数

图 10 固定桨叶相位角时刻的压力云图和阻力系数
Fig. 10 Pressure contour and drag coefficient on phase-locked blade positions

为了进一步研究机身后部出现的低压区对于飞机气动特性的影响,当桨叶旋转至相位角为 30° 和 120° 时沿着飞机展向特定占位截取截面压力分布,图 11 为截面压力分布的展向占位图,图 12(a)和图 12(b)分别为螺旋桨一个旋转周期内桨叶不同相位角时刻特定展向占位的截面压力分布(X/C 为以当地弦长单位化后距离机翼前缘的位置)。从图中可以看出,当桨叶位于 30° 相位角时,桨叶与机身重合面积较大,在占位 L1 和 R1 处可以看到明显的负压增长,负压峰值均约为 -4 (图中蓝线为带动力构型压力分布,黑线为无动力构型压力分布)。由于桨叶的旋转 L1 和 R1、L2 和 R2 处的压力分布呈现出明显的不对称性。L2 占位处的负压峰值增长至 -4 ,同时伴随着小范围的流动分离。带动力构型在 R2 占位 $0.8\sim 1.0$ 位置处,后缘出现了小的压力“鼓包”。当桨叶位于 120° 相位角时,桨叶与机身重合面积较小,L1 和 R1 处的负压峰值分别为 -1.5 和 -1 ,此时 L1 和 R1、L2 和 R2 处的压力分布呈现出轻微的不对称性。因此,从压力分布图可以看出,螺旋桨与机身之间的气动干扰将会导致低压区的出现,同时

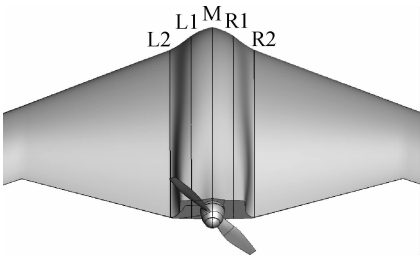
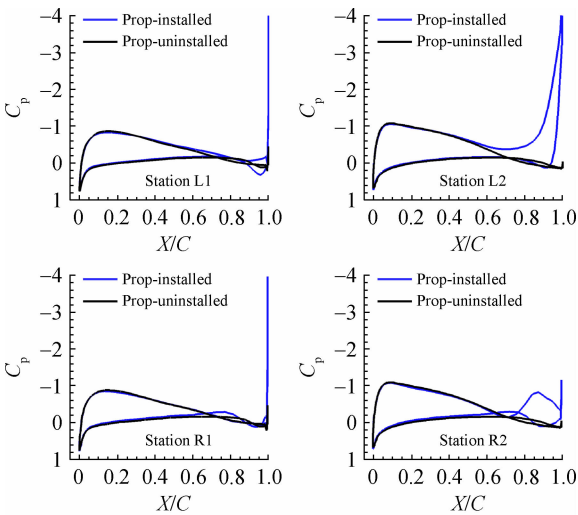
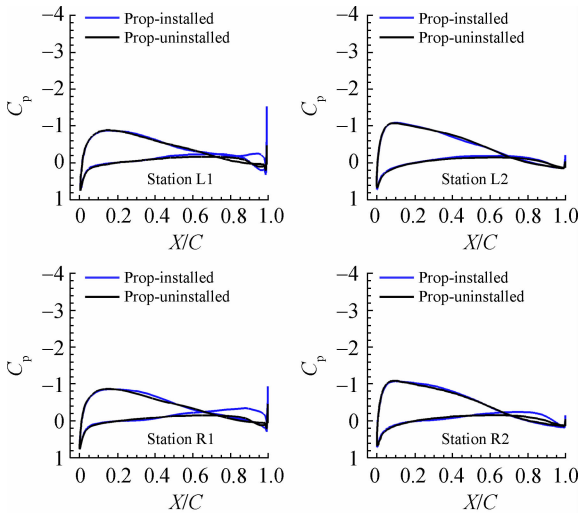


图 11 展向占位图
Fig. 11 Sketch of spanwise sections



(a) 相位角为 30°



(b) 相位角为 120°

图 12 固定桨叶相位角时刻截面压力分布
Fig. 12 Pressure distributions on phase-locked blade positions

增大了阻力,导致了飞机升阻比的下降。

5 飞机气动特性的改善

桨叶与机身之间存在剧烈的气动干扰,桨叶与机身之间的气动干扰将会导致飞机气动特性变差,这是因为螺旋桨和后机身距离过近导致螺旋桨在旋转时会产生一个很大的压差阻力。因此,在原有带动力构型的基础上,将螺旋桨的桨毂拉长 9 cm,如图 13 所示。

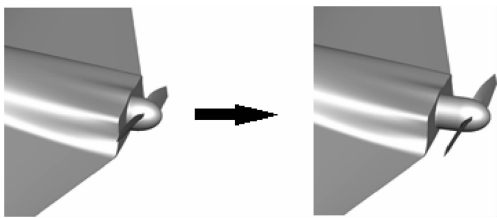


图 13 桨毂拉长
Fig. 13 Shaft extension

针对桨毂拉长的构型,数值模拟采用非定常 RANS 计算。由于无动力构型最大升阻比出现在 8° 迎角时,而带动力构型的最大升阻比出现在 9° 迎角,所以针对桨毂拉长的构型只计算推力系数 $T_c=0.06$ 时, 8° 和 9° 两个迎角状态,其他计算状态与风洞试验保持一致。图 14 为桨毂拉长构型与原始构型的数值模拟结果对比。可以看出,桨毂拉长的构型在 8° 和 9° 迎角时,较之前带动力构型相同迎角时分别提升最大升阻比 17.3% 和 15.4%(图中紫色方块所示)。

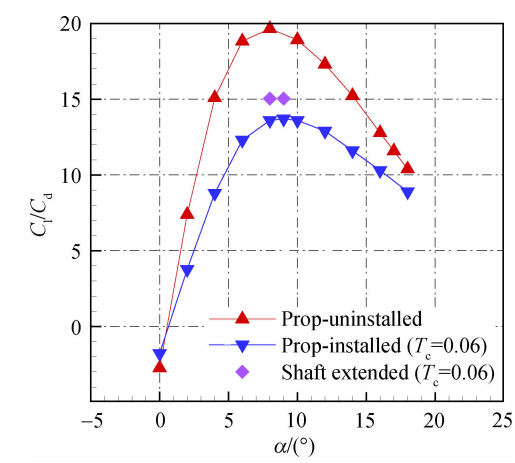


图 14 3 种构型计算结果对比
($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

Fig. 14 Comparative results of three different configurations ($Ma=0.1514, Re=1.6\times10^6$)

图 15 为桨毂拉长构型在 9° 迎角时,螺旋桨一个旋转周期内不同相位角时刻的压力云图和阻力系数图。由图 15 可知,将螺旋桨桨毂拉长后,桨叶与机身之间的气动干扰减弱很多。在 30° 相位

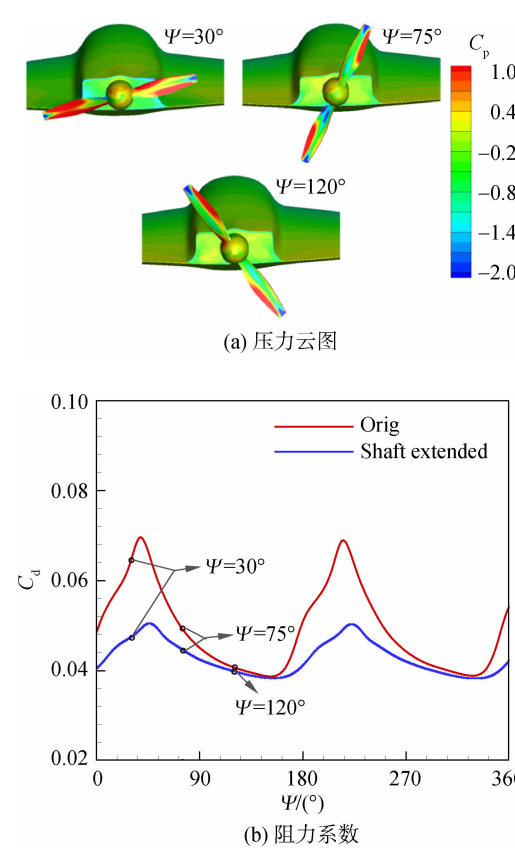


图 15 固定桨叶相位角时刻的压力云图和阻力系数
($T_c=0.06, \alpha=9^\circ$)

Fig. 15 Pressure contour and drag coefficient on phase-locked blade positions ($T_c=0.06, \alpha=9^\circ$)

角时刻,桨叶与机身后部重合面积较大,但此时原始构型出现的大范围低压区基本消除,同时伴随着阻力系数的大幅降低,这是由于螺旋桨与机身之间的距离增大,机身后部流场气流的速度减小,压差减小的原因。在 75° 和 120° 相位角时刻,机身后部低压区几乎消失,阻力系数相比原始构型进一步下降。

图 16 是桨毂拉长构型在相同展向占位处截面压力分布。可以看出,在 30° 相位角时, L1 和 R1 处机身后部的负压峰值从 -4 下降到 -1.4 (黑线,蓝线和红线分别为无动力构型,原始构型以及桨毂拉长构型的压力分布)。L2 处的负压峰值由 -4 降为 -1.2 ,伴随着流动分离的减弱。此时,R2 后缘处的压力鼓包收缩,当地流动分离状

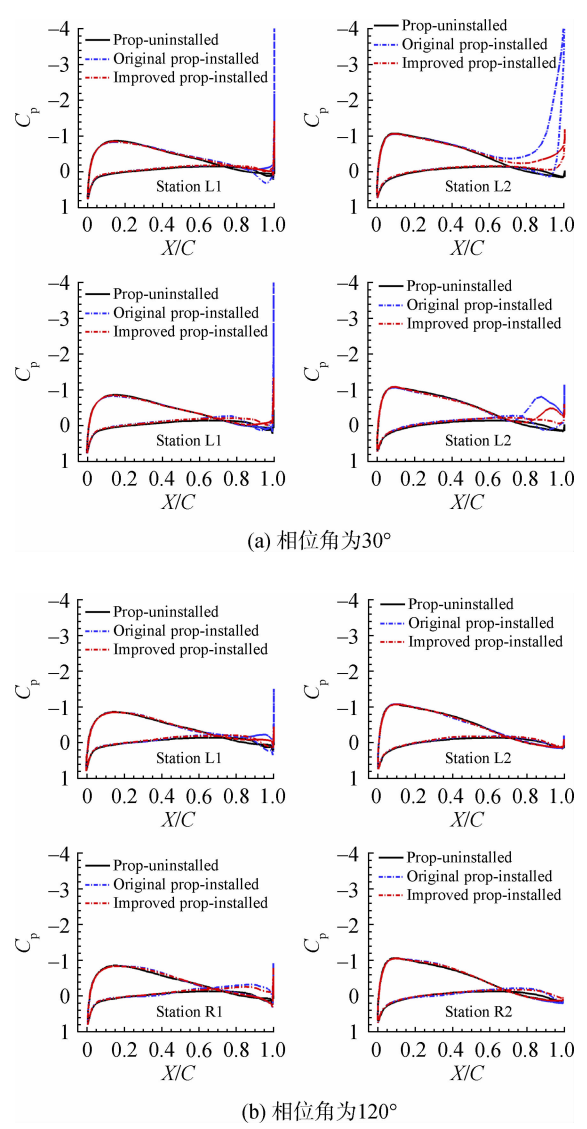


图 16 固定桨叶相位角时刻截面压力分布
Fig. 16 Pressure distributions on phase-locked blade positions

况有所改善。在 120° 相位角时, L1 处的负压峰值有所降低, 其他占位处的压力分布基本变化不大。

6 结 论

本文针对某飞翼布局无人机带动力风洞试验出现的升阻比下降的问题, 采用 CFD 方法对出现的问题进行了分析研究, 得出以下结论:

1) 采用数值模拟方法对飞机无动力和带动力构型的气动力进行了分析, 计算结果与风洞试验结果吻合良好, 验证了该数值模拟方法的可行性与准确性。

2) 风洞试验与数值模拟计算均出现了无人机在安装推力螺旋桨之后升阻比下降的现象, 说明螺旋桨的安装会对飞机的气动特性产生影响, 并且螺旋桨的推力系数越大升阻比下降的越多。

3) 推力螺旋桨的安装效应主要体现在桨叶与机身之间的气动干扰, 这是由于桨叶扫过机身尾迹加速了当地流场的气流速度, 流场压力降低, 机身后部出现一个低压区, 存在很大的压差阻力, 从而导致了飞机升阻比的下降。

4) 机身后部出现的低压区的范围与桨叶和机身的重合面积以及螺旋桨与机身之间的距离有关。桨叶与机身重合面积越大, 低压区范围越大, 则阻力越大; 螺旋桨距离机身越近, 气动干扰会更加剧烈, 则低压区范围越大。

5) 通过拉长桨毂可以有效改善飞机气动特性, 提高升阻比。拉长桨毂主要目的在于增大螺旋桨与机身之间的距离, 减小气动干扰的强度, 消除低压区, 从而提高飞机升阻比。

参考文献:

- [1] MERCHANT M P, MILLER L S J. Propeller performance measurement for low Reynolds number UAV applications [R]. AIAA-2006-1127, 2006.
- [2] STANDRIDGE Z, KOCHERSBERGER K, DONNELLY J. Design and development of a low-cost delivery and mapping uav suitable for production and operation in low resource environments[R]. AIAA-2018-0567, 2018.
- [3] FISHER Z C, GAUTIER R H, WILSON C A. Design and manufacturing of a coaxial-rotor fixed-wing VTOL UAV [R]. AIAA-2018-1010, 2018.
- [4] THOMPSON D J, FEYS J, FILEWICH M D. The design and construction of a blended wing body UAV[R]. AIAA-2011-841, 2011.
- [5] GERN F H. Conceptual design and structural analysis of an open rotor hybrid wing body aircraft[R]. AIAA-2013-1688, 2013.
- [6] SINNIGE T, RAGNI D, EITELBERG G. Pusher-propeller installation effects in angular inflow [R]. AIAA-2016-2875, 2016.
- [7] STUERMER A. Validation of installation effect predictions through simulations of contra-rotating open rotors at low-speed flight conditions[R]. AIAA-2015-2886, 2015.
- [8] SCHOUTEN T J E, HOOGREEF M F M, VOS R. Effect of propeller installation on performance indicators of regional turboprop aircraft[R]. AIAA-2019-1306, 2019.
- [9] WITKOWSKI D P, LEE A K H, SULLIVAN J P. Aerodynamic interaction between propeller and wings[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(9): 829-836.
- [10] STUERMER A. Unsteady CFD simulations of propeller installation effects[R]. AIAA-2006-4969, 2006.
- [11] KHAN W, NAHON M. Development and validation of a propeller slipstream model for unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(6): 1986-1994.
- [12] ALGOZINO S, MARAÑÓN J, DELNERO J, et al. Aerodynamic study of a pusher-propeller effects on a simple flap[R]. AIAA-2016-4042, 2016.
- [13] SINNIGE T, RAGNI D, EITELBERG G. Mitigation of pusher-propeller installation effects by pylon trailing-edge blowing[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(1): 293-300.
- [14] YIN J, STUERMER A. Aerodynamic and aeroacoustic analysis of installed pusher-propeller aircraft configurations [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(5): 1424-1433.
- [15] MARQUEZ C O, STEINER S. Aerodynamic installation effects of CROR engines at take-off configurations [R]. AIAA-2014-0565, 2014.
- [16] CHOI S, AHN J. A computational study on the aerodynamic influence of a pusher propeller on a MAV [R]. AIAA-2010-4741, 2010.
- [17] 杨小川, 王涛涛, 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)
- [18] 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)
- [19] 麻蓉, 高飞飞, 颜洪, 等. 螺旋桨飞机滑流非定常数值模拟研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 27-30.
MA Rong, GAO Feifei, YAN Hong, et al. Research on unsteady numerical simulation of propeller aircraft slipstream [J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(1): 27-30. (in Chinese)
- [20] 夏贞锋, 杨永. 螺旋桨滑流与机翼气动干扰的非定常数值模拟[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1195-1201.
XIA Zhenfeng, YANG Yong. Unsteady numerical simulation of interaction effects of propeller and wing[J]. Acta

Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32 (7): 1195-1201. (in Chinese)

[21] 邓磊,段卓毅,钱瑞战,等. 螺旋桨滑流对短舱/机翼构型尾迹流场的影响[J]. 航空学报,2019,40(5):6-16.
DENG Lei,DUAN Zhuoyi,QIAN Ruizhan,et al. Effect of propeller slipstream on wake field of a nacelle/wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2019,40(5):6-16. (in Chinese)

[22] 洪俊武,梁孝平,王光学,等. 多重网格拼接技术应用研究[J]. 空气动力学学报,2007,25(1):45-54.
HONG Junwu,LIANG Xiaoping,WANG Guangxue,et al. The research of application for cross-grid technology[J]. Acta Aerodynamic Sinica,2007,25(1):45-54. (in Chinese)

[23] VATSA V N,WEDAN B W. Development of a multigrid code for 3-D Navier-Stokes equations and its application to a grid refinement study[J]. Computers and Fluids,1990,18(4):391-403.

(编辑:王碧琚)

作者更正

《航空动力学报》第 34 卷第 12 期(2019 年 12 月)的文章《双压电振子异步振动主动调制湍流边界层流向涡减阻》(文章编号 1000-8055(2019)12-2539-10),由于作者失误,将论文第二、第三和第四作者的单位信息标号标错,正确的作者单位信息应该为:

- 白建侠^{1,2},姜楠^{2,3},唐湛棋²,崔晓通²
- (1. 天津大学 仁爱学院 数学教学部,天津 301636;
2. 天津大学 机械工程学院,天津 300072;
3. 天津大学 机械工程学院 天津市现代工程力学重点实验室,天津 300072)

特此更正。

作者:白建侠
2020 年 3 月 26 日