



单发螺旋桨飞机滑流影响试验

刘伟 赵忠 张守友 谢露

Experiment of the effect of propeller slipstream on single-engine airplanes

LIU Wei, ZHAO Zhong, ZHANG Shouyou, XIE Lu

引用本文:

刘伟, 赵忠, 张守友, 等. 单发螺旋桨飞机滑流影响试验[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(12): 74–81. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2022.0197

LIU Wei, ZHAO Zhong, ZHANG Shouyou, et al. Experiment of the effect of propeller slipstream on single-engine airplanes[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(12): 74–81. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2022.0197

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0197>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

考虑滑流影响的分布式螺旋桨布局优化设计

Optimal design of distributed propeller layout considering slipstream effect

空气动力学学报. 2021, 39(3): 71–79 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0189>

涡桨飞机滑流影响的非定常数值模拟验证

Unsteady numerical simulation verification of slipstream effect on turboprop

空气动力学学报. 2019, 37(5): 804–812 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0146>

不同分布式螺旋桨转向组合下的机翼滑流效应研究

Study on wing slipstream effects of distributed propellers with different rotating directions

空气动力学学报. 2019, 37(1): 89–98 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0168>

滑流对飞机纵向静稳定性影响的数值模拟

Numerical simulation of propeller slipstream effects on pitching static stability

空气动力学学报. 2017, 35(3): 383–391 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0006>

高空长航时无人机螺旋桨后掠桨叶气动研究

Aerodynamic performance study on backswept blade of HALE UAV propeller

空气动力学学报. 2019, 37(5): 795–803 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0144>

一种推进式螺旋桨无人机滑流效应影响研究

Numerical simulation study on propeller slipstream effect on unmanned air vehicle with propeller engine

空气动力学学报. 2015, 33(4): 554–562 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2014.0013>

不同分布式螺旋桨转向组合下的机翼滑流效应研究

Study on wing slipstream effects of distributed propellers with different rotating directions

空气动力学学报. 2019, 37(1): 89–98 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0168>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com

网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2023)12-0074-08

单发螺旋桨飞机滑流影响试验

刘伟*, 赵忠, 张守友, 谢露

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要:螺旋桨滑流会使飞机翼面的有效迎角和气流速度发生变化,影响全机气动特性。单发螺旋桨飞机螺旋桨与机翼的相对位置关系相比机翼螺旋桨飞机灵活多变,为了研究不同气动布局单发螺旋桨飞机滑流对机翼的影响,本文针对上单翼和下单翼轻型单发螺旋桨飞机构型的滑流影响进行了测力风洞试验研究。试验发现:受滑流影响,对试验模型的机头进气口进行简单的封堵会产生较大的附加阻力,该附加阻力随螺旋桨拉力系数增大而增大,其量值基本不受襟翼偏度影响;螺旋桨滑流使得单发螺旋桨飞机升力曲线斜率增加,最大升力系数提高,阻力增大,全机升阻比降低,抬头力矩增加,全机纵向稳定性略微降低。机头螺旋桨与机翼的相对位置关系对全机失速迎角有着较大的影响,滑流影响使得上单翼单发螺旋桨飞机失速迎角推迟,使得下单翼单发螺旋桨飞机失速迎角提前。进一步的流场显示试验及理论分析表明,滑流移动到下单翼单发螺旋桨飞机机翼上方引起强烈的上洗流动,增大了机翼当地迎角,从而导致机翼上表面出现大面积流动分离区,飞机失速迎角提前。

关键词:单发螺旋桨飞机;滑流影响;风洞试验;进气口附加阻力;失速迎角

中图分类号:V211.71

文献标识码:A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2022.0197

Experiment of the effect of propeller slipstream on single-engine airplanes

LIU Wei*, ZHAO Zhong, ZHANG Shouyou, XIE Lu

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The propeller slipstream will change the effective angle of attack and air velocity of the airplane wing, affecting the aerodynamic characteristics of the whole airplane. Compared with wing-mounted propeller airplane, the relative position relationship between propeller and wing of single-engine propeller airplane is flexible and changeable. In order to study the influence of slipstream of single-engine propeller airplane with different aerodynamic layouts on the wing, this paper studies the influence of slipstream on light single-engine low- and high-wing propeller airplanes by force-measuring wind tunnel tests. The results verify that the simple plugging of the nose air inlet of the test model will produce considerable additional drag due to the propeller slipstream; the additional drag is proportional to the propeller thrust coefficient but independent of the flap deflection. Propeller slipstream increases the lift curve slope, maximum lift, drag and pitching moment, but somewhat reduces the lift-to-drag ratio and longitudinal stability. The relative position between the nose propeller and the wing significantly affects the stall angle of attack. Propeller slipstream increases the stall angle of attack for single-engine high-wing airplanes but decreases that for single-engine low-wing airplanes. The flow visualization and theoretical analyses show that the propeller slipstream moves to the top of the wing of single-engine low-wing airplanes, causing strong upwash flow, increasing the local angle of attack of the wing, resulting in a large flow separation region on the upper surface of the wing, and reducing the airplane stall angle of attack.

Keywords: single-engine propeller airplane; slipstream effect; wind tunnel test; air inlet additional drag; stall angle

收稿日期:2022-12-14; 修订日期:2023-03-13; 录用日期:2023-03-29; 网络出版时间:2023-05-12

作者简介:刘伟*(1984—),江苏沐阳人,高级工程师,研究方向:飞机气动设计. E-mail: airflowliuwei@163.com

引用格式:刘伟,赵忠,张守友,等.单发螺旋桨飞机滑流影响试验[J].空气动力学学报,2023,41(12):74–81.

LIU W, ZHAO Z, ZHANG S Y, et al. Experiment of the effect of propeller slipstream on single-engine airplanes [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(12): 74–81(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2022.0197

0 引 言

单发螺旋桨构型在通用飞机、无人机研发中的应用日益广泛, 准确获取螺旋桨滑流对飞机气动特性的影响规律对于飞机设计非常重要。螺旋桨飞机的典型特征是螺旋桨旋转使得周围的流场发生显著变化, 螺旋桨滑流会使飞机翼面的有效迎角和气流速度发生变化, 影响全机气动特性^[1-3]。目前国内对螺旋桨动力影响的研究, 尤其是工程型号研制, 通常需要进行带螺旋桨动力模拟的风洞试验^[4]。

螺旋桨动力影响又分为螺旋桨直接力影响和滑流影响, 直接力影响主要是螺旋桨产生的拉力、法向力(或径向力)、扭矩所产生的影响, 滑流影响是螺旋桨滑流与飞机各部件之间的相互作用。生产厂家通常会标明螺旋桨拉力的数值, 可以直接使用。欧阳邵修等^[5]对装机后螺旋桨径向力的风洞试验方法进行了研究, 刘毅等^[6]给出了直接力对最大升力系数的影响规律。

螺旋桨飞机滑流影响试验有直接模拟和间接模拟两种, 前者要求模型与实物所有相似参数相同, 这很难做到, 一般不采取该方法; 后者只要求螺旋桨模型作用在飞机模型上的气动系数(如扭矩系数 C_Q 和拉力系数 C_T)与实物相同, 其又可分为固定拉力系数法和变拉力系数法两种^[3-4]。

李尚斌等^[7]将螺旋桨-短舱组合体与飞机模型独立支撑, 分别测量了螺旋桨-短舱组合体与飞机的气动力和力矩, 可以得到单纯滑流对飞机的影响效果。目前国内风洞基本普及了多天平测量技术, 因此可以采用主天平测量全机气动力、小天平测量螺旋桨直接力的方式获得滑流对全机气动特性的影响规律。

目前国内外对螺旋桨全机气动干扰的研究大多数都基于机翼螺旋桨飞机, 螺旋桨与机翼的强耦合关系使得机翼的一部分面积始终处于螺旋桨高能量气流中, 使得飞机增加升力、阻力, 延迟机翼分离, 推迟失速迎角^[1,3,6]。单发螺旋桨飞机螺旋桨与机翼的相对位置关系相比机翼螺旋桨飞机更加灵活多变, 不同气动布局单发螺旋桨飞机滑流对机翼的影响区域差异较大, 这必然会导致滑流影响的显著差异。70 年代美国兰利研究中心开展了一系列单发螺旋桨飞机全尺寸风洞试验^[8-11], Ralston^[12]等对一种上单翼单发螺旋桨飞机进行了试验研究, 国内徐传宝等^[13]提出了一种利用单发螺旋桨全机模型进行单桨试验的新方法, 然而以上研究均缺乏对不同气动布局单发螺旋桨飞机滑流影响的差异性分析。

本文分别对上单翼、下单翼两种布局的单发螺旋桨飞机的滑流影响进行了试验研究。试验考虑了滑流作用下机头进气口封堵对全机阻力的影响, 提出了一种机头进气口封堵附加阻力的修正方法, 在此基础上总结了滑流对不同布局单发螺旋桨飞机全机纵向气动特性的影响规律, 然后对滑流影响下全机升力失速特性变化的机理进行了研究, 从而为单发螺旋桨飞机的气动布局设计提供参考。

1 试验设备及方法

本文研究了两种布局的单发螺旋桨飞机, 一种为上单翼飞机(简称飞机 A), 一种为下单翼飞机(简称飞机 B)。飞机 A 试验在中国空气动力研究与发展中心低速所 FL-13 风洞进行, 试验模型见图 1。FL-13 风洞是一座直流式、闭口、串列双试验段的大型风洞, 试验段宽 8 m、高 6 m、长 15 m, 横截面为矩形, 风速范围 20~85 m/s。飞机 B 试验在中国空气动力研究与发展中心低速所 FL-12 风洞进行, 试验模型见图 2。FL-12 风洞是一座单回流式闭口试验段风洞, 试验段宽 4 m、高 3 m、长 8 m, 横截面为切角矩形, 风速范围 30~70 m/s。

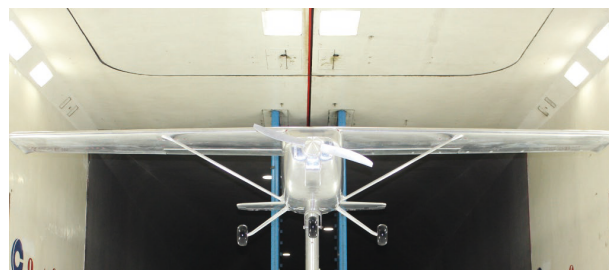


图 1 上单翼单发螺旋桨飞机全机试验模型

Fig. 1 Test model of single-engine high-wing airplane

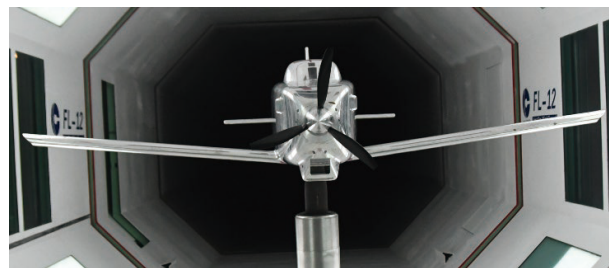


图 2 下单翼单发螺旋桨飞机全机试验模型

Fig. 2 Test model of single-engine low-wing airplane

采用电机驱动的螺旋桨进行动力模拟试验。试验方法为间接模拟法中的固定拉力系数法, 即当给定一个拉力系数后, 在试验中改变姿态角时不改变螺旋桨桨叶角和转速。通过采用“小天平+主天平”的多天平带动力试验方法, 可得到比较准确可靠的螺旋桨

滑流影响。首先采用单独螺旋桨引导性试验对目标曲线进行模拟^[4,14], 选定不同拉力系数对应的桨叶角、全机带动力试验风速和电机转速, 飞机 B 单独螺旋桨试验模拟结果如图 3 所示。在进行正式带动力试验时, 模型正装在腹撑支杆上, 由主天平测得的气动力扣除小天平测得的螺旋桨的直接力以及无动力试验测得的气动力后, 进行相应的计算, 就得到了螺旋桨滑流对飞机气动特性的影响量。

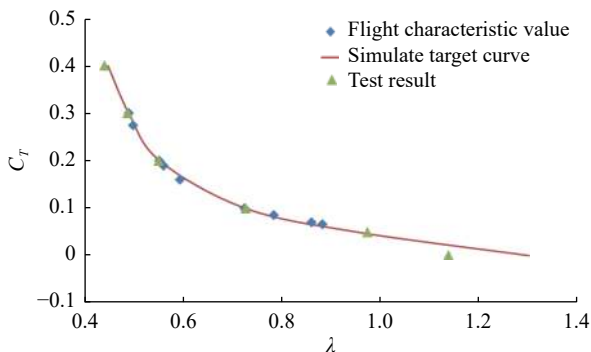


图 3 单独螺旋桨引导性试验结果

Fig. 3 Result of single propeller introductory test

2 机头进气口阻力修正

单发螺旋桨飞机通常采用单台吸气-活塞式发动机, 而绝大多数轻型发动机采用冷空气作为外部冷却剂。图 4 给出了飞机 A 进/排气口布置, 冷却空气通过发动机罩前端两侧的进气口自然流入, 冷却后的热空气通过整流罩下方的排气口向下后方排出。发动机进气口设置在发动机下整流罩前端, 采用吞没式进气道, 空气通过过滤器从进气口进入进气箱; 排气系统采用集气箱统一排气, 废气从排气总管经发动机罩下部的排气口向侧后方排出机外。然而在单发螺旋桨飞机带动力风洞试验中, 限于模型尺寸及试验难度, 难以对上述进/排气系统进行模拟, 也无法同无动力试验模型一样对进气口设计整流堵块。因此需要对进气口进行简化处理, 通常直接封堵进气口, 如图 5 所示, 封堵面基本与滑流方向垂直, 因而在带动力试验状态下进气口封堵区域必然承受螺旋桨滑流作用, 并且还会产生额外的附加气动力。试验状态与真实飞机存在较大差异, 因此有必要对此做简化处理, 从而进行气动力修正。

图 6 给出了飞机 A 进/排气口流通状态及封堵状态的受力示意图。对活塞式发动机而言, 通常所说的发动机功率就是指发动机的有效功率, 即用来转动螺旋桨的功率(轴功率)^[15], 这是活塞式发动机的一个典型特征, 与涡轮发动机有着显著的差异。活塞式发

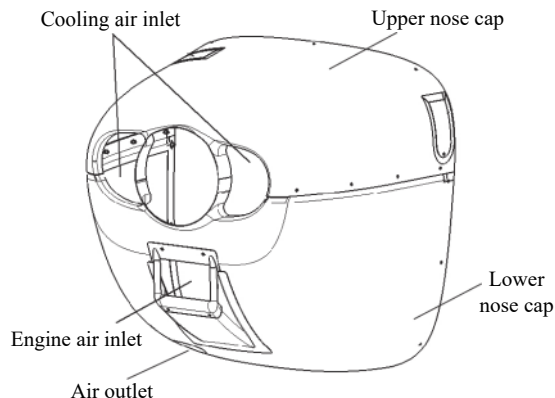


图 4 单发螺旋桨飞机进/排气口布置

Fig. 4 Air inlet and outlet of single-engine airplane



图 5 单发螺旋桨飞机进气口在风洞模型上的简化

Fig. 5 Simplification for air inlet of single-engine airplane test model

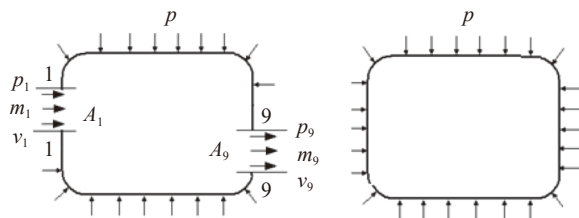


图 6 进/排气口流通状态和封堵状态受力示意

Fig. 6 Force diagram of air inlet and outlet at flow through and blockage states

动机本身并不能产生向前的动力, 而是通过驱动螺旋桨, 使螺旋桨在空气中旋转, 以此产生动力推动飞机前进, 其有效功率并不计入发动机进/排气产生的推力影响, 因此在试验中可以不模拟进/排气带来的推力增益或损失, 对于流通状态可以不考虑控制体 1~9 内部产生的气动力。如果不考虑流通状态和封堵状态对进/排气口以外区域的影响差异, 则流通状态和封堵状态的受力差异仅为封堵状态进/排气口区域的压力差 F , 即:

$$F = (p'_1 - p_0)A_1 - (p'_9 - p_0)A_9 \quad (1)$$

式中, p'_1 、 p'_9 为封堵状态进、排气口区域的平均静压,

p_0 为远前方来流静压, A_1 、 A_9 为进、排气口区域面积。这里假设封堵状态排气口区域平均静压 p'_9 与远前方来流静压 p_0 相等, 因此将式(1)简化为:

$$F = (p'_1 - p_0)A_1 \quad (2)$$

式(2)中的 F 即为进气口封堵区域测压点压力平均值与区域面积的乘积。

在风洞模型左右冷却进气口封堵区域分别布置了 4 个测压点, 在发动机进气口封堵区域布置了 3 个测压点, 具体布置如图 7 所示(图中标红圈位置)。

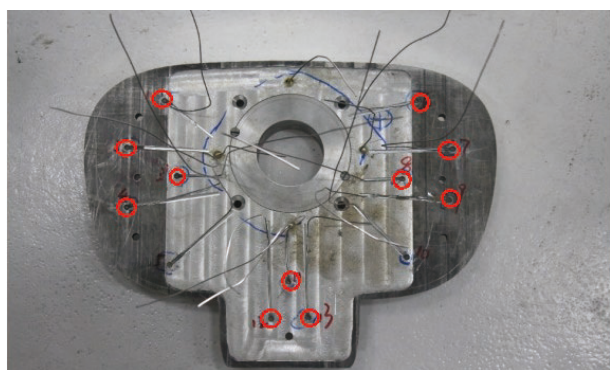


图 7 机头进气口封堵位置测压点布置

Fig. 7 Static pressure measure points on nose air inlet blockage

不同拉力状态下的机头进气区域受力 F 与无桨状态下的机头进气区域受力 F' 之差即为滑流引起的进气口附加气动力修正量 ΔF , 由于该修正量对升力及俯仰力矩影响很小, 这里仅给出阻力修正分量 ΔC_D 。图 8 给出了飞机 A 襟翼 25° 构型不同拉力系数下机头进气口 ΔC_D 随迎角变化曲线, 由图可以看出, 机头进气口 ΔC_D 随迎角变化较小, 与拉力系数 C_T 基本呈线性增长关系。该阻力修正分量在大拉力系数下甚至接近 200 count, 对全机产生不可忽视的影响, 因此全机带动力阻力数据需要对机头进气口阻力修

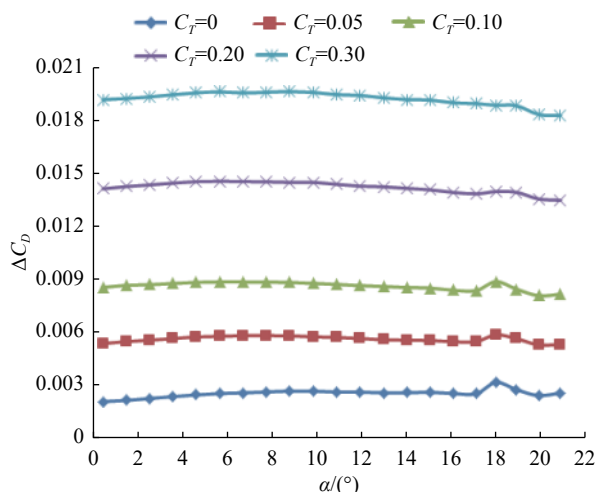


图 8 机头进气口封堵附加阻力修正量

Fig. 8 Drag correction of nose air inlet blockage

正量进行扣除。迎角 18° 附近 ΔC_D 有一定跳动, 原因可能与机翼分离失速引起的模型抖动有关, 实际使用时可以对曲线进行光顺处理。

不同增升构型状态机头进气口阻力修正量基本一致, 受襟翼偏度影响较小, 这是由于机头距机翼较远, 不同增升装置构型对螺旋桨滑流作用下的机头压力基本没有影响。不同进气口布置方式对进气口阻力修正量影响较大, 如飞机 B 有足够空间对进气口进行修型处理, 其机头进气口阻力修正量远小于飞机 A。

3 试验结果分析

3.1 滑流对纵向气动特性的影响

本文选取全机着陆构型作为典型构型进行滑流影响分析, 飞机 A 襟翼偏度 δ_f 为 25°, 试验风速为 30 m/s, 飞机 B 襟翼偏度为 35°, 试验风速为 35 m/s。图 9~图 10 给出了滑流影响下飞机 A、B 着陆构型的纵向气动特性, 其中 NP 表示无螺旋桨状态, 即无动力状态。

可见受滑流影响, 飞机 A、B 阻力增大, 升阻比降低, 主要原因为滑流使得气流动压增大, 模型表面摩擦阻力增大。滑流使得飞机 A、B 产生抬头力矩, 纵向稳定性略微降低, 主要原因为螺旋桨滑流作用下, 绕机翼后的下洗流动进一步增大^[16-17], 导致平尾处当地迎角降低, 升力降低, 产生抬头力矩, 全机焦点前移, 全机纵向稳定性有所降低。

滑流使得飞机 A、B 升力系数斜率增大, 最大升力系数增大。两种飞机着陆构型无桨状态最大升力系数及失速迎角接近, 然而带动力状态下失速迎角差异明显: 同样由无桨状态到拉力系数 $C_T = 0.3$, 飞机 A 失速迎角推迟约 1°, 飞机 B 失速迎角提前约 2.5°; 尽管飞机 A 襟翼偏度小于飞机 B, 其滑流影响导致的最大升力系数增量仍略大于飞机 B。通常情况下, 迎角较大时机翼上翼面受到螺旋桨滑流加速吹洗, 附面层内气流能量增加, 气流分离推迟, 失速迎角推迟, 而飞机 B 失速迎角变化趋势与此规律相反。

3.2 升力失速形态的影响机理

为了进一步研究飞机 B 失速迎角提前现象的机理, 试验采用荧光丝线流动显示法对飞机 B 着陆构型带动力 ($C_T = 0.2$) 和无动力状态 (NP) 右侧机翼上表面流态进行研究。迎角在 6°~16° 范围内机翼上表面丝线流动显示结果如图 11 所示, 其中左列图为无螺旋桨状态, 即无动力状态, 右列图为带动力 ($C_T = 0.2$) 状态, 图中机翼左侧为机翼根部, 右侧为机翼尖部, 上侧为机翼前缘, 下侧为机翼后缘。

螺旋桨滑流对机翼纵向特性的影响主要体现为

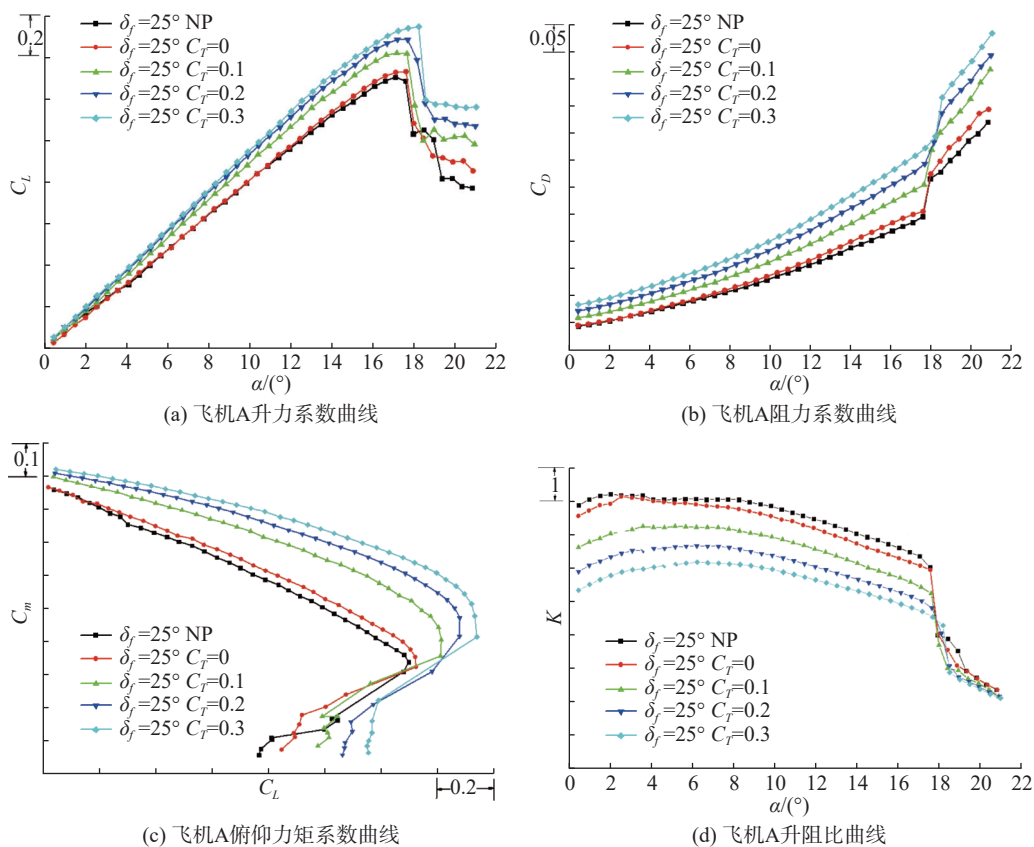


图 9 飞机 A 螺旋桨滑流对全机纵向气动特性的影响

Fig. 9 Slipstream effects on longitudinal aerodynamic characteristics of airplane A

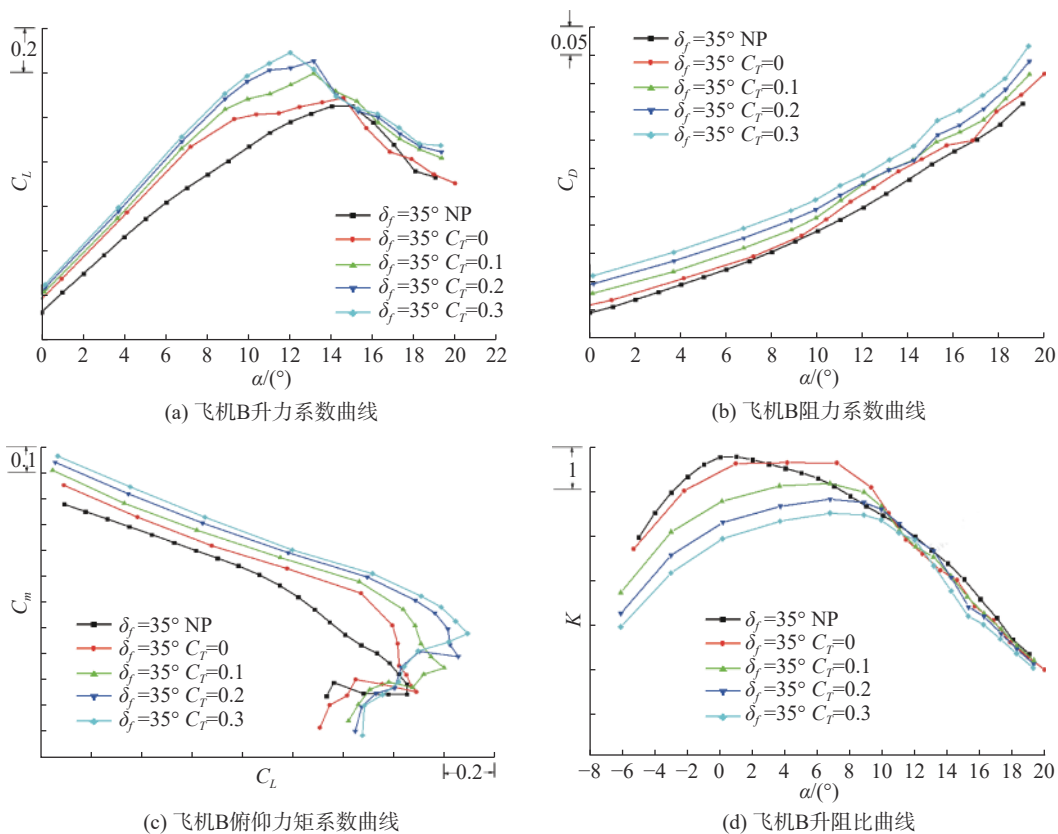


图 10 飞机 B 螺旋桨滑流对全机纵向气动特性的影响

Fig. 10 Slipstream effects on longitudinal aerodynamic characteristics of airplane B

滑流的加速效应及旋转效应。唐建平等^[18]对滑流影响下的全机压力分布研究表明,距螺旋桨一定距离后,螺旋桨滑流的旋转效应会变得相对较弱,滑流的主要影响为加速效应,即增大了当地气流速度。机头单发螺旋桨飞机机翼通常距螺旋桨较远,此时螺旋桨滑流对机翼的影响主要表现为增大当地气流速度。

流动显示结果表明, $\alpha = 6^\circ$ 时,无动力状态机翼上表面根部后缘出现局部分离现象,对应升力系数曲线线性段在 $\alpha = 6^\circ$ 结束; $\alpha = 15^\circ$ 时无动力状态机翼上表面流动分离区已从机翼根部后缘逐步扩大至机翼中部,不过机翼外侧在此过程中仍能保持附着流态,对应升力系数在 $\alpha = 15^\circ$ 达到最大; $\alpha = 16^\circ$ 时,流动分离区已扩展到机翼上表面大部分区域。

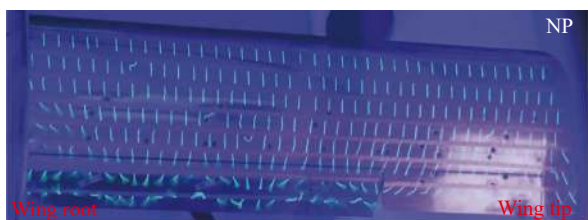
带动力状态机翼上表面在迎角 $6^\circ \sim 10^\circ$ 均保持附着流态,机翼翼根并未出现明显的流动分离现象,对应带动力升力曲线在迎角 $6^\circ \sim 10^\circ$ 仍保持线性,其机理在于平直翼飞机机翼流动分离通常从机翼根部开始,然后随着迎角增加逐渐向翼尖发展,机头螺旋桨滑流使得机翼翼根流动加速,动压增大,有效抑制了翼根流动分离的产生,延长了升力系数线性段。 $\alpha = 12^\circ$ 时机翼后缘才出现较小分离区, $\alpha = 13^\circ$ 时机翼后缘突然出现较大面积分离区,全机达到最大升力系数,失速迎角较无动力状态提前约 2° 。根据上述带动力状态测力及丝线流动显示结

果,可以推断 $\alpha = 13^\circ$ 时螺旋桨滑流高能量气流上移到机翼上方,不仅没有抑制机翼后缘分离,反而诱导机翼后缘上表面突然出现大面积分离,失速迎角相比无动力状态大幅提前,其原因在于滑流上移到机翼上方,机翼受到滑流的上洗作用,机翼当地迎角增大,机翼上表面逆压梯度增大,从而导致机翼上表面出现大面积流动分离,飞机失速迎角提前。

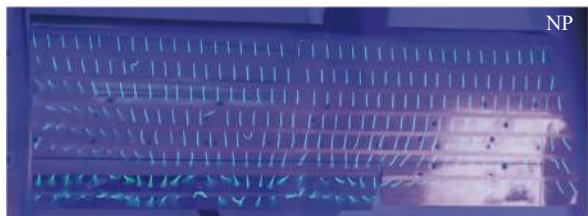
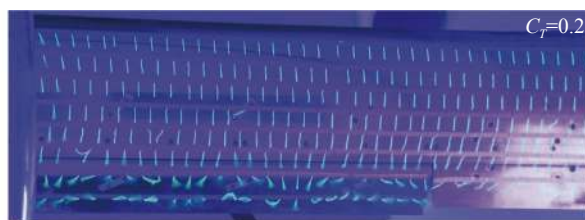
若想降低机头螺旋桨滑流对机翼不利的气动影响或增加利用滑流给机翼带来的益处,在飞机布局设计中应该注意调整螺旋桨与机翼的相对位置。

研究表明^[1],在没有来流和来流速度较低的情况下,螺旋桨桨盘后滑流流管的直径收缩为0.816倍至0.92倍螺旋桨直径,特别是在垂直于来流的方向,在来流速度较高时,滑流流管直径近似等于螺旋桨桨盘直径。李征初^[2]等采用七孔探针对带动力状态的机翼前后流场进行了测量,证明了螺旋桨滑流是一个被螺旋桨加速的流管,在螺旋桨附近,流管截面积与螺旋桨桨盘面积大致相同;随着滑流向下游发展,流管截面积是不断收缩的。根据当迎角 $\alpha = 13^\circ$ 、 $C_T = 0.2$ 时滑流流管上移到飞机B机翼上方的结论,可通过简单的几何关系推测此时机翼后缘处滑流流管直径略小于螺旋桨桨盘直径,此时滑流流管边界在机翼位置与来流大致形成 8° 的夹角,如图12所示。

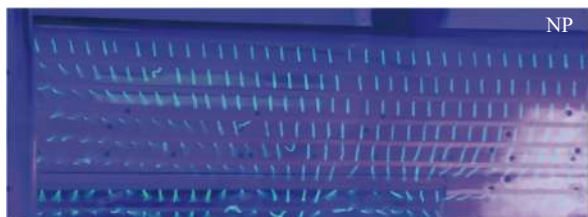
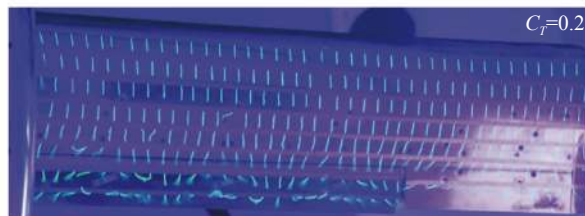
螺旋桨负荷的大小决定了桨后滑流的收缩程度,



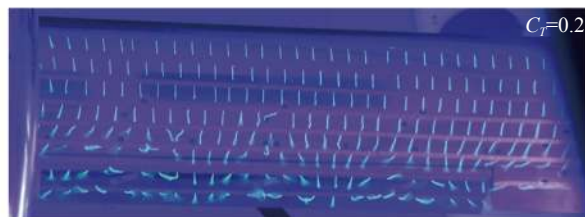
(a) $\alpha = 6^\circ$



(b) $\alpha = 10^\circ$



(c) $\alpha = 12^\circ$



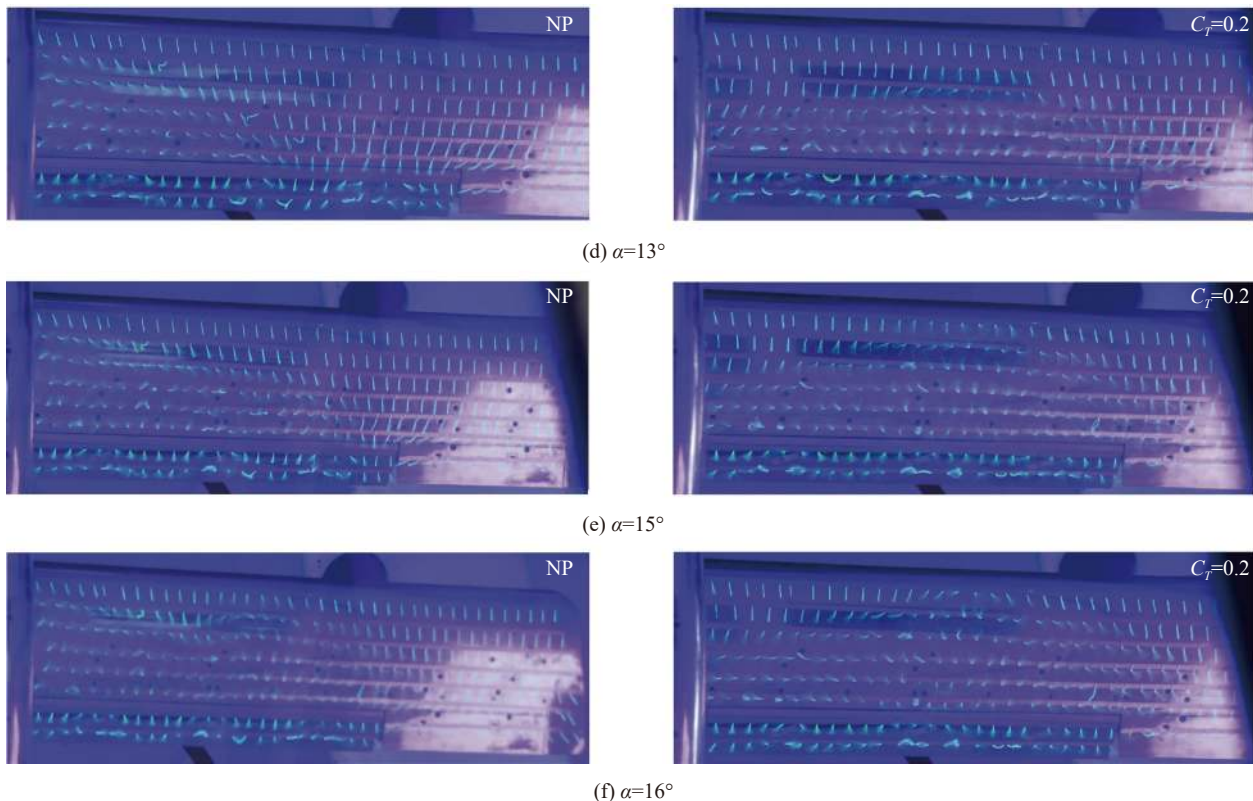


图 11 机翼荧光丝线流动显示

Fig. 11 Tuft flow visualization

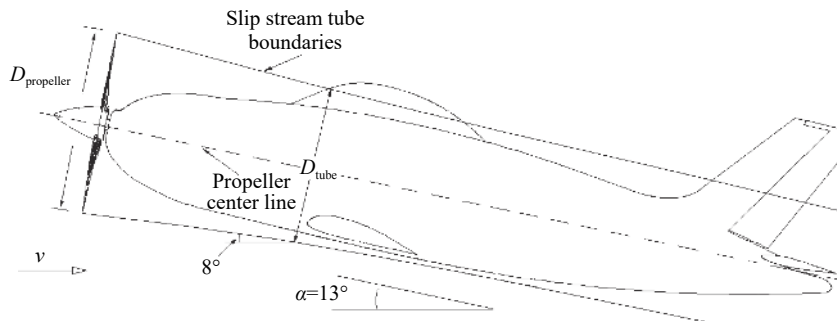


图 12 机头螺旋桨滑流扫掠下单翼机翼示意图

Fig. 12 Illustration of nose propeller slipstream over the wing of a low-wing airplane

负荷大的桨, 滑流收缩大; 负荷小的桨, 滑流收缩小^[19]。螺旋桨拉力系数越大, 滑流收缩越大, 滑流管上移到飞机 B 机翼上方的迎角就越提前, 这也解释了图 10(a) 中螺旋桨拉力系数越大, 对应飞机 B 升力失速迎角提前越多的原因。

4 结 论

本文对比了上、下单翼两种布局单发螺旋桨飞机的螺旋桨滑流影响风洞试验结果, 分析了螺旋桨滑流引起全机纵向气动力变化的原因, 得到了如下结论:

1) 滑流对机头进气口封堵区域产生了不可忽视的附加阻力。该附加阻力与拉力系数基本呈线性关

系, 量值不受襟翼偏度影响, 有必要在全机阻力中扣除该附加阻力。所提出的进气口封堵附加阻力修正方法也可应用到其他螺旋桨飞机的阻力修正中。

2) 螺旋桨滑流对单发螺旋桨飞机全机纵向特性的影响主要体现为增大了当地气流速度。受滑流影响, 全机升力系数斜率增大, 最大升力系数增大, 阻力增大, 升阻比降低, 抬头力矩增加, 纵向稳定性略微降低。

3) 机头螺旋桨与机翼的相对位置关系对单发螺旋桨飞机全机升力失速特性有着较大的影响。正常情况下, 滑流有助于延迟机翼表面分离, 推迟失速迎角, 但滑流上移到飞机机翼上方会引起强烈的上洗流

动, 增大机翼当地迎角, 导致全机失速迎角提前。该现象对飞机气动力设计有着重要的影响, 在工程应用中有必要对螺旋桨与机翼的相对关系进行仔细的研究分析。在下一步工作中, 将会对滑流上移到机翼上方过程中的流场进行进一步研究, 以期对单发螺旋桨飞机气动设计提供更多的参考。

参 考 文 献:

- [1] 赵学训. 螺旋桨滑流对飞机绕流影响的试验研究[J]. 气动实验与测量控制, 1995(4): 48-52.
ZHAO X X. Experiment reseach of the airflow which surrounds aircraft under the influence of propeller slipstream[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 1995(4): 48-52 (in Chinese).
- [2] 李征初, 王勋年, 陈洪, 等. 螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000(2): 44-48.
LI Z C, WANG X N, CHEN H, et al. Experimental research of influence of propeller slipstream on wing flow field[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000(2): 44-48 (in Chinese).
- [3] 李尚斌, 焦予秦. 螺旋桨滑流影响的研究进展[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(8): 1867-1873.
LI S B, JIAO Y Q. The investigate development of propeller slipstream's effect[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(8): 1867-1873 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1671-1815.2012.08.029
- [4] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015: 510-522.
LI Z F. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015: 510-522 (in Chinese).
- [5] 欧阳绍修, 赵晓霞, 江宗辉, 等. 螺旋桨径向力风洞试验方法研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(3): 91-94.
OUYANG S X, ZHAO X X, JIANG Z H, et al. The research on wind tunnel test method of propeller's radial force[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(3): 91-94 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.03.017
- [6] 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 Y, ZHAO X X, OUYANG S X. Investigation on lift stall characteristics of propeller aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 655-660 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0024
- [7] 李尚斌, 焦予秦. 基于翼尖支撑和螺旋桨独立支撑的螺旋桨滑流影响实验研究[J]. 工程力学, 2013, 30(7): 288-293.
LI S B, JIAO Y Q. The experiment investigation of the effect of propeller slipstream based on wing-tip support and independent propeller support[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(7): 288-293 (in Chinese).
doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2012.04.0243
- [8] MORRIS J, SECKEL E. Full-scale wind tunnel tests of a low-wing, single-engine, light plane with positive and negative propeller thrust and up and down flap deflection[R]. NASA CR-1783, 1971
- [9] FINK M P, SHIVERS J P, WARE G M. Full-scale wind-tunnel investigation of the static longitudinal and lateral characteristics of a light single-engine low-wing airplane[R]. NASA TN D-5857, 1970.
- [10] FINK M P, FREEMAN D C Jr, GREER H D. Full-scale wind-tunnel investigation of the static longitudinal and lateral characteristics of a light single-engine airplane[R]. NASA TN D-5700, 1970.
- [11] GREER H D, SHIVERS J P, FINK M P, et al. Wind tunnel tests of static long static longitudinal and lateral characteristics of a full-scale mockup of a light single-engine high-wing airplane[R]. NASA TN D-7149, 1973.
- [12] RALSTON J, HULTBERG R. Full-envelope aerodynamics modeling of a general aviation aircraft with propeller slipstream effects[R]. AIAA 2010-7922, 2010.
- [13] 徐传宝, 高静, 李盛文. 单发螺旋桨飞机滑流试验新方法[C]//第五届近代实验空气动力学会议论文集, 2015.
XU C B, GAO J, LI S W. A new experimental method for single propeller airplane[C]//Proceedings of the 5th Contemporary Experimental Aerodynamic Conference, 2015(in Chinese).
- [14] 张锡金, 张晖. 螺旋桨发动机飞机动力模拟试验的一种新方法[J]. 实验流体力学, 2006, 20(2): 78-81,93.
ZHANG X J, ZHANG H. A new method for propeller power simulation test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 78-81,93 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2006.02.016
- [15] 《空军装备系列丛书》编审委员会. 航空发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 137.
- [16] RAUHUT P J, SLINGERLAND R. Propeller slipstream effects on lateral and directional static stability and control of a single engine tractor airplane[R]. AIAA 2003-51, 2003.
- [17] 曾卓雄, 吴清. 螺旋桨滑流对水平尾翼气动特性的影响[J]. 应用数学和力学, 2016, 37(5): 492-500.
ZENG Z X, WU Q. Analysis on aerodynamic characteristics of the UAV horizontal tail under propeller slipstream[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2016, 37(5): 492-500 (in Chinese).
doi: 10.3879/j.issn.1000-0887.2016.05.005
- [18] 唐建平, 唐朕, 阎皓杰. 螺旋桨滑流对飞机压力分布的影响试验研究[C]//第五届近代实验空气动力学会议论文集, 2015.
TANF J P, TANG Z, YAN H J. Test research of propeller slipstream influence on an airplane's pressure distribution[C]//Proceedings of the 5th Contemporary Experimental Aerodynamic Conference, 2015 (in Chinese).
- [19] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 92.
LIU P Q. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006: 92 (in Chinese).

(本文责编: 徐燕)