

文章编号: 1000-4750(2013)07-0288-06

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

李尚斌, 焦予秦

(西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 螺旋桨滑流对飞机的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数有着非常重要的影响, 该文通过风洞实验方法, 探索螺旋桨滑流对飞机气动特性影响的规律。与目前国内常用的全机带动力实验不同, 该文结合西北工业大学NF-3低速风洞的翼尖支撑测量系统和螺旋桨及短舱独立支撑机构开展研究, 研究了桨叶角、前进比和拉力系数对螺旋桨滑流效果的影响。研究表明: 螺旋桨滑流效果主要取决于其拉力系数, 飞机升力系数随螺旋桨拉力系数的增大而增大, 阻力系数和俯仰力矩系数随螺旋桨拉力系数的增大而减小。

关键词: 螺旋桨; 滑流; 短舱; 风洞实验; 翼尖支撑; 拉力系数

中图分类号: V211.7 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2012.04.0243

THE EXPERIMENT INVESTIGATION OF THE EFFECT OF PROPELLER SLIPSTREAM BASED ON WING-TIP SUPPORT AND INDEPENDENT PROPELLER SUPPORT

LI Shang-bin, JIAO Yu-qin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The propeller slipstream has a very important effect on lift coefficients, drag coefficients, and the pitching moment. The effect of propeller slipstream on aerodynamic characteristics is investigated through an experiment method. Differing from the conventional experiment method for a whole airplane with power, the investigation is launched with a combination of a wingtip supporting measuring system in the three dimensional test section of a NF-3 low-speed wind tunnel of Northwestern Polytechnical University and an independent Propeller-Nacelle supporting measuring system. The effect of the propeller slipstream with a propeller blade angle, the advance ratio and thrust coefficient is mainly investigated. This investigation shows that the lift coefficient of an airplane increases with the increase of the propeller thrust coefficient, and both the drag coefficient and the pitching moment decrease with the increase of the thrust coefficient.

Key words: propeller; slipstream; nacelle; wind tunnel test; wingtip supporting; thrust coefficient

螺旋桨飞机具有拉力大、燃油效率高的优点^[1], 人们一直探索着螺旋桨滑流对飞机气动特性的影响。Fratello^[2]对螺旋桨前进比在0.7~1.0, 来流攻角为0°, 亚音速来流条件下的螺旋桨和机翼相互干扰进行了实验研究, 研究表明: 滑流使机翼阻力系数增加, 升力系数减小, 对俯仰力矩系数基本无影响。Takallu^[3]开展了螺旋桨滑流对带有克鲁格缝翼的高

升力多段翼影响的实验研究, 研究表明: 滑流使升力系数增加了, 螺旋桨在垂直、水平方向的位置变化及倾斜度的变化都可以增加升力系数, 同时都会引起阻力的增加, 其中倾斜度对升力系数的增加效果最明显, 但导致稳定性有所降低。

Caralano^[4]研究了螺旋桨滑流对二维等值翼的影响, 主要结论为: 滑流增加了升力、阻力、俯仰

收稿日期: 2012-04-06; 修改日期: 2012-12-30

通讯作者: 李尚斌(1985—), 男, 江西人, 硕士, 从事计算和实验流体力学应用研究(E-mail: lsbjjs@163.com).

作者简介: 焦予秦(1965—), 男, 陕西人, 教授, 博士, 从事计算和实验流体力学的研究和教学(E-mail: jiaoyuqin@nwpu.edu.cn).

力矩和推迟了湍流分离；滑流效应在机翼后缘明显，但改变来流攻角，滑流效应会向前缘延伸。Roosenboom^[5]采用粒子图像测速(PIV)技术，揭示螺旋桨滑流涡是由边界层相互影响而产生的。

在国内，李广年^[6]等利用 2D-PIV 技术得到了空泡水筒中螺旋桨尾流湍流分布特征。赵学训^[7]研究了滑流对飞机绕流的影响，试验表明：滑流通过加速局部流动和改变局部迎角而影响飞机的气动特性，增加升力、阻力和侧力，降低稳定性。空气动力学研究与发展中心的李征初^[8]等，采用 CAFV 空间流态测量和显示系统研究螺旋桨滑流，发现滑流是一个被螺旋桨加速的流管，在滑流区，静压系数有一明显的负值方向增量。到目前为止，鱼鹰飞机的出现标志着螺旋桨旋翼机多样性时代已到来，已有学者^[9-10]对此方面展开研究。

此文实验研究的不同之处在于：结合飞机模型翼尖支撑测量系统，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-短舱组合体的气动力和力矩与飞机上的气动力和力矩，可以得到单纯的滑流对飞机的影响效果。

1 实验设备简介

1.1 风洞

此次实验研究是在西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家重点实验室 NF-3 风洞进行的。该三元实验段为切角矩形，长、宽、高分别为 12m、3.5m、2.5m，风洞最小风速为 5m/s，最大风速为 90m/s，紊流度为 0.08%。该风洞还有两个可供更换的三元实验段和螺旋桨实验段。

实验风速使用稳速压控制系统控制，该系统是在风洞直流调速装置双闭环系统的基础上，增加了一个速压闭环系统，并用 PSI9816 压力测量系统进行实时校准，控制精度不低于 0.3%。

1.2 模型

实验模型主要由飞机、短舱和螺旋桨模型三大部分组成。飞机模型为某运输机 1:9 大小的钢芯木制结构，机翼面积 $S=0.8223\text{m}^2$ ，机翼展长 $L=3.2444\text{m}$ ，平均气动弦长 $C=0.268\text{m}$ 。短舱模型为薄壁空心玻璃钢结构，螺旋桨模型为金属结构，可变距，桨盘半径 $R=0.33\text{m}$ 。

1.3 模型支撑与测量系统

飞机模型采用翼尖支撑测量系统支撑。该系统整个机构置于洞外框式应变大天平 TP0903(表 1)上，飞机模型上的气动力由此天平测量。两立柱安

装于大天平上的机构横梁上，并立于风洞侧壁外，立柱上端安装迎角机构，迎角机构的两内花键轴穿过风洞侧壁上的孔与飞机模型的翼尖连接，内花键轴与风洞侧壁孔留有间隙，并软密封，保证与洞壁不传力、不漏气(图 1)。

表 1 天平 TP0903 相关参数

Table 1 Parameters of balance TP0903

分量	量程/N	分量	量程/(N·m)
Y	7000	M_x	400
X	2000	M_y	400
Z	900	M_z	1000

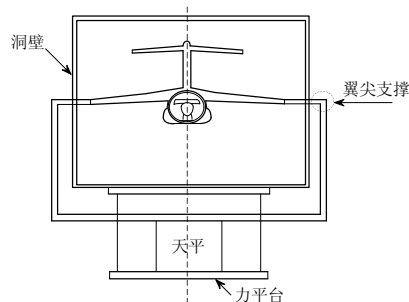


图 1 翼尖支撑测量系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of wingtip supporting measurement system

螺旋桨安装于电机，电机置于盒式小天平 TP0701(表 2)上，电机和天平位于短舱模型内，天平和短舱模型由螺旋桨-短舱独立支撑测量机构支撑，该机构能实现短舱在上下、来流方向的连续移动及螺旋桨倾角的变化，螺旋桨和短舱的气动力由天平 TP0701 测量(图 2)。短舱后部有切槽，机翼置于其中，但留有间隙并进行软密封，两者不接触，两天平上的力互不干扰。整个总装图见图 3。对于

表 2 天平 TP0701 相关参数

Table 2 Parameters of balance TP0701

分量	量程/N	分量	量程/(N·m)
Y	8000	M_x	300
X	2100	M_y	300
Z	1000	M_z	600

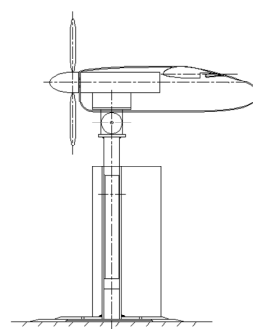


图 2 螺旋桨-短舱独立支撑机构

Fig.2 Independent Propeller-Cabin supporting system



图3 总装图

Fig.3 Assembly figure

双螺旋桨飞机滑流纵向效果研究,受设备限制,此文仅安装一套螺旋桨及其测量天平,实际的纵向滑流效果应为测量滑流效果的2倍。

天平数据采集使用VXI数据采集系统完成,其稳态测量部分为64通道,采集速度不小于100kHz,单通道采样速率最低5Hz。

1.4 螺旋桨动力系统

驱动电机为中频油冷电机,配有油源车,直径104mm,长410mm,额定功率36kW,最大转数12000r/m。

2 实验内容与方法

实验时先做桨叶安装角优选实验,实验条件为,桨叶安装角范围: $\psi=0^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 30^\circ$; 风速范围 $V=20\text{m/s}, 30\text{m/s}, 40\text{m/s}$; 转数范围: $n=1000\text{r/m}\sim 6000\text{r/m}$, $\Delta n=500\text{r/m}$ 。当桨叶安装角确定后,接下来的实验条件有风速和转数变化,风速范围: $V=20\text{m/s}, 30\text{m/s}, 40\text{m/s}, 50\text{m/s}, 55\text{m/s}, 60\text{m/s}$; 转数范围: $n=1000\text{r/m}\sim 6000\text{r/m}$, $\Delta n=500\text{r/m}$ 。

3 结果分析与讨论

分析前先介绍一下螺旋桨滑流实验常用的一些参数:前进比 λ 、拉力系数 C_T 或 T_C 、扭矩系数 C_Q 、功率系数 C_W 及效率 η ,各参数定义如下:

$$\lambda = \frac{V}{nD} \quad (1)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2)$$

$$T_C = \frac{T}{1/2 \rho V^2 S} \quad (3)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (4)$$

$$C_W = \frac{W}{\rho n^3 D^5} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{TV}{W} \quad (6)$$

式中: V 为来流速度; n 为螺旋桨转数; D 为螺旋桨直径; T 为螺旋桨拉力; S 为机翼面积; Q 为转矩; W 为输入功率; η 为螺旋桨率。

对于 C_T 和 T_C ,当分析螺旋桨性能时用 C_T ,当分析滑流时用 T_C ^[11-12]。

3.1 螺旋桨的性能

图4为攻角 $\alpha=0^\circ$, $\psi=15^\circ$ 时,螺旋桨拉力、功率、效率曲线图,这里只给出拉力大于0的情况。可以看出,不同风速时螺旋桨性能很接近,拉力系

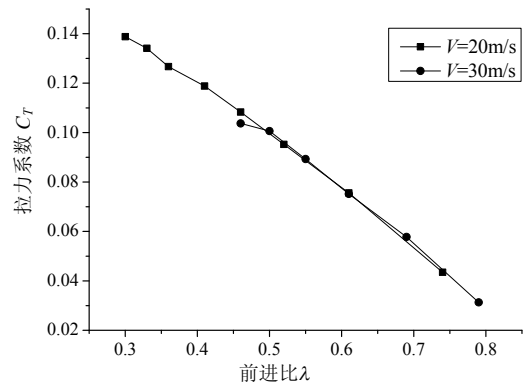
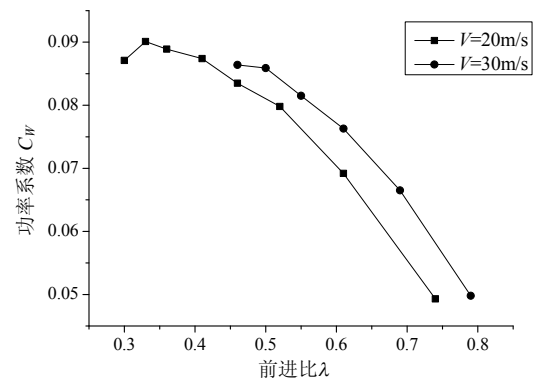
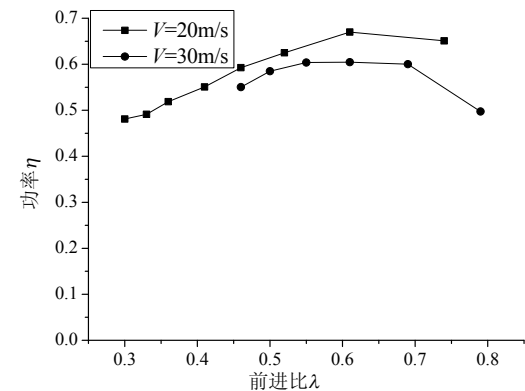
(a) λ 对 C_T 的影响(b) λ 对 C_W 的影响(c) λ 对 η 的影响

图4 螺旋桨性能曲线图

Fig.4 Performance curve figure of propeller

数 C_T 和功率系数 C_W 随前进比 λ 增大而减小, 效率为最大值的 λ 均为 0.61, 符合螺旋桨气动规律, 表明采用此文实验系统, 在进行滑流效果研究的同时, 可以得到该工况条件的螺旋桨性能数据。

3.2 桨叶安装角对滑流的影响

图 5 为 $\alpha=0^\circ$ 、 $V=30\text{m/s}$ 时, 在不同 Ψ 下的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 M_Z (均不包含螺旋桨和短舱受力, 下同) 比较图。从图 5 可以看出在相同的转数条件下, C_L 随 Ψ 的增大而增大, C_D 和 M_Z 均随 Ψ 的增大而减小。

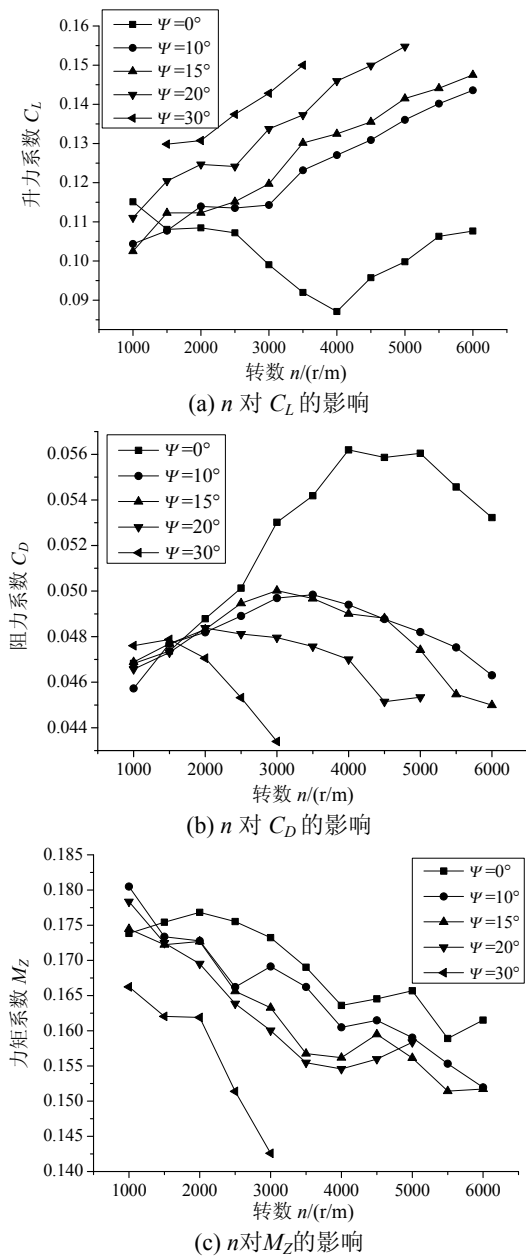


图 5 Ψ 对滑流的影响

Fig.5 The effect of Ψ on slipstream

现在来选择合适的 Ψ , $\Psi=0^\circ$ 时, C_L 最小, C_D 和 M_Z 最大, 气动性最差; $\Psi=30^\circ$ 时, 气动特性好,

但能达到的转数非常有限, 而且实验中发现电流容易接近电机允许最大电流, 予以排除。对于 $\Psi=10^\circ$ 、 $\Psi=15^\circ$ 、 $\Psi=20^\circ$, $\Psi=10^\circ$ 时气动特性相对差, 考虑转数问题, 综合比较后确定 $\Psi=15^\circ$ 。

3.3 前进比对滑流的影响

图 6 为 $\alpha=0^\circ$ 、 $\Psi=15^\circ$ 时, 在不同 λ 下的 C_L 、 C_D 和 M_Z 比较图。从图 6 可以看出对于每个雷诺数 Re (来流风速 V), C_L 随 λ 的增大而减小; 当 λ 进一步增大时, 这种变化越来越缓慢, C_L 趋于常值; 当前进比 λ 相同, $V < 40\text{m/s}$ 时, C_L 随 Re 的增大而减小, $V > 40\text{m/s}$ 时, 随着随 Re 的增大, C_L 有所增加, 但变化较小。对于每一个 Re , C_D 随 λ 先增大后减小; 当 λ 进一步增大, C_D 受 λ 的影响越来越小, 并

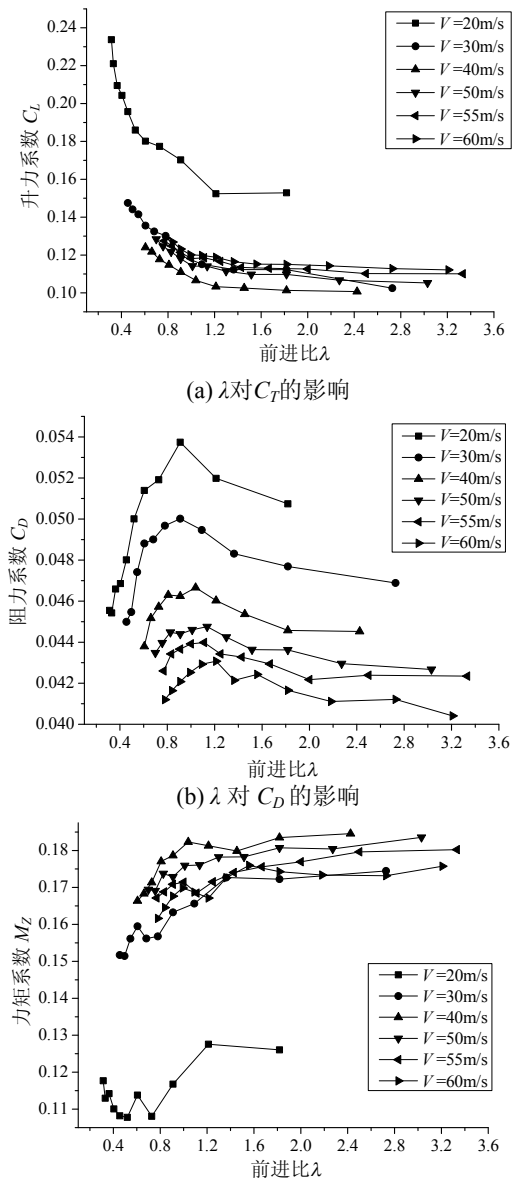


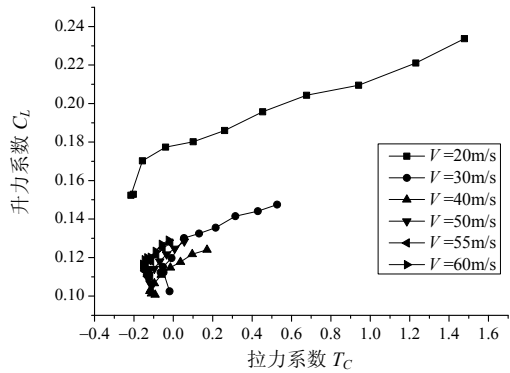
图 6 λ 对滑流的影响

Fig.6 The effect of λ on slipstream

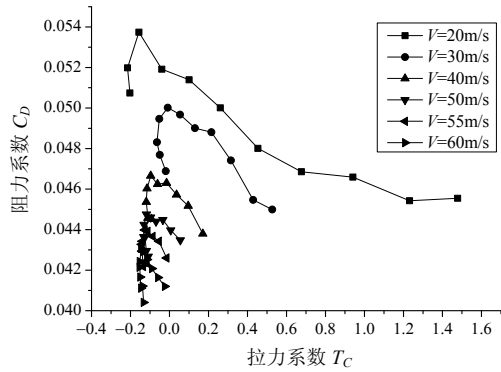
趋于常值；对于同一个 λ , C_D 随 Re 的增大而减小。对于每个 Re , M_Z 随 λ 的增大而增大, 当 λ 进一步增大时, M_Z 受 λ 的影响越来越小, 并趋于常值; 从图还可看出, 当 $V < 40\text{m/s}$ 时, M_Z 随 Re 的增大而增大, $V > 40\text{m/s}$ 时, M_Z 基本不随 Re 变化。

3.4 拉力系数对滑流的影响

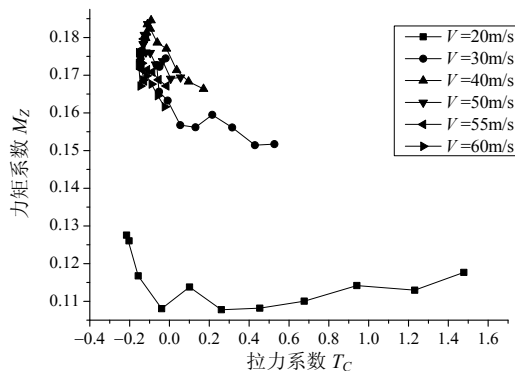
图 7(a), 图 7(b), 图 7(c) 为 $\alpha=0^\circ$ 、 $\Psi=15^\circ$ 时, 在不同 V 下 T_C 对 C_L 、 C_D 和 M_Z 的影响图, 图 7(d), 图 7(e), 图 7(f) 为 $\alpha=0^\circ$ 、 $V=30\text{m/s}$ 时, 在不同 Ψ 下 T_C 对 C_L 、 C_D 和 M_Z 的影响图。图 7(a), 图 7(b), 图 7(c) 可以看出 C_L 随 T_C 的增大而增大; C_D 和 M_Z 均随 T_C 的增大而减小; 相同的 T_C 所对应不同 Ψ 下的 C_L 、 C_D 、 M_Z 值接近, 最大的 ΔC_L 和 ΔM_Z 在 0.02 左右, 最大的 ΔC_D 在 0.004 左右, 当然要排除 $\Psi=0^\circ$ 、



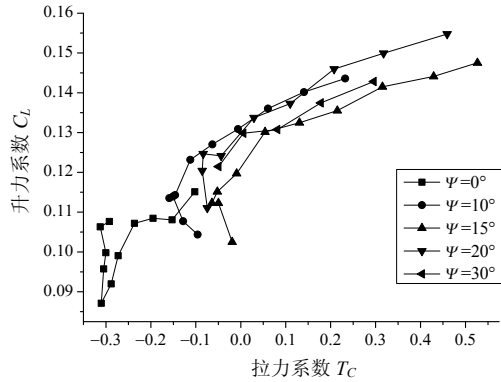
(a) 不同 V 下 T_C 对 C_L 的影响



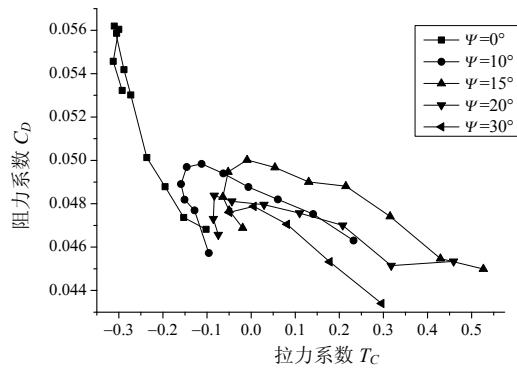
(b) 不同 V 下 T_C 对 C_D 的影响



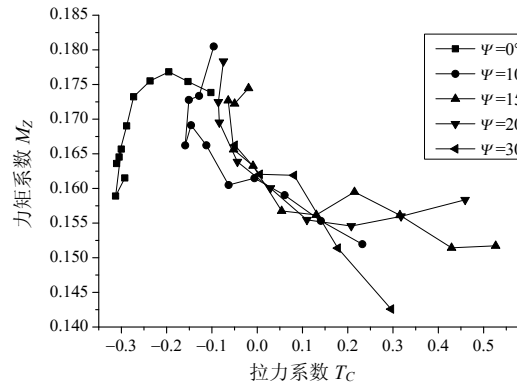
(c) 不同 V 下 T_C 对 M_Z 的影响



(d) 不同 Ψ 下 T_C 对 C_L 的影响



(e) 不同 Ψ 下 T_C 对 C_D 的影响



(f) 不同 Ψ 下 T_C 对 M_Z 的影响

图 7 T_C 对滑流的影响

Fig.7 The effect of T_C on slipstream

$V=20\text{m/s}$ 、 30m/s 个别情况, 这里分析认为是角度、速度过低所造成, 图 7(d), 图 7(e), 图 7(f) 规律类似图 7(a), 图 7(b), 图 7(c)。通过对比图 7(a), 图 7(b), 图 7(c) 和图 7(d), 图 7(e), 图 7(f) 发现, 两图中相同的 T_C 对应的 C_L 、 C_D 、 M_Z 都接近, 即: 无论是改变 V 还是 Ψ (不同螺旋桨状态), 相同的 T_C 对应的飞机各气动参数接近。

4 结论

- (1) 在实验研究范围内, C_L 随 Ψ 的增大而增大, C_D 和 M_Z 均随 Ψ 的增大而减小。
- (2) C_L 随 λ 的增大而减小, C_D 随 λ 先增大而后

减小, M_Z 随 λ 增大而增大; 随着 λ 的增大, C_L 、 C_D 、 M_Z 受 λ 的影响越来越小。

(3) C_L 随 T_C 的增大而增大; C_D 和 M_Z 随 T_C 的增大而减小; 不同螺旋桨状态下, 相同的 T_C 所对应的 C_L 、 C_D 、 M_Z 值接近。

此文所发展的螺旋桨滑流风洞实验技术和得到的研究结论为螺旋桨飞机的研制提供了坚实的技术支持。

参考文献:

- [1] 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: 16—20.
Liu Peiqing. Air propeller theory and its application [M]. Beijing: Beijing Aero-Space University Press, 2006: 16—20. (in Chinese)
- [2] Fratello G, Favier D, Maresca C, Barbi C. Experimental and numerical study of the propeller/ fixed wing interaction [C]. Paris: AIAA 1998-2571.
- [3] Takallu M A, Gentry G L. Aerodynamic characteristics of a propeller powered high lift semi-span wing [C]. Virginia: AIAA 1992-0388.
- [4] Caralano F M. Numerical and experimental analysis of the effect of a pusher propeller on a wing and body [C]. Reno: AIAA 1997-0038.
- [5] Roosenboom E W M, Heider A, Schroder A. Propeller slipstream development [C]. Miami: AIAA 2007-3810.
- [6] 李广年, 张军, 洪方文. 螺旋桨尾流动态结构实验研究[J]. 工程力学, 2010, 27(12): 238—243.
Li Guangnian, Zhang Jun, Hong Fangwen. Experiment on dynamic structure of propeller wake [J]. Journal of Engineering Mechanics, 2010, 27(12): 238—243. (in Chinese)
- [7] 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, 9(4): 48—51.
Zhao Xuexun. Experiment research of the airflow which surrounds aircraft under the influence of propeller slipstream [J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1995, 9(4): 48—51. (in Chinese)
- [8] 李征初, 王勋年, 陈洪, 刘巍. 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, 14(2): 44—48.
Li Zhengchu, Wang Xunnian, Chen Hong, Liu Wei. Experimental research of influent of propeller slipstream on wing flow field [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(2): 44—48. (in Chinese)
- [9] Kubo D, Muraoka K, Okada N. Flight testing of a wing-in-propeller-plipstream miniumanned aerial vehicle [C]. Seattle: AIAA 2009-2070.
- [10] 岳海龙, 夏品奇. 倾转旋翼机前飞动力稳定性分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1863—1867.
Yue Hailong, Xia Pinqi. Dynamic stability analysis of tiltrotor aircraft in forward flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1863—1867. (in Chinese)
- [11] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991: 284—295.
Yun Qilin. Wind tunnel testing [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1991: 284—295. (in Chinese)
- [12] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 156—164.
Wang Xunnian. Low-speed wind tunnel testing [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 156—164. (in Chinese)
- [23] 苗应刚, 邓琼, 索涛, 等. LC9 铝合金的动态力学性能及温度相关性研究[J]. 兵工学报, 2009, 30(增刊 2): 90—93.
Miao Yinggang, Deng Qiong, Suo Tao, et al. Research on mechanical properties and their temperature dependencies of LC9 alloys under dynamic load [J]. Introducing Journal of China Ordnance, 2009, 30(Suppl 2): 90—93. (in Chinese)
- [24] 肖大武, 李英雷, 胡时胜. LY12 铝小尺寸试样的 SHPB 实验探讨[J]. 实验力学, 2009, 24(1): 81—85.
Xiao Dawu, Li Yinglei, Hu Shisheng. Experimental study of LY12 Al small dimension specimen based on SHPB test [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2009, 24(1): 81—85. (in Chinese)

(上接第 281 页)