

倾转旋翼机机翼前掠角对副翼操纵性能的影响

The Influence of Tilting-Rotor Wing Sweepforward to the Aileron Drivability

马玉清 曹义华 崔峥 / 北京航空航天大学

摘要:基于倾转旋翼机飞行动力学方程与厚翼型机翼的空气动力学的相关理论,对倾转旋翼机过渡阶段复杂的旋翼流场进行了分析,论述了发动机短舱转角的变化和机翼失速拓展特性对副翼操纵性能的影响。以V-22倾转旋翼机为算例,建立了机翼有/无前掠角的实体模型,由等功率过渡段速度特性公式和迎角特性公式求出飞机在等功率过渡模式相应发动机短舱转角下的相关飞行参数,对不同发动机短舱转角下不同的模型进行了数值模拟计算。计算结果表明倾转旋翼机机翼前掠角有改善副翼在大迎角下的操纵性能的作用。

Abstract: As tilting-rotor has a complex drivability on aileron influenced by complex rotor flow field in period of transition, it can be analyzed based on tilting-rotor dynamic and thick profile wing aero dynamic theory, to reveal the influence that the engine nacelle intersection angle and wing stall development characteristics make on aileron drivability. Taking the tilting-rotor V-22 as an example, corresponding physical models have been built with different wing sweepforward angle parameters, calculating the tilting rotor flight parameter in equipower transition period with different engine nacelle intersection angle by equipower transition section speed characteristic formula and attack angle characteristic formula and made numerical simulation experiments using different models. The calculating result confirmed the theoretical analysis.

关键词: 倾转旋翼机; 操纵特性; 副翼; 前掠角; 数值模拟

Keywords: tilting-rotor; drivability; aileron; sweepforward; numeral simulation

0 引言

倾转旋翼机有两套相互耦合的气动部件。机翼在飞机模式下提供大部分的升力;旋翼在直升机模式下提供大部分的升力;在过渡模式下,机翼未完全失速时,旋翼和机翼各提供部分升力。在过渡阶段,旋翼本身随发动机短舱的转动不断改变其与机身和机翼的相对位置,而机翼则受到复杂旋翼流场的影响表现出更加复杂的气动特性与舵面操纵特性。研究在过渡阶段下倾转旋翼机舵面的操纵性能,对于把握过渡模式下飞机的飞行控制规律具有重要意义,也影响到过渡阶段飞机安全性和过渡阶段主动控制系统的研发和设计。

1 倾转旋翼机的操纵

1.1 操纵机构

由于倾转旋翼机有既固定翼飞机的飞行方式,也有直升机的飞行方式,所以该机须同时配备直升机和固定翼飞机的操纵机构^[1]。直升机操纵机构包括:发动机舱倾转操纵T型手柄、驾驶杆自动倾斜器和油门变距杆,驾驶员通过驾驶杆和油门变距杆操纵自动倾斜器;飞机模式下的操纵机构包括主操纵系统和辅助操纵系统。主操纵系统用来操纵升降舵、副翼和方向舵。辅助操纵系统用来操纵调整片、水平安定面以及起落架等。

1.2 操纵方案

由于操纵机构的复杂性,需要在不同的飞行状态下协调各操纵机构的关

系,适时的进行操纵量输入通道的选择和切换,以使飞机具有较好的操纵效率和减少通道间耦合。在直升机模式飞行时,由于飞行速度较低,气动舵面操纵效率较低,主要是靠改变旋翼螺旋桨拉力矢量进行操纵;在平飞模式时由于飞行速度较高,气动舵面操纵效率大大提高,主要靠气动舵面操纵;而在进行飞行模式转换的过渡过程,两种操纵机构同时进行操纵,由于飞机旋翼随着发动机短舱倾斜角倾斜,旋翼与机翼的相对位置在不停变化,由于旋翼桨尖处沿桨叶展向的升力梯度极大,有强烈的桨间涡产生,这种强烈的桨间涡始终处于旋翼的附近,并沿柱型涡面方向发展。V-22的旋翼直径几乎与机翼翼展相等,且机翼

距离旋翼距离也非常近,由旋翼产生的诱导速度对机翼附近的流场有着主宰作用,机翼的迎角可以表示为:

$$\alpha = \arccos \frac{\vec{V}_i \cdot \vec{V}_\infty}{|\vec{V}_i| |\vec{V}_\infty|} \quad (1)$$

其中 α 为机翼迎角, \vec{V} 为自由流来流速度,为旋翼对机翼附近流场诱导速度的和速度。而 \vec{V}_i 主要受旋翼总距、发动机功率和短舱倾斜角 i_n 的影响。由于 i_n 在过渡阶段变化剧烈($0^\circ \sim 90^\circ$),导致机翼在旋翼滑流影响下的气动力变化剧烈,且飞机各气动舵面的操纵力和力矩也发生剧烈变化,这使得过渡阶段气动操纵与拉力矢量控制之间的协调问题变得更加复杂。

1.3 过渡阶段副翼操纵

在气动舵面中,由于副翼距离旋翼最近,由比奥-萨法尔定理可知,过渡阶段副翼附近流场变化最为剧烈,副翼操纵特性也相应发生剧烈变化。通过对倾转旋翼机动力学方程^[1]进行分析,结合机翼的空气动力学特性,可知:1)飞机横向与航向存在较强耦合,飞机横航向姿态主要受旋翼拉力矢量、副翼操纵量和方向舵操纵量影响;2)副翼操纵与方向舵操纵存在固有耦合关系,副翼操纵配合方向舵操纵可以实现飞机滚转操纵与航向操纵,但是该操纵性能随着发动机短舱转角的变化而发生改变;3)副翼在发动机短舱与机身轴线夹角较小时有较好的线性特性,气动操纵效率较高;4)副翼在发动机短舱与机身轴线夹角较大时为固有非线性特性,气动操纵效率较低。

1.4 过渡阶段机翼失速拓展特性对副翼操纵效率的影响

由上述分析可知,在飞机模式下,副翼为主要的横航向操纵机构,在过渡阶段副翼亦参与了倾转旋翼机横航向姿态的控制,且操纵效率随发动机短舱角和飞行速度的改变而不停变化,当在发动

机舱与机身轴线夹角较小,副翼附近未出现气流分离时,副翼操纵效率较高;当发动机舱与机身轴线夹角较大,副翼附近气流已经出现气流分离时,副翼操纵效率较低。出于操纵性考虑,要求机翼的失速流态要先从翼根截面处开始,副翼在大迎角下还能起作用。为了分析副翼在过渡阶段的操纵特性,既需要考虑机翼在复杂旋翼流场影响下的失速拓展特性,也需要区别直升机模式-飞机模式过渡,与飞机模式-直升机模式过渡下不同的失速迥滞特性。国内尚无相关文献报告进行过相关研究,本文将利用计算流体力学方法,对这一问题进行数值模拟分析和研究。

2 数值模拟计算

2.1 计算模型

数值模拟实验模型依照V-22的真实尺寸建立,为了验证前掠角对飞机失速特性的影响,分布建立前掠角为 0° 的V-22的实体模型与前掠角为 6° (与真机参数相同)的实体模型。为了便于生成网格和节省计算资源,取机身纵向对称面分割模型,忽略发动机短舱和尾翼对机翼流场的影响,翼型模型采用文献[2]中的V-22翼型,沿机翼展现翼型和弦长均无变化。

2.2 计算网格

鉴于模型的几何外形复杂,且旋翼位置距离机翼机身较近,计算采用了非结构网格。

1) 计算域和加密区的布置

考虑到旋翼对整个流场的主宰作用,整个求解域布置与桨盘指向一致,前方远场距离旋翼为机身长度的15倍,后方远场距旋翼为机身长度的30倍,为了捕捉机翼附近的失速分离状况,加密区安排在机翼后方,宽为机翼弦长,长为半个机身长度,加密区布置方向与桨盘法线指向方向一致。这样在保证网格布置

合理的前提下节省了大量的工作量,加密区布置如图1所示,虚线为加密区域。

2) 桨盘的处理方法

本文并不着重研究旋翼的气动力,所以首先对模型进行了简化,将旋翼视为无限薄的桨盘平面。为了更好地模拟桨盘的实际流动从而提高计算精度,对桨盘处的网格进行了单独处理。首先利用CAD软件定位桨盘平面位置,然后在相应位置生成相应的面网格。

3) 在非结构三维网格中加入内部平面的方法

为了在非结构网格中加入面网格,需要根据桨盘平面所在位置分割计算域,在不同的计算域内分别生成相应的体网格,为了得到合理的网格分布,需要在计算域边界上定义网格节点分布。体网格生成完毕后得到单个模型网格总数为400万。

2.3 计算方法

由于过渡阶段旋翼的倾转较慢,在数值求解时可以认为在某一特定发动机舱倾转角 i_n 下,机翼绕流可以认为是定常的,控制方程采用雷诺平均N-S(Navier-Stokes)方程,采用基于压强的隐式求解器,对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式,选用SST $k-\omega$ 湍流模型,压力速度耦合采用Coupled算法,流动远场设置为压力远场边界。

2.4 计算工况

选取定功率转换模式为倾转旋翼机的过渡模式,假定倾转旋翼机在过渡段以

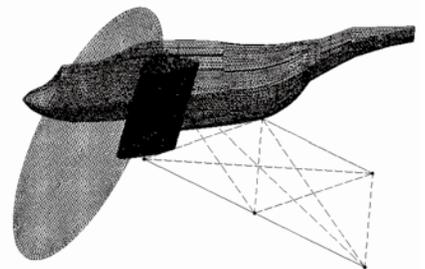


图1 计算网格

额定功率飞行,根据倾转旋翼机的发动机短舱转角特性,可以导出倾转旋翼机过渡段以额定功率飞行的拉力特性和迎角特性。

$$2T = mg + D = \Delta P \cdot S \quad (2)$$

其中 T 为旋翼拉力, m 为飞机总重, D 为空气阻力,空气阻力由文献[3]中给定, ΔP 为桨盘上的压力突变, S 为桨盘面积,总重由文献[4]中的数据给定。计算得出直升机模式下桨盘上的压力突变为: $\Delta P=2602.5\text{N/m}^2$ (3)

上述压力作为已知条件代入桨盘平面内部边界条件。根据直升机空气动力相关理论和等功率转换条件,旋翼功率表达式为: $P=TV_1+TV_0\sin(-\alpha D)=\text{const}$ (4)

其中 v_1 为旋翼诱导速度, V_0 为飞行速度。由上式与等功率过渡段速度特性公式和迎角特性公式联解,可以求出飞机在等功率过渡模式下相应发动机短舱转角 i_n 时的飞行速度,见表1。

上述速度作为已知条件代入压力远场边界条件。

3 结果及分析

本文采用数值方法对拥有 6° 前掠角和 0° 前掠角的V-22模型进行了数值模拟研究,对每个模型分别取发动机短舱角 $i_n=0^\circ, i_n=30^\circ, i_n=45^\circ, i_n=60^\circ$ 各一个算例,计算得出的机身及机翼上表面压力分布云图如图2所示。

从图中可以看出,对于前掠角 0° 模型,机翼上表面的高压区域基本为矩形分布,随着发动机短舱转角的逐渐减小(飞机模式-直升机模式过渡阶段),高压区域由机翼前缘向整个机翼上表面拓展;而对于前掠角 6° 模型,机翼上表面高压区域为三角型分布,随着发动机短舱转角的逐渐减小,该三角型高压区域逐渐向整个机翼上表面拓展。V-22的翼型有较大的相对厚度,而一般来说厚翼型的失速都是由于后缘处首先发生分离,后缘分离涡在向上游拓展过程中发生失速^[5],翼梢附近压力分布的明显不同必然导致不同前掠角下不同的失速拓展特性。

取 $i_n=45^\circ$ 算例为研究对象,对有前掠角模型和无前掠角模型沿机翼展向不同位置(机体坐标系) $y_b=1.5$ (翼根), $y_b=3.8$ (1/2展长处), $y_b=6$ (靠近翼梢)生成截面(图3)。对比可知, $y_b=1.5$ 时,前掠角 0° 模型在机翼前缘后缘都出现了分离涡,表明该截面内已有明显的气流分离出现。而前掠角 6° 模型仅在机翼后缘发生了局部的气流分离,整个机翼截面的绕流仍然接近层流流态; $y_b=3.8$ 时,前掠角 0° 模型在机翼前缘出现了明显分离涡,气流分离局部出现。前掠角模型仍然基本保持了层流流态,未出现明显的气流分离; $y_b=6$ 时,前掠角 0° 与前掠角 6° 模型机翼截面附近均未出现分离涡,说明两模型在机翼翼梢附近均保持了层流流态,副翼在该发动机转角下能够保持较高的操纵效率。

表1 过渡阶段速度表

| 转角,° | 速度/ V_0 , m/s | 转角,° | 速度/ V_0 , m/s | 转角,° | 速度/ V_0 , m/s |
|------|-----------------|------|-----------------|------|-----------------|
| -10 | 70 | -20 | 82 | -30 | 87 |
| -40 | 93 | -50 | 96 | -60 | 98 |
| -70 | 101 | -80 | 102 | -90 | 103 |

上述分析说明,无前掠角的失速分离区相较有前掠角更靠近翼梢,容易对副翼产生影响。具有 6° 前掠角的机翼在该工况下(发动机短舱转角 45°)产生的气动阻力较小,气动舵面操纵效率也较高。相对应的,V-22的短距起降模式(STOL)也是在发动机短舱转角 45° 的情况下进行起飞和降落,说明该工况下气动舵面保持了较高效能,这与数值分析结论相吻合。

图4为以 $i_n=45^\circ$ 算例,前掠角 0° 与前掠角 6° 下,机翼和机身附近流动的流线图,可以更直观的看出前掠角 6° 模型翼梢附近的流动仍然保持了层流流态,而前掠角 0° 模型在翼梢附近亦发生较明显气流分离,而前掠角亦发挥了很好的整流减阻作用。进一步分析可知,在该工况下,有前掠角的模型的副翼处在线性工作区,操纵效率较高。

4 结论

在定常条件下,通过对不带机翼前掠角和前掠角 6° 的V-22模型在过渡阶段选取特征时间节点($i_n=0^\circ, i_n=30^\circ, i_n=45^\circ, i_n=60^\circ$)

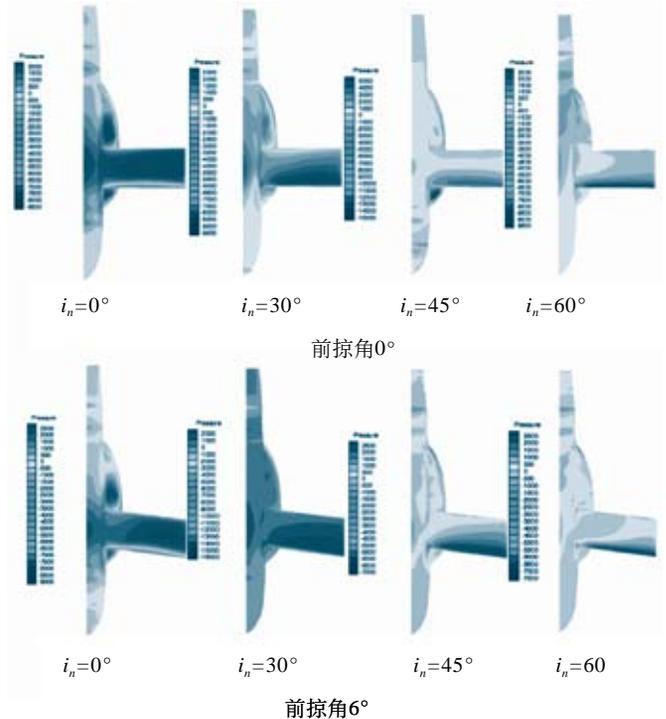


图2 压力云图

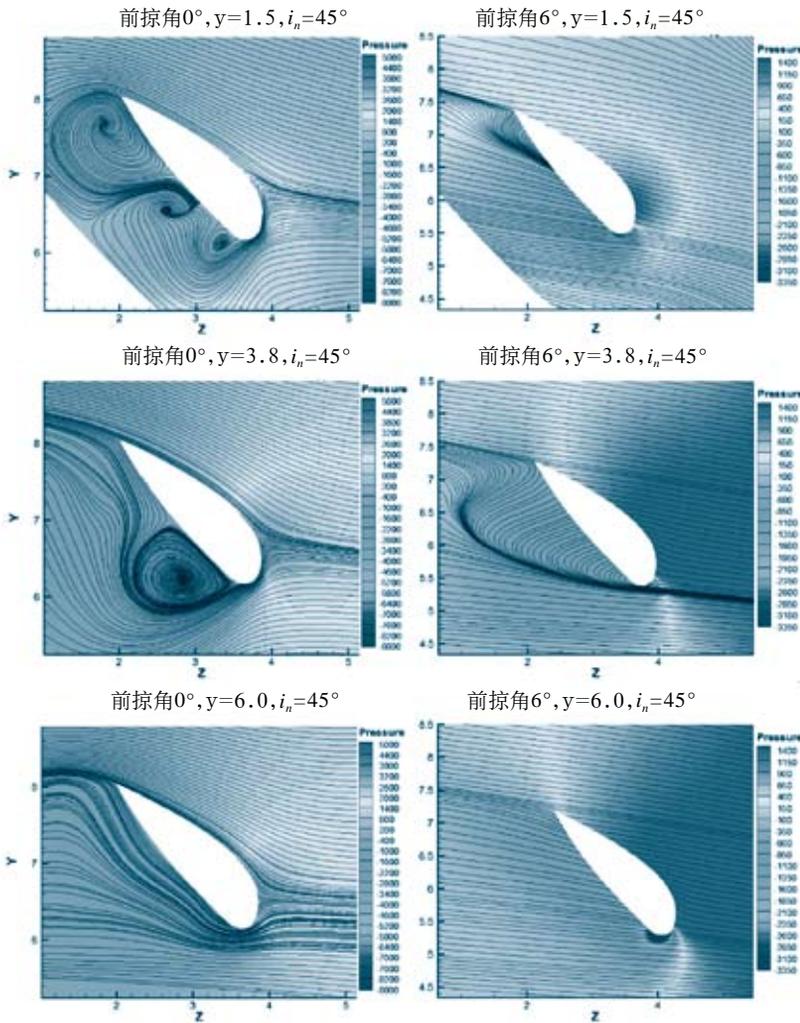


图3 截面流线图

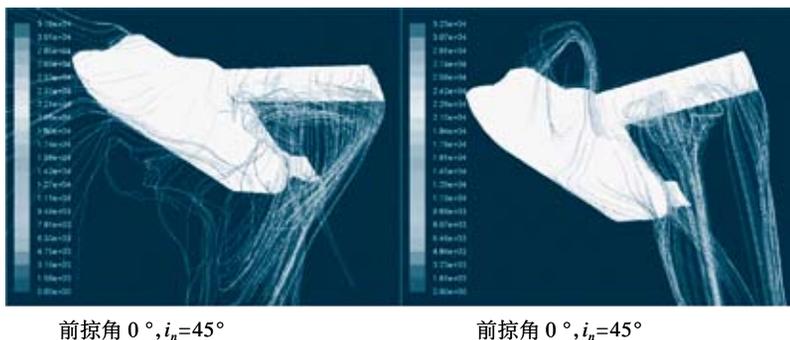


图4 三维流线图

进行了三维数值模拟,结果表明:

1) 副翼操纵性能随着发动机短舱转角的改变而发生改变。副翼在发动机短舱与机身轴线交角较小时

有较好的线性特性,气动操纵效率较高;在发动机短舱与机身轴线夹角较大时为固有非线性特性,气动操纵效率较低。

2) 有前掠角的模型机翼的机翼上的失速区域更接近翼根处,在 $i_n=45^\circ$ 时,副翼仍然有良好的气动操纵性能,但在无前掠角的情况下,副翼在该工况下基本丧失操纵能力。

3) 操纵量输入通道在发动机转角 $i_n=45^\circ$ 时应该及时在舵面操纵和矢量操纵间进行选择 and 切换,以保证对飞机进行有效的控制和减少通道间耦合。

AST

参考文献

[1] 杨军.倾转旋翼机飞行控制[M].北京:航空工业出版社,2006.

[2] Tai T C. Simulation and analysis of V-22 tiltrotor aircraft forward-flight flowfield [J]. Journal of Aircraft, March-April 1996, AIAA-1996-2477-411.

[3] 李春华,黄水林,徐国华.倾转旋翼及机翼向下载荷的计算方法及参数影响分析[J].实验流体力学,2007,21(1):13-18.

[4] Bell helicopter company.V-22 guidebook [R]. U.S. NAVAIR PMA-275 Control Number 11-607.

[5] 王友进,闫超,周涛.不同厚度翼型动态失速涡运动数值研究[J].北京航空航天大学学报,2006,32(2):153-156.

[6] Johnson W. Influence of wake models on calculated tiltrotor aerodynamics[C]. San Francisco: Proceedings of the Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference of the AHS, 2002:1-18.

[7] McCluer M S, Johnson J L. Full-span tiltrotor aeroacoustic model (FS TRAM) overview and initial testing[C]. San Francisco: Proceedings of the Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference of the AHS, 2002:1-17.

作者简介

马玉清,在读硕士研究生,研究方向为飞行力学、流体计算。