

倾转涵道倾转过渡阶段的非定常气动力

杨磊, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院

翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 为研究倾转涵道动力装置在倾转过渡阶段的非定常气动力,使用基于滑移网格技术的非定常计算方法,利用基于内场信息和叶素理论的压力盘模型模拟风扇螺旋桨,通过求解 Navier-Stokes(N-S)方程,对涵道风扇俯仰拉起过程进行数值模拟.结果表明:在倾转过程中涵道风扇非定常气动力的迟滞特性明显,俯仰角速度延迟了流场分离,增加了涵道风扇的升力和阻力;低速飞行时,涵道风扇在整个倾转过渡阶段气动性能优良;在高速大迎角飞行时,涵道风扇气动性能恶化,俯仰力矩曲线紊乱,不利于进行倾转过渡飞行.

关键词: 倾转涵道飞行器; 涵道风扇; 非定常气动力; 压力盘模型; 滑移网格

中图分类号: V211.53

文献标志码: A

Unsteady aerodynamic force of tilt ducted fan during transition period

YANG Lei, YE Zheng-yin

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

Abstract: In order to study the unsteady aerodynamic force of the tilt ducted fan power-plant during transition period, a unsteady numerical simulation method based on sliding meshes was used. A disk model based on inner flow field information and blade element theory was utilized to simulate the fan propeller, and the Navier-Stokes (N-S) equations were solved to simulate the process of ducted fan during pulling up. The results demonstrate that the hysteresis properties of unsteady aerodynamic force of the ducted fan are obvious at transition period. The increase of pitch rate of the tilt ducted fan delays the flow field separation, and increase lift and drag of ducted fan. The aerodynamic performance of the ducted fan is excellent in transition period at low speed. Higher speed and larger angles of attack worsen the aerodynamic performance of ducted fan, and the curve of the pitch moment is in a mess against the transition flight.

Key words: tilt ducted fan aircraft; ducted fan; unsteady aerodynamic force; disk model; sliding mesh

作为新型倾转涵道飞行器的动力装置,涵道风扇具有低油耗、低噪声等优点^[1],在低前进比情况下,涵道体本身也会产生推力,相同直径和转速的涵道风扇比孤立螺旋桨能够产生更大的拉力^[2].因此,相比于倾转旋翼飞机,倾转涵道飞行

器具有更大的有效载荷和航程.此外,涵道壁包裹了高速旋转的桨叶,涵道风扇更具安全性.

对于倾转涵道飞行器,涵道风扇动力装置工作在极其复杂的流场环境中,国内外研究者使用数值模拟和实验的方法对涵道风扇展开了大量研

究,并涌现出丰硕的成果.在国外,Williams等使用了基于升力面的方法,计算了涵道风扇螺旋桨旋转时的非定常气动力,并研究了涵道对涵道风扇桨叶的气动弹性性能的影响^[3].Hall等通过求解三维 Euler 方程计算涵道风扇的流场,其计算结果与实验值能够很好地吻合^[4].Chang等将风扇的动量源模型加入 N-S 方程,求解了两种涵道风扇悬停状态的定常流场,计算结果与修正后的实验数据能够很好地吻合^[5].Abrego等使用风洞实验的方法,研究了改变风扇和涵道几何形状对涵道风扇轴向性能(悬停,垂直上升和下降)和前飞性能的影响,研究发现在前飞情况下随前进比的增加,推力系数减小,升力系数增加^[6].Graf等通过风洞实验的方法,研究了涵道唇口形状对涵道内流场流动分离和涵道风扇压力中心的影响,进而分析了不同形状的唇口所适应的工作状态^[7].Miles等通过风洞实验的方法研究了轴向不对称涵道唇口的气动性能^[8].在国内,李建波等使用风洞实验的方法研究了涵道风扇的升阻特性,并进行了深入分析^[9-10].孔卫红等综合经验公式和涡流理论分析了旋翼/涵道/风扇升力系统的前飞气动特性^[11].徐嘉等使用数值模拟方法,通过添加风扇的动量源模型,研究涵道结构参数对涵道风扇气动力的影响^[12].蔡红明等结合 CFD 和实验的方法研究了一种新型的可倾转涵道飞行器的气动特性^[13].

上述文献对涵道风扇悬停和前飞时的气动特性进行了较为详尽的研究,但仅仅停留在轴流和前飞等定常状态,而对涵道风扇动力系统在倾转过渡阶段的非定常气动特性较少提及.在倾转过渡阶段,涵道风扇的流场特性更为复杂,且关系到倾转涵道飞行器的飞行安全,需要对其进行深入研究.本文以倾转涵道动力装置在倾转过渡阶段的非定常流场特征为研究重点,详细讨论了倾转速度和发动机转速对涵道风扇非定常气动力的影响.

1 数值计算方法

本文使用基于滑移网格技术的非定常流场计算方法,通过求解 N-S 方程计算涵道风扇气动力.

1.1 风扇螺旋桨的压力盘模型

基于内场信息和叶素理论的压力盘模型是对真实螺旋桨的简化模型,将真实螺旋桨简化为桨叶旋转后扫过的无厚度圆盘,通过叶素理论计算

螺旋桨前后压力差.为了更精确地模拟真实螺旋桨,基于叶素理论的压力盘模型在 N-S 方程的时间推进过程中,实时地根据当地速度更新桨盘压力差.该模型比模拟真实螺旋桨具有更高的计算效率;相比于一般的压力盘模型,该模型考虑了桨叶数目 N 、不同展向位置几何安装角 $\theta(^{\circ})$ 、不同展向位置桨叶弦长 $c(\text{m})$ 、翼型形状和发动机转速 $\omega(\text{r/min})$ 等参数,能够实时地更新当地流场状态,具有一定的精确度.

由叶素理论得到不同展向位置处压力盘前后压差为^[14-16]

$$\Delta p = \frac{N}{4\pi r} \rho V^2 c (C_l \cos \alpha_{\text{local}} - C_d \sin \alpha_{\text{local}}) \quad (1)$$

其中 Δp 表示压力盘前后压差(Pa); r 表示展向位置(m); ρ 表示当地空气密度(kg/m^3); V 表示当地速度(m/s); C_l 和 C_d 分别表示叶素升力系数和阻力系数; α_{local} 表示当地有效迎角($^{\circ}$); π 为圆周率.

为验证该压力盘模型对涵道风扇的适用性,对某型涵道风扇进行数值求解,并与文献[17]中的实验值进行对比.涵道弦长为 0.262 m,参考面积为 0.112 m^2 ,桨叶直径为 0.381 m,桨叶使用 NACA6412 翼型,风扇转速为 8 000 r/min,来流速度为 30.48 m/s,涵道风扇前进比为 0.595,雷诺数为 550 000,迎角 α 为 $0^{\circ} \sim 50^{\circ}$,计算网格数共 152 万.

计算结果如图 1 所示.涵道风扇桨叶推力 T_p 和涵道推力 T_d 的计算结果(CFD)与实验值(Exp.)吻合良好,因此基于内场信息和叶素理论

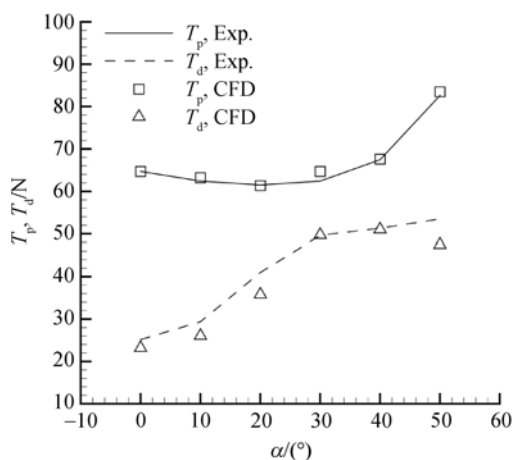


图1 某型涵道风扇桨叶推力 T_p 和涵道推力 T_d 的计算结果与实验值对比

Fig. 1 Comparison of propulsions of propeller and ducted of a ducted fan between computational and experiment results

的压力盘模型可以准确地模拟涵道风扇桨叶的气动效应。

1.2 基于滑移网格的非定常计算技术

使用滑移网格技术代替动网格计算俯仰运动,避免了网格运动时附面层网格的畸变,并且提高了计算效率。使用滑移网格时,将计算区域分为两个区域:内区域和外区域,内区域为运动区域,围绕俯仰轴根据预先设定好的运动形式运动,外区域为静止区域,两个域的交界面通过插值传递

流场信息。

为验证滑移网格技术的可靠性,计算了 NACA0012 翼型俯仰振荡运动时的非定常气动力,中心轴位于 $1/4$ 弦长 ($c/4$) 处,马赫数 Ma 为 0.755,初始迎角 α_0 为 0.016° ,迎角振动幅值 α_m 为 2.51° ,减缩频率 k 为 0.0814。如图 2~图 3 所示,翼型的升力系数 C_l 和俯仰力矩系数 C_m 计算结果与实验值吻合度较好,因此该方法具有一定可靠性。

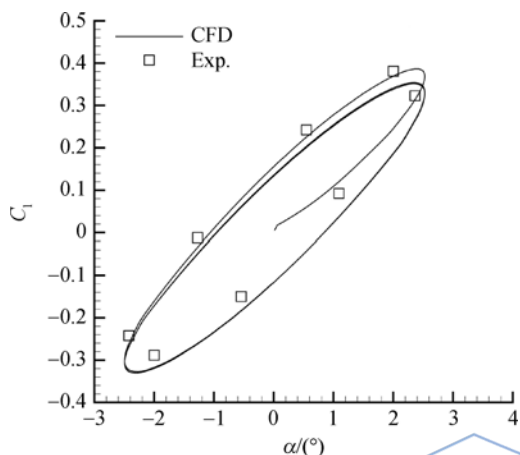


图2 NACA0012翼型升力系数曲线($Ma=0.755$, $k=0.0814$, $\alpha_0=0.016^\circ$, $\alpha_m=2.51^\circ$,绕 $1/4$ 弦长)

Fig.2 Lift coefficient curve of the NACA0012 airfoil ($Ma=0.755$, $k=0.0814$, $\alpha_0=0.016^\circ$, $\alpha_m=2.51^\circ$, pitch axis is $c/4$)

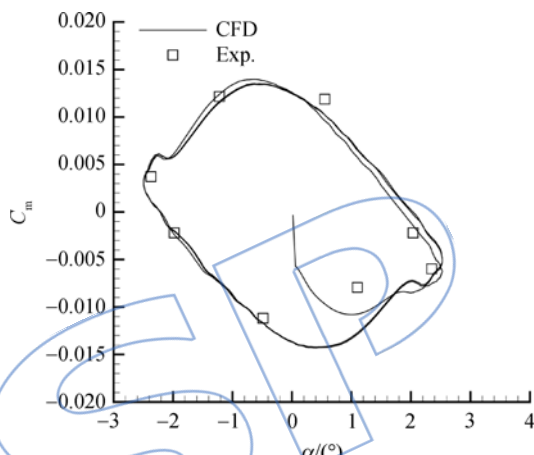


图3 NACA0012翼型俯仰力矩系数曲线($Ma=0.755$, $k=0.0814$, $\alpha_0=0.016^\circ$, $\alpha_m=2.51^\circ$,绕 $1/4$ 弦长)

Fig.3 Pitch moment coefficient curve of the NACA0012 airfoil ($Ma=0.755$, $k=0.0814$, $\alpha_0=0.016^\circ$, $\alpha_m=2.51^\circ$, pitch axis is $c/4$)

2 涵道风扇动态流场的计算及分析

2.1 涵道风扇模型

本文所使用的涵道风扇几何模型如图 4 所示,涵道弦长为 0.5 m,参考面积为 0.45 m^2 ,桨叶直径为 0.51 m,桨叶使用 NACA6412 翼型,转轴位置位于重心处,距离涵道前缘 0.15 m。计算网格共 240 万,如图 5 所示。

2.2 涵道风扇动态流场计算

倾转涵道飞行器在平飞转垂直降落的过程中,其升力首先由机翼提供,倾转结束时则完全由涵道风扇提供,倾转涵道飞行器的飞行速度由平飞速度下降到 0 m/s ,发动机转速由额定状态增加到最大状态,因此涵道风扇在倾转过渡阶段所经历的飞行速度相对范围较大,发动机转速范围较大。

为研究俯仰角速度对涵道风扇倾转过渡阶段

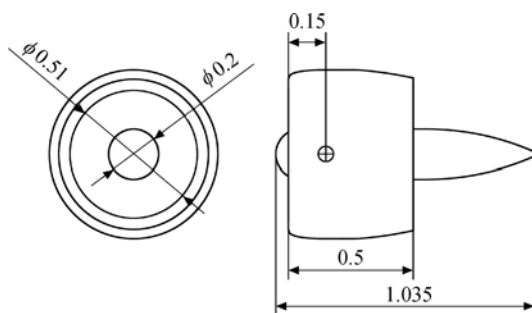


图4 涵道风扇几何模型(单位:m)

Fig.4 Geometry model of the ducted fan (unit:m)

非定常气动力的影响,本文计算了涵道风扇俯仰拉起运动时的动态流场。涵道风扇运动形式为 $\theta_{\text{ducted}} = \dot{\theta} \cdot t$,其中 θ_{ducted} 表示涵道风扇俯仰角, $\dot{\theta}$ 表示涵道风扇俯仰角速度, t 表示时间,俯仰运动转轴位于涵道风扇重心处。计算选取来流速度 u 为 5 m/s 和 30 m/s ,发动机转速分别选取

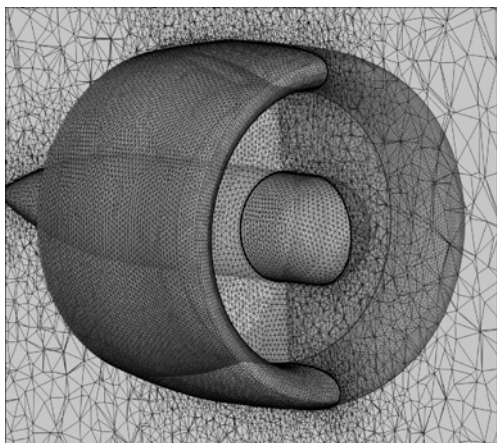


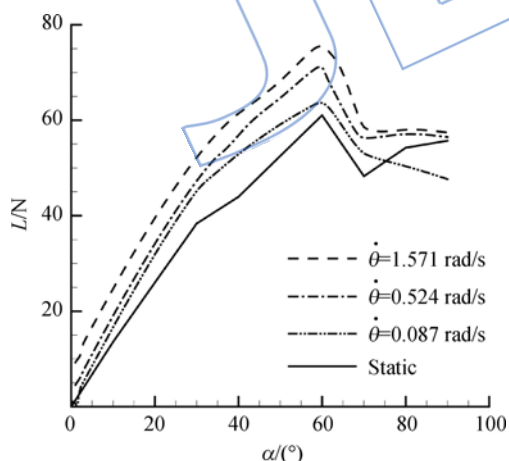
图5 涵道风扇计算网格

Fig. 5 Computational mesh of ducted fan

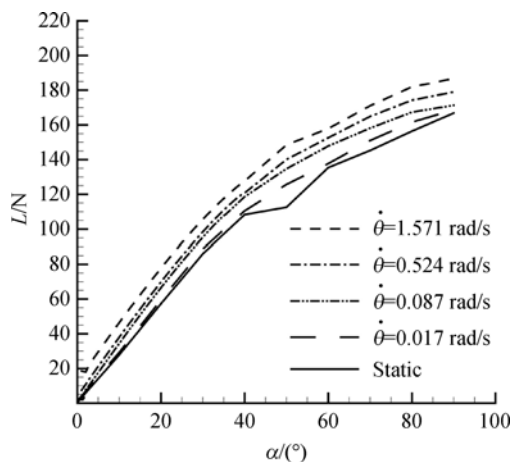
4000 r/min和6000 r/min,涵道风扇俯仰角速度选取0,0.017,0.087,0.524,1.571 rad/s五种状态,其中涵道风扇俯仰角速度为0 rad/s时即为定常状态.

2.3 低速飞行时涵道风扇动态流场分析

如图6和图7所示,在俯仰运动过程中随着俯仰角速度的增加,涵道风扇升力 L 增加.在发动机转速为4000 r/min时,涵道风扇在 60° 迎角附近出现失速现象;在发动机转速为6000 r/min时,没有出现失速现象.针对这些现象下面具体分析.

图6 在不同俯仰角速度下涵道风扇升力随迎角变化
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)Fig. 6 L varying with α at different $\dot{\theta}$
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

涵道风扇流场中,在涵道风扇吸力的作用下,周围气体绕过涵道唇口被吸入涵道内部,这些被吸入的气体在进入涵道时加速显著,导致涵道唇口内侧产生低压区,涵道内外出现压力差,正迎角

图7 在不同俯仰角速度下涵道风扇升力随迎角变化
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)Fig. 7 L varying with α at different $\dot{\theta}$
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)

飞行时,总的压力差表现为向上的力,这就是涵道风扇升力.为了便于分析,可以将涵道风扇沿水平对称面分为上涵道部分和下涵道部分,涵道风扇在正迎角飞行时,下涵道部分产生正升力,上涵道部分产生负升力,涵道风扇的总升力为下涵道部分的正升力减去上涵道部分负升力的绝对值.涵道风扇俯仰拉起运动中,随着俯仰角速度的增大,下涵道部分低压区壁面和当地流体的相对速度增加,低压区压力降低,下涵道部分升力增加;相反,上涵道部分低压区壁面和当地流体的相对速度降低,低压区压力增加,上涵道部分负升力下降,因此涵道风扇总升力增加.

如图8~图11所示,来流速度为5 m/s,发动

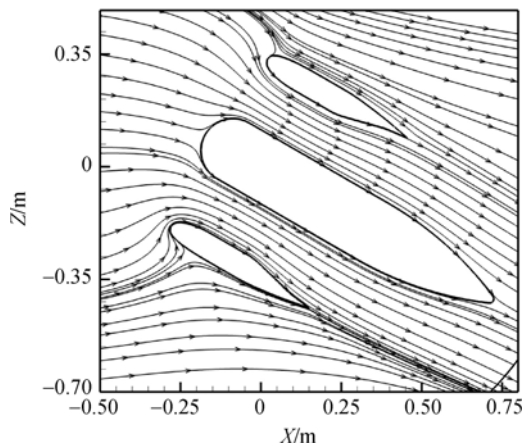


图8 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.087\text{ rad/s}$, $\alpha=30^\circ$)Fig. 8 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.087\text{ rad/s}$, $\alpha=30^\circ$)

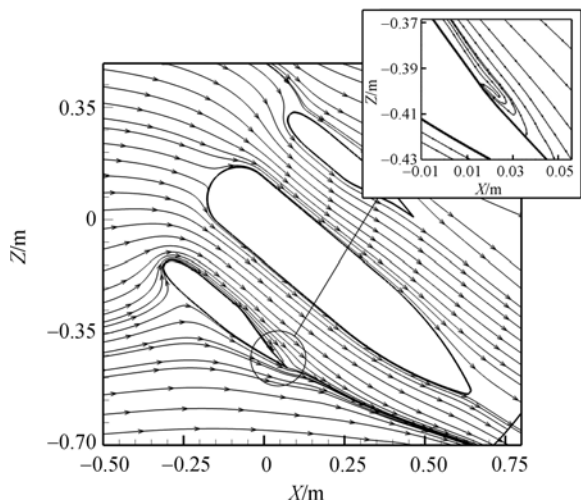


图 9 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.087 \text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

Fig. 9 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.087 \text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

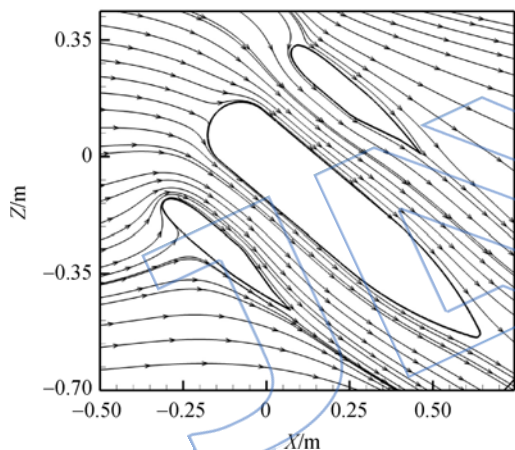


图 10 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=1.571 \text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

Fig. 10 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=1.571 \text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

机转速为 4000 r/min , 俯仰角速度为 0.087 rad/s , 在 30° 迎角时下涵道部分内壁面后缘没有分离, 在 40° 迎角时下涵道部分内壁面后缘开始分离; 当俯仰角速度增加到 1.571 rad/s , 40° 迎角时下涵道部分内壁面后缘没有分离, 在 50° 迎角时下涵道部分内壁面后缘开始分离. 因此随着俯仰角速度的增加, 涵道风扇内部分离迎角增加, 即分离滞后. 这是流体微团迟滞特性在涵道风扇非定常流场中的具体表现. 具体地, 根据附面层理论, 附面层是一个强剪切层, 可以理解为分布着不同强度

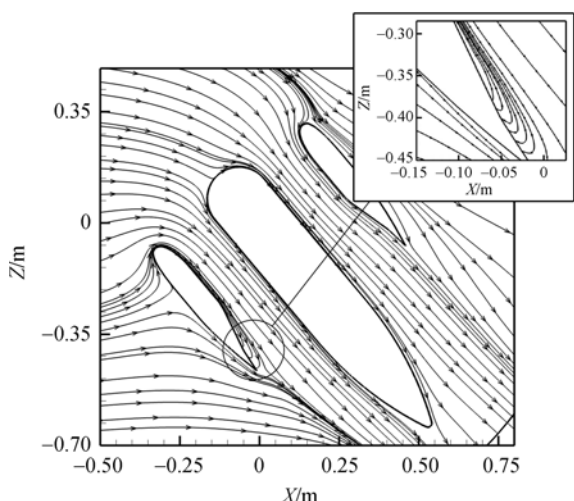


图 11 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=1.571 \text{ rad/s}$, $\alpha=50^\circ$)

Fig. 11 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5 \text{ m/s}$, $\omega=4000 \text{ r/min}$, $\dot{\theta}=1.571 \text{ rad/s}$, $\alpha=50^\circ$)

的涡, 在涵道风扇的每一个新的位置, 由于运动的存在, 涵道风扇后缘会拖出新的启动涡, 新的附面层将会形成, 这是一个新的涡分布代替旧的涡分布的过程^[18]. 新的涡分布的形成和演化需要在一定的时间尺度内完成, 但涵道风扇的运动不允许涵道在新的位置充分形成新的稳定的涡分布, 这导致了涵道风扇的涡分布或多或少地反映了上一时刻的特性. 当附面层发生分离时, 涵道风扇运动到新的位置就不仅仅是单纯新的附面层形成的问题, 还伴随着分离涡的形成和演化, 而分离涡是一种流体动能高度集中的相对稳定的结构, 其惯性要大于附面层的惯性, 因此相同雷诺数下带分离的绕流流动的迟滞特性会更加明显, 而随着俯仰角速度的增加, 这种滞后特征会更加显著.

如图 12 和图 13 所示, 来流速度为 5 m/s , 转速为 4000 r/min , 俯仰角速度为 0.524 rad/s 时, 在 70° 迎角下涵道内部分离涡已经影响到涵道前缘, 分离涡将唇口壁面与入流流体分开, 导致涵道唇口流速降低, 低压区减弱, 涵道风扇升力下降, 涵道风扇失速. 在转速为 6000 r/min 时, 由于涵道风扇螺旋桨对涵道内部流场能量注入能力较强, 涵道内部流场分离涡仅存在于下涵道部分内壁面后缘, 没有影响到涵道前缘, 因此没有失速现象.

如图 14 和图 15 所示, 在俯仰运动过程中随着俯仰角速度的增加, 涵道风扇阻力 D 增加. 通过涵道风扇阻力随迎角变化曲线可以看出, 在很

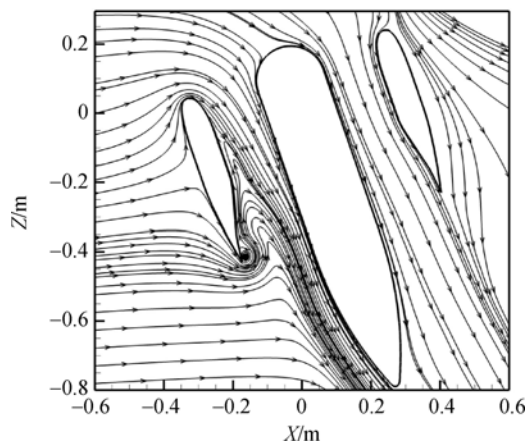


图12 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=70^\circ$)

Fig. 12 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$,

$\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=70^\circ$)

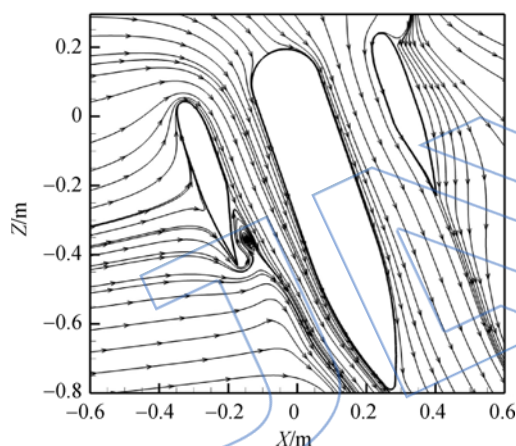


图13 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=70^\circ$)

Fig. 13 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$,

$\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=70^\circ$)

大一部分迎角范围内涵道风扇阻力为负值,实际上这个作用在纵向方向上的力表现为推力,随着俯仰角速度的增加,推力下降.在正迎角飞行时,上涵道部分产生负阻力,下涵道部分产生正阻力,涵道风扇俯仰拉起运动中,随着俯仰角速度的增大,下涵道部分低压区壁面和当地流体的相对速度增加,低压区压力降低,下涵道部分阻力增加;相反,上涵道部分低压区壁面和当地流体的相对速度降低,低压区压力增加,上涵道部分推力减小(负阻力减小),因此涵道风扇阻力增加.

如图16和图17所示,在俯仰运动过程中随

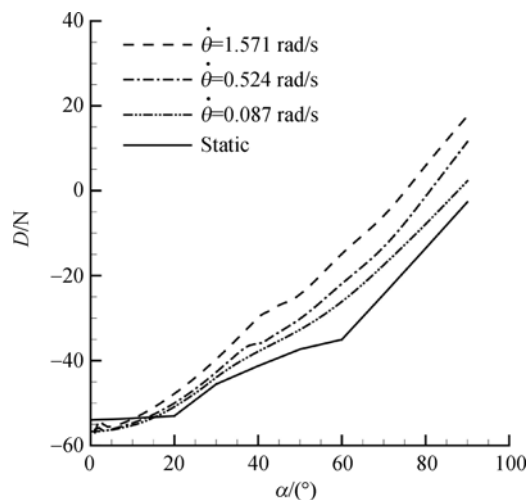


图14 不同俯仰角速度下涵道风扇阻力随迎角变化

($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

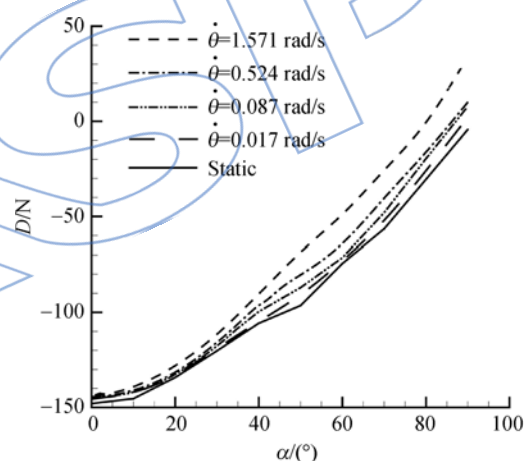
Fig. 14 D varying with α at different $\dot{\theta}$
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

图15 不同俯仰角速度下涵道风扇阻力随迎角变化

($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)

Fig. 15 D varying with α at different $\dot{\theta}$
($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)

着俯仰角速度的增加,涵道风扇俯仰力矩 M_y 下降.这是由于随着俯仰角速度增加,涵道风扇俯仰阻力矩增加,因此俯仰力矩下降.

2.4 高速飞行时涵道风扇动态流场分析

在来流速度较高的情况下,涵道风扇气动阻力随俯仰角速度变化规律如图18和图19所示.与低来流速度时类似,随着俯仰角速度的增加,涵道风扇升力和阻力增加,但高来流速度时俯仰力矩随俯仰角速度变化规律不明显.

在30 m/s来流速度时,对于涵道内流场分离情况,如图20~图21所示:定常状态($\dot{\theta}=0$)

0 rad/s), 40°迎角时涵道内部分离涡开始影响涵道前缘唇口低压区, 涵道风扇失速; 俯仰角速度为 0.524 rad/s 时, 在 40°迎角涵道内部分离仅作用于涵道扩散段, 当迎角增加到 50°时, 涵道内部分离涡开始影响涵道前缘唇口低压区. 对于涵道外流场分离情况, 如图 22~图 25 所示: 定常状态, 20°迎角时涵道背风区没有分离, 30°迎角时涵道背风区出现分离涡; 俯仰角速度为 0.524 rad/s

时, 30°迎角时涵道背风区没有分离, 40°迎角时涵道背风区出现分离涡. 综上, 高来流速度情况下, 涵道内外流场均存在分离, 且分离迎角随俯仰角速度的增加而增加.

涵道风扇在大迎角下, 涵道内部大分离使涵道风扇升力性能恶化, 失速现象明显, 涵道外部大分离降低了涵道风扇推力, 此外涵道风扇俯仰力矩变化规律紊乱, 不利于实时控制.

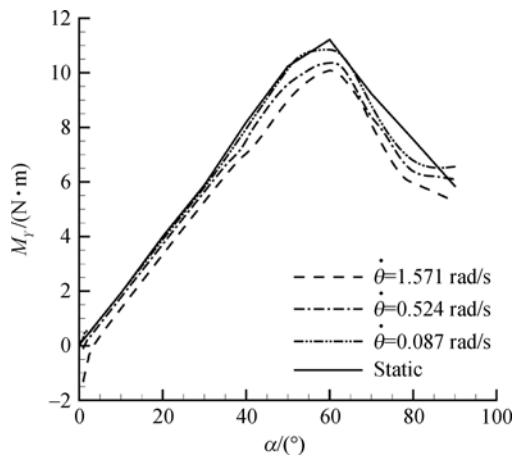


图 16 不同俯仰角速度下涵道风扇俯仰力矩随迎角变化 ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

Fig. 16 M_y varying with α at different $\dot{\theta}$ ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

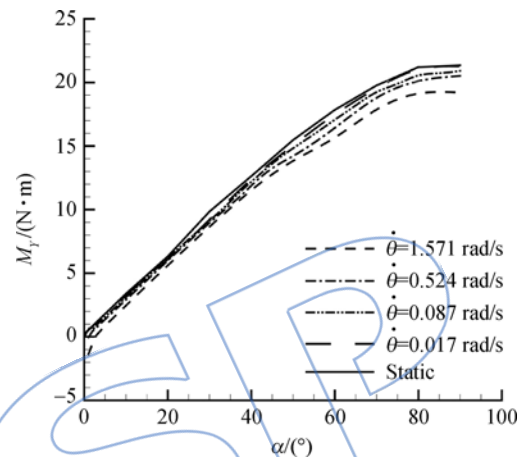


图 17 不同俯仰角速度下涵道风扇俯仰力矩随迎角变化 ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)

Fig. 17 M_y varying with α at different $\dot{\theta}$ ($u=5\text{ m/s}$, $\omega=6000\text{ r/min}$)

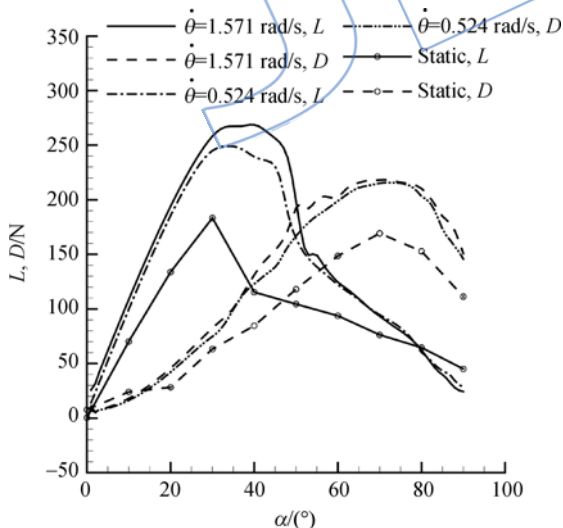


图 18 不同俯仰角速度下涵道风扇升力和阻力随迎角变化 ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

Fig. 18 L, D varying with α at different $\dot{\theta}$ ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

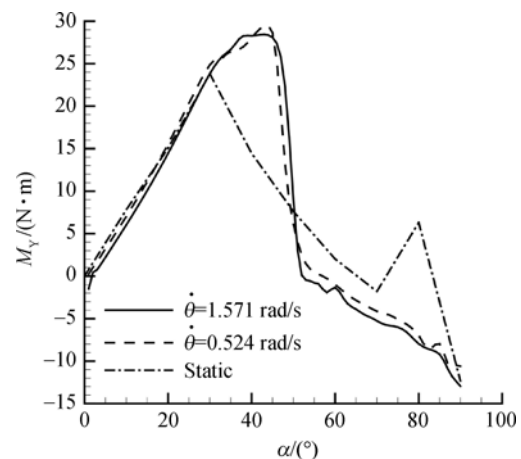


图 19 不同俯仰角速度下涵道风扇俯仰力矩随迎角变化 ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

Fig. 19 M_y varying with α at different $\dot{\theta}$ ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$)

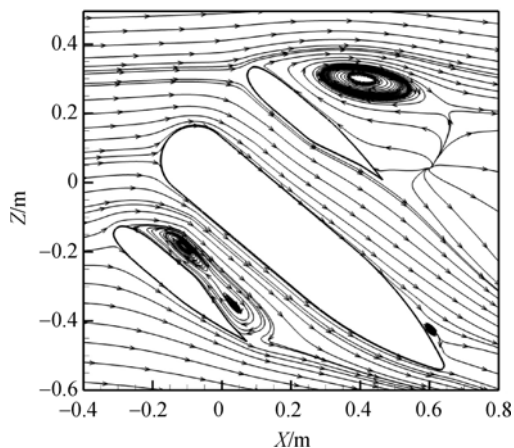


图 20 定常状态涵道风扇纵向对称面流线图
($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=40^\circ$)

Fig. 20 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane at steady state ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=40^\circ$)

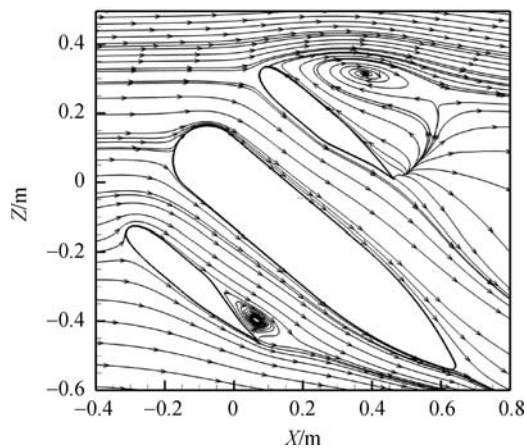


图 21 涵道风扇纵向对称面流线图

($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)
Fig. 21 Streamlines of ducted fan on its longitudinal symmetric plane ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

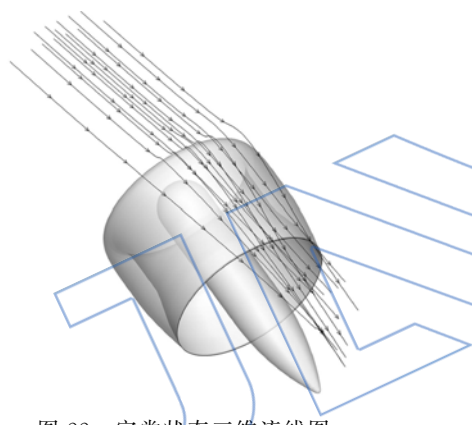


图 22 定常状态三维流线图
($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=20^\circ$)

Fig. 22 Three-dimensional streamlines at steady state
($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=20^\circ$)

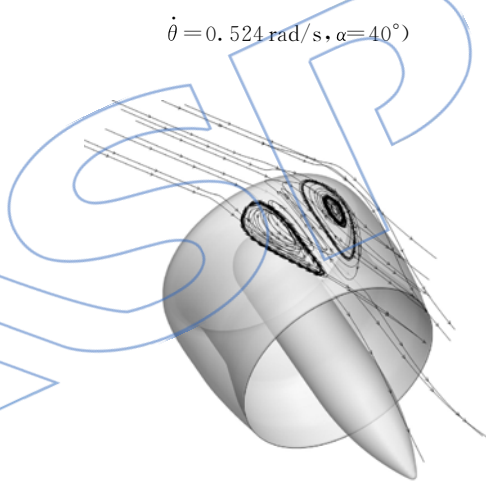


图 23 定常状态三维流线图
($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=30^\circ$)

Fig. 23 Three-dimensional streamlines at steady state
($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\alpha=30^\circ$)

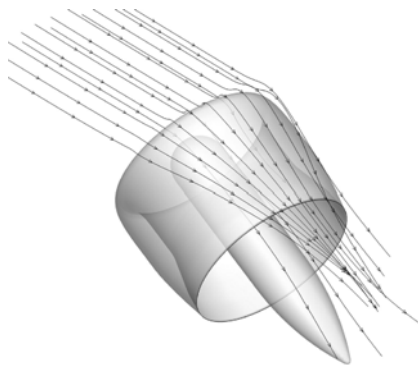


图 24 三维流线图

($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=30^\circ$)
Fig. 24 Three-dimensional streamlines ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=30^\circ$)

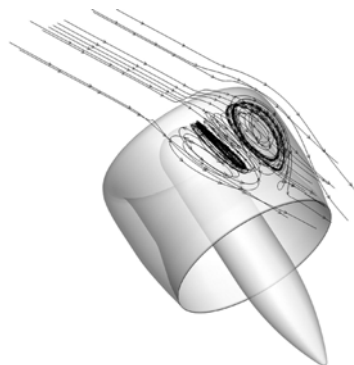


图 25 三维流线图

($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)
Fig. 25 Three-dimensional streamlines ($u=30\text{ m/s}$, $\omega=4000\text{ r/min}$, $\dot{\theta}=0.524\text{ rad/s}$, $\alpha=40^\circ$)

3 结 论

使用 CFD 方法研究了倾转涵道动力装置在倾转过渡阶段的非定常气动力及流场,本文对以下几方面问题进行了针对性说明。

1) 结合流场讨论了倾转过渡阶段涵道风扇非定常气动力随俯仰角速度的变化规律,并对引起这些变化的流动机理进行分析,探讨了涵道风扇气动力的迟滞特性。

2) 研究了发动机转速对涵道风扇倾转过渡阶段非定常气动力的影响。计算表明在低速飞行状态,发动机在高转速运行时,涵道风扇在整个倾转过渡阶段不会发生失速现象;而发动机在低转速运行时,涵道风扇在大迎角下失速。因此提高发动机转速可以提高涵道风扇失速迎角。

3) 在倾转过渡阶段,涵道风扇气动力的非定常效应明显,涵道风扇内外流场分离迎角随俯仰角速度的增加而增加。

4) 在高速大迎角飞行时,涵道风扇内外流场的分离导致其气动性能恶化,俯仰力矩曲线紊乱,因此倾转涵道飞行器在高速巡航飞行时,不利于以较快的倾转角速度进入倾转过渡阶段。

参考文献:

- [1] Stiltner B, Cotting M C, Ohanian O J. Derivation and analysis of the equations of motion for a ducted fan UAV[R]. AIAA-2011-6611, 2011.
- [2] 许和勇,叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2820-2825. XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)
- [3] Williams M H, Cho J, William N D. Unsteady aerodynamic analysis of ducted fans[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(5): 800-804.
- [4] Hall E J, Delaney R A. 3D Euler analysis of ducted propfan flowfields[R]. AIAA 90-3034, 1990.
- [5] Chang I C, Rajagopalan R G. CFD analysis for ducted fans with validation[R]. AIAA-2003-4079, 2003.
- [6] Abrego A I, Bulaga R W. Performance study of a ducted fan system[R]. San Francisco: American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, 2002.
- [7] Graf W, Fleming J, Wing N. Improving ducted fan UAV aerodynamics in forward flight[R]. AIAA-2008-430, 2008.
- [8] Miles R C, Shinji S, Daisuke K. Wind tunnel test results and performance prediction for a ducted fan with collective and cyclic pitch actuation for VTOL with efficient cruise [R]. AIAA-2011-6379, 2011.
- [9] 李建波,高正,唐正飞,等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168. LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)
- [10] 李建波,高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680-684. LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 680-684. (in Chinese)
- [11] 孔卫红,陈仁良. 旋翼/涵道/风扇升力系统的前飞气动特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 571-576. KONG Weihong, CHEN Renliang. Aerodynamic characteristics of rotor/duct/fan system in forward flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(5): 571-576. (in Chinese)
- [12] 徐嘉,范宁军,赵嵩. 涵道飞行器涵道本体气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(4): 174-177. XU Jia, FAN Ningjun, ZHAO Shu. The study on aerodynamic characteristics of duct body of ducted fan aircraft [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(4): 174-177. (in Chinese)
- [13] 蔡红明,昂海松,段文博. 一种新型涵道飞行器的设计与气动特性研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(7): 857-863. CAI Hongming, ANG Haisong, DUAN Wenbo. Design of a new ducted fan aircraft and its aerodynamic characteristic research[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(7): 857-863. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 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: 59-66.
- [16] 何辉,史爱明,叶正寅. 螺旋桨飞机超低空流场数值模拟方法研究[J]. 工程力学, 2009, 26(2): 222-226. HE Hui, SHI Aiming, YE Zhengyin. Research on numerical simulation method of propeller-driven aircraft flow fields at low altitude[J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(2): 222-226. (in Chinese)
- [17] Grunwald K J, Goodson K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10° to 110° [R]. NASA Technical Note D-995, 1962.
- [18] Hamdani H, Sun M. Aerodynamic forces and flow structures of an airfoil in some unsteady motions at small Reynolds number [J]. Acta Mechanica, 2000, 145(1/2/3/4): 173-187.