## 高速直升机共轴刚性旋翼悬停 气动特性的参数影响研究



## 胡志远,史勇杰,徐国华,温小军

南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室, 江苏 南京 210016

摘要:共轴刚性旋翼是未来高速直升机的重要发展方向,开展气动特性参数影响研究具有重要的实际指导意义。基于计算流体力学(CFD)技术,本文建立了一个计入配平分析的共轴刚性旋翼气动特性计算方法。在该方法中,采用 Navier-Stokes 方程为控制方程,使用二阶迎风的 Roe 格式进行空间离散,选取隐式 LU-SCS 格式进行时间推进,湍流模型则为 Spalart-Allmaras(S-A)模型,上下旋翼间的流场信息交换采用运动嵌套网格方法实现;通过 Newton-Rhapson 迭代方法求解 旋翼操纵增量,可实现共轴刚性旋翼的有效配平。然后,应用所建立的方法,开展了共轴刚性旋翼悬停状态下的气动性能计算,着重分析了上下旋翼间距尤其是桨叶气动外形参数对共轴刚性旋翼气动特性的影响。结果表明,负扭转可以提高共轴 刚性旋翼悬停效率,但与负扭转分布相比,采用正扭转分布,会降低共轴刚性旋翼悬停效率。

关键词:共轴刚性旋翼; 高速直升机; 气动特性; 配平; 悬停; 计算流体力学

#### 中图分类号:V211.46

文献标识码:A

高速直升机共轴刚性旋翼由两副尺寸相同、旋转方向相 反的旋翼构成,它没有常规直升机的结构复杂的挥舞铰和摆 振铰,并充分利用了高速前飞时旋翼前行桨叶动压大的特 点,使前行桨叶承担绝大部分升力<sup>[1]</sup>;另外,通过减小后行桨 叶迎角,对桨盘后行侧进行卸载,使后行桨叶产生小升力或 几乎不产生升力,从而推迟或避免了后行桨叶产生动态失速 的现象[2]。与常规旋翼相比,共轴刚性旋翼上下旋翼前行侧 桨叶所产生的升力左右对称,消除了由于单旋翼气流不对称 引起的旋翼倾侧力矩。同时,由于上下旋翼旋转方向相反、 扭矩相互抵消,可省去用于平衡反扭矩的尾桨装置,提高了 功率利用效率。与传统单旋翼直升机相比,在产生相同拉力 时,共轴刚性旋翼高速直升机所需要的旋翼直径更小。共轴 刚性旋翼兼顾悬停和高速飞行能力,具有结构紧凑、气动效 率高、机动性能和操纵性能好等优点。正是这些优点,使得 共轴刚性旋翼复合式高速直升机成为当前的研究热点,也代 表了未来高速直升机的一个重要发展方向[3]。除了最早提出 共轴刚性旋翼的美国西科斯基公司在其研制的X2及改进型 S-97 高速直升机中均采用共轴刚性旋翼外,俄罗斯的K-92

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.09.002

高速直升机方案中也使用了共轴刚性旋翼[4]。

与常规旋翼相比,共轴刚性旋翼的气动特性要复杂得 多。这是由以下几个方面引起的:(1)共轴刚性旋翼由旋转 方向相反的两副旋翼构成,这使得即便在悬停状态下,其流 场也是非定常的,需要考虑其中的配平影响<sup>[5]</sup>;(2)由于上 下旋翼之间存在严重的气动干扰,特别是在悬停状态下,下 旋翼大部分区域处于上旋翼的下洗流和尾迹之中,其流场 存在涡一涡干扰,桨一涡干扰等复杂流动现象<sup>[6-7]</sup>。

本文开展了共轴刚性旋翼悬停状态下的气动特性研究。为了真实地反映桨叶的实际运动,需要对共轴刚性旋 翼进行配平计算。但与单旋翼流场数值模拟不同的是,共 轴刚性旋翼的双旋翼会给配平计算带来很大的困难。为 此,本文采用了一个适合于悬停状态共轴刚性双旋翼的计 算流体力学(CFD)配平模型。

## 1 共轴刚性旋翼悬停气动特性计算模型

#### 1.1 CFD 求解方法

在惯性坐标系下三维非定常可压 Navier-Stokes 方程

收稿日期: 2023-05-15; 退修日期: 2023-07-06; 录用日期: 2023-08-10 基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

引用格式: Hu Zhiyuan, Shi Yongjie, Xu Guohua, et al. Parameter effect research on hovering aerodynamic characteristics of coaxial rigid rotor of high-speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(09): 15-23. 胡志远, 史勇杰, 徐国华, 等. 高速直升 机共轴刚性旋翼悬停气动特性的参数影响研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(09): 15-23.

可表示为[8]

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} \boldsymbol{W} \mathrm{d}V + \iint_{\partial S} [\boldsymbol{F}(\boldsymbol{W}) - \boldsymbol{G}(\boldsymbol{W})] \mathrm{d}S = 0 \tag{1}$$
  
其中

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{F}(\boldsymbol{W}) = \begin{bmatrix} \rho(q_n - q_b) \\ \rho u(q_n - q_b) + p \, \widehat{n}_x \\ \rho v(q_n - q_b) + p \, \widehat{n}_z \\ \rho W(q_n - q_b) + p \, \widehat{n}_z \\ \rho H(q_n - q_b) + p \, q_b \end{bmatrix},$$
(2)  
$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{W}) = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \, \widehat{n}_x + \tau_{yx} \, \widehat{n}_y + \tau_{zx} \, \widehat{n}_z \\ \tau_{xy} \, \widehat{n}_x + \tau_{yy} \, \widehat{n}_y + \tau_{zy} \, \widehat{n}_z \\ \tau_{xz} \, \widehat{n}_x + \tau_{yz} \, \widehat{n}_y + \tau_{zz} \, \widehat{n}_z \\ \varphi_x \, \widehat{n}_x + \varphi_y \, \widehat{n}_y + \varphi_z \, \widehat{n}_z \end{bmatrix}$$

式中, **W**为守恒变量; **F**(**W**)为无黏通量; **G**(**W**)为黏性通 量;  $\rho$ , p分别为流场中流体的密度和压力; u, v, w为流体的 三个速度分量; E为流体单位质量内能;  $n = (\hat{n}_x, \hat{n}_y, \hat{n}_z)$  是操 纵面的单位外法矢;  $q_n = u\hat{n}_x + v\hat{n}_y + w\hat{n}_z$ ,  $q_b = u_b\hat{n}_x + v_b\hat{n}_y + w_b\hat{n}_z$ 分别为流体的速度和网格运动速度沿网格面的 法向分量。

针对共轴刚性旋翼,为了更好地捕捉其中的复杂流动 现象和气动干扰效应,本文采用迎风Roe格式<sup>[9]</sup>对无黏量进 行空间离散,同时使用了二阶MUSCL格式对网格单元内 流场进行重构。为处理共轴上下旋翼间的相互干扰作用, 将悬停状态按非定常流场进行模拟,并采用双时间步方法 进行时间推进,同时在伪时间上使用LU-SGS时间离散格 式来加速计算收敛速度。再考虑到共轴刚性旋翼桨叶表面 边界层流动的黏性影响及分离流动现象,本文计算中湍流 模型选用Spalart-Allmaras(S-A)模型<sup>[10]</sup>。

#### 1.2 运动嵌套网格系统

本文将常用的单旋翼嵌套网格生成方法推广到共轴刚 性(双)旋翼<sup>[3]</sup>。共轴刚性旋翼在上下旋翼做旋转运动的同 时还存在桨叶变距运动,运动规律较为复杂。为了准确地 描述共轴刚性旋翼流场模拟中上下旋翼桨叶复杂的运动规 律,这里基于结构运动嵌套网格技术并结合参考文献[4]给 出的桨叶三维结构网格生成方法,生成共轴刚性旋翼结构 运动嵌套网格系统,主要包括<sup>[4]</sup>:(1)围绕共轴刚性旋翼桨 叶的C-O拓扑型结构网格,该网格与桨叶固连在一起且跟 随桨叶一起做旋转运动,用于模拟桨叶附近流场和捕捉近 场涡尾迹;(2)包含共轴刚性旋翼桨叶贴体网格的笛卡儿背 景网格,用于模拟共轴刚性旋翼空间流场、上下旋翼间干扰 及远场尾迹。为了能够更为准确地捕捉桨尖涡和上下旋翼 之间的干扰效应<sup>[11]</sup>,在背景网格中对桨尖涡形成区域和上 下旋翼之间进行了加密。

需要指出的是,共轴刚性旋翼上下旋翼之间的间距较 小,生成共轴刚性(双)旋翼嵌套网格与生成单旋翼嵌套网 格有一定的区别,且更为困难:一是上下旋翼之间存在严重 的气动干扰,为了捕捉这种干扰效应,需要对上下旋翼之间 的背景网格进行加密;二是上下旋翼桨叶的贴体网格不能 与对方桨叶实体发生重叠,这就要求桨叶贴体网格边界足 够小。同时,模拟中流场域外边界设置为Riemann远场边 界,桨叶物面为无滑移边界,并将桨叶网格外边界作为嵌套 插值边界。

#### 1.3 悬停配平分析

共轴刚性旋翼在悬停状态时,上下旋翼桨叶存在变总 距的运动。为了真实地反映桨叶的实际运动,使得旋翼总 拉力系数达到给定的目标值,同时上下旋翼满足扭矩平衡, 需要对悬停状态共轴刚性旋翼进行 CFD 配平计算。如果 直接采用 CFD 进行配平,会导致计算量急剧增加,这在科 学研究和工程实用中都是不现实的。因此,采用了本文建 立的适用于悬停状态共轴刚性旋翼的 CFD 配平计算的方 法<sup>[4]</sup>。由于共轴刚性旋翼的气动特性参数与总距之间为非 线性变化关系<sup>[12-13]</sup>,本文通过 Newton-Rhapson 迭代方法求 解旋翼操纵量。

#### 1.4 计算方法的算例验证

图 1 和图 2 分别是计算的 Caradonna-Tung 旋翼<sup>[14]</sup>在  $\theta_{0.75} = 8^{\circ}$ 、 $Ma_{iip} = 0.877$ 状态下桨叶剖面压力分布图和桨叶剖 面拉力系数沿展向分布图,由图 1 和图 2 可知,本文计算结 果与参考文献[14]的试验值吻合得比较好。

图3给出了UH-60A模型旋翼悬停性能计算结果与试 验值<sup>[15]</sup>的对比。由图3可知,虽然旋翼性能的计算是富有 挑战性的,但本文计算结果与参考文献试验值仍吻合良好, 这表明本文建立的数值方法适用于计算具有复杂气动外形 的旋翼悬停气动性能。

## 2 计算结果与分析

悬停状态下的单旋翼可认为是定常的,其拉力基本不 随方位角变化,而共轴刚性旋翼由于其上下旋翼间的相互 干扰,具有严重的非定常特性。不同于常规单旋翼悬停流 场的定常特征,共轴刚性旋翼由于其上下旋翼旋转方向相





Fig.1 The pressure distribution on the blade cross-section of the Caradona-Tung rotor in the state of  $\theta_{0.75}=8^\circ, Ma_{iin}=0.877$ 



- 图 2 Caradonna-Tung旋翼在θ<sub>0.75</sub>=8°, Ma<sub>ip</sub>=0.877 状态 下的桨叶剖面拉力系数沿展向分布
- Fig.2 The thrust coefficient distribution on the blade cross-section of the Caradona-Tung rotor in the state of  $\theta_{0.75} = 8^\circ, Ma_{tip} = 0.877$







Fig.3 The comparison between the calculated results and experiment for hovering performance of the UH–60A model rotor

了旋翼桨叶与自身尾迹的干扰外,上旋翼桨叶与下旋翼桨 叶、桨叶与另一旋翼尾迹之间、上下旋翼尾迹之间都会出现 干扰。

共轴刚性旋翼的上下旋翼轴向间距比较小,因而其干 扰影响会比常规共轴双旋翼更大。以美国高速直升机的验 证机XH-59为例,它的轴向间距约为0.14R,而俄罗斯Ka-28直升机的常规共轴双旋翼轴向间距达到了0.2R以上<sup>[4]</sup>。 这里重在研究共轴刚性旋翼的气动特性,对于旋翼结构和 桨叶形状的细节(如桨叶根部连接方式、特殊平面形状等) 不十分关注,因此算例中采用Harrington rotor-2旋翼<sup>[11]</sup>为 计算模型,其轴向间距为0.16R,符合共轴刚性旋翼的特征。 本文的算例都采用了同一尺度的网格系统,背景网格尺度 为143×168×143,网格单元数为3435432个;桨叶贴体网格 使用C-O形网格,网格尺度为177×49×74,单片桨叶网格单 元数为641802个。

#### 2.1 悬停气动性能

为了研究上下旋翼间距对共轴刚性旋翼悬停气动特性的影响,计算了目标拉力系数*C*<sub>7</sub>=0.005时、旋翼间距为1.0*h*(0.16*R*)和1.5*h*(0.24*R*)时共轴刚性旋翼的气动性能。当间距为1.0*h*时,旋翼处于配平状态,目标拉力系数*C*<sub>7</sub>=0.005;当间距为1.5*h*时,保持上下旋翼总距与间距为1.0*h*时相同,故该间距时旋翼不处于配平状态。

图4给出了不同旋翼间距时上下旋翼拉力系数和扭矩 系数随方位角的变化曲线。从图4中可以看出,随着旋翼 间距增加,最大脉冲幅值减小。随着旋翼间距增加,上旋翼 拉力变大,而下旋翼拉力减小。对于上旋翼,旋翼间距增加 后,上旋翼诱导入流受下旋翼"吸引"作用减弱,增大了其有 效迎角,表现为上旋翼拉力变大;而对于下旋翼,当旋翼间 距增加后,上旋翼在下旋翼桨盘位置处的下洗速度增大,减 小了下旋翼的有效迎角,表现为下旋翼拉力变小。同理,上 旋翼扭矩随旋翼间距增大而增加,下旋翼扭矩随旋翼间距 增加而减小。不管是拉力还是扭矩的脉冲幅值都随旋翼间 距增大而减小,这也说明旋翼间距增加后,上下旋翼之间的 干扰作用减弱。

#### 2.2 桨叶气动外形参数对悬停气动特性的影响

共轴刚性旋翼高速直升机最显著的特点就是采用了共 轴刚性旋翼来实现高速飞行,而共轴刚性旋翼气动特性与 其桨叶气动外形设计密切相关。因此,本节拟应用上节建 立的适合于共轴刚性旋翼的流场数值模拟方法,开展桨叶 气动外形设计参数对共轴刚性旋翼气动特性影响的研究。 为了便于后面的计算对比与分析,这里定义了几种共轴刚 性旋翼桨叶气动外形。

在本节算例中,主要开展共轴刚性旋翼桨叶翼型配置、 扭转分布对悬停气动特性的影响研究,其计算状态为:桨尖 马赫数 $Ma_{tip} = 0.5544$ 、拉力系数 $C_T$ 为0.002~0.008。 2.2.1 基准旋翼参数

表1给出了基准旋翼参数,其旋翼实度与X2高速直升 机(σ=0.1441)相近。为了便于对比分析,后文其他气动外 形桨叶都以此旋翼桨叶为基准,分别进行翼型配置、扭转分 布更改而给出,并保持其他旋翼桨叶参数一致。后文基准

#### 2.2.2 翼型配置方案

桨叶即指该基准旋翼桨叶。

针对共轴刚性旋翼在高速前飞时,后行桨叶内侧会出现反流区,选择反流气动特性较好的双钝头翼型<sup>169</sup>对基准旋翼桨叶进行更改设计,给出共轴刚性旋翼桨叶"翼型配置 1"方案。在该方案中,用双钝头翼型替换基准旋翼桨叶



图4 不同旋翼间距时拉力和扭矩系数随方位角 的变化曲线(C<sub>r</sub>=0.005)



表1 基准旋翼参数 Table 1 The reference rotor parameters

旋翼参数	参数值
桨叶半径 R/m	4
桨叶片数N	2+2
上下旋翼间距/m	0.17 <i>R</i>
桨叶根切 r <sub>cut</sub>	0.15
翼型弦长 c/m	0.45
旋翼实度σ	0.1431
翼型	NACA0012
扭转分布	无
平面形状	矩形

0.15*R*~0.35*R*段的NACA0012 翼型。为了增大共轴刚性旋 翼的拉力,选用升力特性较好的OA209 翼型替换"翼型配 置1"方案中0.4*R*~0.8*R*段的NACA0012 翼型,同时,针对高 速前飞时前行桨叶桨尖部分容易出现激波的现象,采用薄 翼型OA206 替换"翼型配置1"方案中0.85*R*~*R*段的 NACA0012 翼型,形成共轴刚性旋翼桨叶"翼型配置2" 方案。

表2给出了用于共轴刚性旋翼桨叶翼型配置对气动特性的影响研究的两种方案。

翼型配置	翼型配置1方案	翼型配置2方案
0.15 <i>R</i> ~0.35 <i>R</i>	双钝头	双钝头
0.35 <i>R</i> ~0.4 <i>R</i>	过渡段	过渡段
0.4 <i>R</i> ~0.8 <i>R</i>	NACA0012	OA209
0.8 <i>R</i> ~0.85 <i>R</i>		过渡段
0.85 <i>R</i> ~ <i>R</i>		OA206

表2 翼型配置方案 Table 2 The airfoil configuration scheme

#### 2.2.3 桨叶扭转分布

首先,为了提高共轴刚性旋翼的悬停效率,依据常规单 旋翼传统桨叶扭转设计方法,对基准旋翼桨叶采用线性负 扭转设计,给出了共轴刚性旋翼桨叶"负扭转"方案。其次, 为了减小共轴刚性旋翼桨叶根部的安装角,使反流与后行 桨叶的相对迎角变小,从而减小高速前飞时后行桨叶根部 的负升力和阻力,对基准旋翼桨叶采用正负扭转设计,即桨 叶内段采用线性正扭转设计,桨叶外段采用线性负扭转设 计,给出了共轴刚性旋翼桨叶"正负扭转"方案。

表3给出了用于共轴刚性旋翼桨叶扭转分布对气动特 性的影响研究的两种方案。

### 2.2.4 翼型配置的影响

图5给出了不同翼型配置方案对应的上下旋翼配平总距 随总拉力的变化曲线。从图5中可以看出:(1)在相同的共轴

表3 扭转分布方案 Table 3 The twisted distribution scheme

扭转分布	0.15 <i>R</i> ~0.4 <i>R</i>	0.4 <i>R</i> ~ <i>R</i>
负扭转方案	-10°线性负扭转,0.15R处为6°	
正负扭转	14°线性正扭转,	-9°线性负扭转,
方案	0.15R处为-0.35°	0.4R处为3.15°

刚性旋翼拉力系数时,"翼型配置2"方案中的上旋翼和下旋翼 需要的总距与基准桨叶和"翼型配置1"方案相比都要小,这是 因为"翼型配置2"方案中采用了升力特性较好的OA209和 OA206翼型替换"翼型配置1"方案中的NACA0012翼型;(2) 在相同的共轴刚性旋翼拉力系数时,"翼型配置1"方案中的上 旋翼和下旋翼需要的总距与基准桨叶基本相等,这是因为,虽 然利用了双钝头翼型替换基准桨叶桨根部分的NACA0012翼 型,但是在悬停状态下,旋翼拉力主要由桨叶外侧产生,桨叶 内侧尤其是桨根部分产生的升力较小。

图 6 和图 7 分别给出了不同翼型配置方案对应的共轴 刚性旋翼扭转系数、悬停效率随总拉力系数的变化曲线。 共轴刚性旋翼悬停效率定义为<sup>[4,17]</sup>: FM =  $C_{Teo}^{32}/(\sqrt{2}C_{Oeo})$ ,其



图5 不同翼型配置方案中的上下旋翼配平总距 随总拉力系数的变化

Fig.5 The variation of trim values of the upper and lower rotors with the total thrust coefficient in different airfoil configuration schemes

中,总拉力*C<sub>nco</sub>* = *C<sub>nu</sub>* + *C<sub>n</sub>*、总扭矩*C<sub>oco</sub>* = *C<sub>ou</sub>* + *C<sub>ou</sub>*分别为 上下旋翼拉力、扭矩之和。从图6中可以看出:(1)在相同 的总拉力系数下,"翼型配置1"方案对应的扭矩系数最大, 这是因为气流由桨叶翼型前缘吹向后缘时,双钝头翼型的 升阻特性不如传统尖后缘翼型(NACA0012),从而导致"翼 型配置1"方案桨叶内段升力减小,阻力增大;(2)在相同的 总拉力系数下,"翼型配置2"方案对应的扭矩系数最小,这 是因为OA209和OA206的升阻特性比NACA0012翼型好, 它们可以增大旋翼的升力并减小阻力。从图7中可以明显 看出,基准桨叶的悬停效率优于"翼型配置1","翼型配置 2"的悬停效率最高。



图6 不同翼型配置方案的共轴刚性旋翼扭转系数随总 拉力系数的变化

Fig.6 The variation of torque coefficient with total thrust coefficient for different airfoil configuration schemes



图7 不同翼型配置方案的共轴刚性旋翼悬停效率(FM) 随总拉力系数的变化对比

Fig.7 The variation of FM with total thrust coefficient for different airfoil configuration schemes

图8给出了目标拉力系数为C<sub>r</sub>=0.008时不同翼型配置 方案拉力系数和扭矩系数随方位角的变化曲线。由图8可 知,拉力系数与扭矩系数变化曲线都具有周期性;三种翼型 配置的拉力系数曲线稍有误差,但还是基本接近,这是因为 本文悬停配平计算设置与目标拉力系数误差达到1%以内 时计算收敛,如果配平精度设置提高,计算误差将减小,但 耗费的计算时间也将大大增加。另外,由图8中可知,"翼 型配置1"方案的扭矩系数最大,而"翼型配置2"方案的扭 矩系数最小,这与前文获得的结果是一致的。

据以上分析可以得出:双钝头翼型会降低共轴刚性旋 翼悬停效率,采用升阻特性好的翼型可以提高共轴刚性旋 翼的悬停效率。



图 8 不同翼型配置方案的拉力系数与扭矩系数随方位 角的变化(C<sub>r</sub>=0.008)

Fig.8 The variation of thrust coefficient and torque coefficient with azimuth angle for different airfoil configuration schemes ( $C_T$ =0.008)

#### 2.2.5 扭转分布的影响

图9给出了不同扭转分布方案对应的上下旋翼配平总 距随总拉力的变化曲线。由图9可知:(1)在相同的共轴刚 性旋翼拉力系数时,"负扭转"方案对应的上旋翼和下旋翼 配平总距比基准桨叶小,且在大拉力系数时小得更多,这只 是因为"负扭转"方案增大了桨叶大部分剖面安装角,从而 增大了剖面迎角;(2)在相同的共轴刚性旋翼拉力系数时, "负扭转"方案对应的上旋翼和下旋翼配平总距小于"正负





Fig.9 The variation of trim values of the upper and lower rotors with the total thrust coefficient in different torsion distribution

扭转"方案的值,这是因为"正负扭转"方案减小了桨叶内侧 的安装角,使得桨叶内侧剖面迎角减小。

图10和图11分别是不同扭转分布方案对应的共轴刚性 旋翼扭转系数和悬停效率与总拉力系数的关系曲线。从图10 和图11中可以看出:(1)在相同的总拉力系数下,基准桨叶的 扭矩系数比"负扭转"方案的要大,且悬停效率更低。随着拉 力增加,两者的扭矩系数和悬停效率相差更大,这是因为负扭 转使得旋翼桨叶的诱导速度分布更均匀一些,从而减小诱导 功率,提高悬停效率,并且在大载荷时更为明显;(2)在相同的 总拉力系数下,"负扭转"方案对应的扭矩系数比"正负扭转" 方案的要小,悬停效率更大,且随着拉力的增加,两者扭矩系 数和悬停效率相差更大,这是因为"正负扭转"方案使旋翼桨 叶诱导速度沿展向分布更不均匀,增大了诱导功率。

图12计算了目标拉力系数*C<sub>r</sub>*=0.008时不同扭转分布 方案对应的拉力系数和扭矩系数随方位角的变化曲线。由 图12可知,拉力系数和扭矩系数变化曲线都具有周期性, 且拉力系数变化曲线基本重合,在各方位角处,基准桨叶的



图10 不同扭转分布方案的共轴刚性旋翼扭转系数 随总拉力系数的变化

Fig.10 The variation of torque coefficient with total thrust coefficient for different torsion schemes



- 图 11 不同扭转分布方案的共轴刚性旋翼悬停效率(FM) 随总拉力系数的变化
- Fig.11 The variation of FM with total thrust coefficient for different torsion schemes

扭矩系数最大,而"负扭转"方案的扭矩系数最小。

根据以上分析可以得出:与无扭转分布相比,负扭转可 以提高共轴刚性旋翼的悬停效率;与负扭转分布相比,桨叶 内侧采用正扭转分布会降低共轴刚性旋翼的悬停效率。

## 3 结论

本文进行了共轴刚性旋翼悬停状态下的气动特性计算,着重开展了桨叶气动外形设计参数和上下旋翼间距对 共轴刚性旋翼悬停气动特性影响的研究,得到以下结论:

(1)算例计算结果表明,本文建立的计入配平分析的 悬停气动特性计算方法适用于共轴刚性旋翼气动性能的计 算与分析。

(2) 计算表明,双钝头翼型会降低共轴刚性旋翼的悬 停效率,因而共轴刚性旋翼宜在桨叶内侧采用双钝头翼型。



Fig.12 The variation of thrust coefficient and torque coefficient with azimuth angle for different torsion schemes ( $C_{\tau}$ =0.008)

(3)在升力分布占主导的桨叶外侧采用升阻特性好的 翼型可以提高共轴刚性旋翼的悬停效率。

(4)负扭转可以提高共轴刚性旋翼的悬停效率,但采用正扭转分布,与负扭转分布相比,会降低共轴刚性旋翼的 悬停效率。在进行共轴刚性旋翼设计时,桨叶内侧应采用 正扭转分布,而在外侧应采用负扭转分布。

(5) 对于本文算例,保持拉力系数相同,桨叶采用"翼型配置2"方案时,其悬停效率较基准桨叶最大可提高 3.2%。

#### 参考文献

- Burgess R K. The ABC<sup>™</sup> rotor : A historical perspective[C]// Proceedings of American Helicopter Society 60th Annual Forum, 2004.
- [2] Bagai A. Aerodynamic design of the X2TM technology demonstrator main rotor blade[C]// Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum,2008.

- [3] 祁浩天.基于CFD方法的共轴刚性旋翼非定常气动干扰及 噪声特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2019.
   Qi Haotian. Research on unsteady aerodynamic interaction and noise characteristics of rigid coaxial rotor based on CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [4] 温小军.高速直升机共轴刚性旋翼气动特性及参数影响研究
   [D].南京:南京航空航天大学,2014.
   Wen Xiaojun. Researches on aerodynamic characteristics and parameter effects of coaxial rigid rotor of high-speed helicopters [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [5] 张永华,赵旭,周平,等.共轴刚性直升机前飞状态气动配平与性能分析[J].航空科学技术,2020,31(2):37-45.
  Zhang Yonghua, Zhao Xu, Zhou Ping, et al. Trimming method and aerodynamic performance analysis of coaxial rigid helicopters in forward flight [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2):37-45. (in Chinese)
- [6] Ruddell A J. Advancing blade concept (ABC) TM development test program[R]. AIAA 81-2437, 1981.
- [7] 靳鹏,樊枫.直升机机身干扰对旋翼气动与噪声特性影响研 究[J].航空科学技术,2021,32(6):9-20.
   Jin Peng, Fan Feng. Study on the interaction influence of

helicopter fuselage on the rotor aerodynamics and aeroacoustics [J].Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(6):9-20. (in Chinese)

- [8] Blazek J. Computational fluid dynamics: Principles and applications, third edition[M]. UK: Elsevier Science Ltd., 2007.
- [9] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [10] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-439, 1992.
- [11] Harrington R D. Full-scale-tunnel investigation of the staticthrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.
- [12] Lakshminarayan V K, Bader J D. High resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics In hove[C]. AHS Specialist's Conference on Aeromechanics, 2008.
- [13] Lakshminarayan V K, Bader J D. Computational investigation

of small-scale coaxial rotor aerodynamics in hover[R]. AIAA 2009-1069, 2009.

- [14] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[C]. European Rotorcraft and Powered Lift Aaircraft Forum, 1981.
- [15] Lorber P F, Stauter R C, Landgrebe A J.A comprehensive hover test of the airloads and airflow of an extensively instrumented model helicopter rotor[C]// Proceedings of the 45th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1989.
- [16] 张昆.基于CFD方法的高速直升机共轴刚性旋翼的气动特

性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.

Zhang Kun. Researches on aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor of high-speed helicopter based on CFD method [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[17] 苏大成,史勇杰,黄水林,等.共轴刚性旋翼气动干扰特性研 究[J]. 航空科学技术,2015,26(11):10-18.
Su Dacheng, Shi Yongjie, Huang Shuilin, et al. Research on aerodynamic interaction effect of rigid coaxial rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26(11): 10-18.(in Chinese)

# Parameter Effect Research on Hovering Aerodynamic Characteristics of Coaxial Rigid Rotor of High-speed Helicopter

#### Hu Zhiyuan, Shi Yongjie, Xu Guohua, Wen Xiaojun

National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

**Abstract:** The coaxial rigid rotor is an important development direction of high-speed helicopters, and it is of great practical significance to carry out research on the influence of aerodynamic parameters. This paper develops a method for calculating the aerodynamic characteristics of a coaxial rigid rotor based on CFD techniques considering the trim model. The governing equations of this method are Navier-Stokes equations with the second-order upwind Roe scheme used for spatial discretization and the implicit LU-SGS scheme selected for time stepping marching. The turbulence model is Spalart-Allmaras (S-A) model, and the flow field information exchange between the upper and lower rotors is achieved by the motion chimera moving overset gird method. The rotor pitch increment is solved by Newton-Rhapson iteration method, which can realize the effective trim of coaxial rigid rotor. Then, the aerodynamic performance of the coaxial rigid rotor in hover is calculated by using the established method. The effect of the distance between the upper and lower rotors, especially the aerodynamic shape parameters of the blades on the aerodynamic characteristics of the coaxial rigid rotor is analyzed. The results show that negative torsion twist can improve the hovering efficiency of coaxial rigid rotors, but using positive twist distribution will reduce the hovering efficiency of coaxial rigid rotors, but using positive twist distribution will reduce the hovering efficiency of coaxial rigid rotors between the upper twist.

Key Words: coaxial rigid rotor; high-speed helicopters; aerodynamic characteristics; trim; hover; CFD

Received: 2023-05-15; Revised: 2023-07-06; Accepted: 2023-08-10

Foundation item: A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions