

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-10

# 倾转四旋翼机过渡状态操纵策略对结构载荷的影响分析

贺永涛, 张夏阳, 王鑫, 郑礼雄

(南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 旋翼在倾转过渡过程中存在复杂的结构载荷变化, 直接影响旋翼的使用寿命。开展过渡过程的操纵策略分析有助于摸清对旋翼结构载荷的影响规律, 为开展振动抑制等研究提供结论依据。为了研究操纵分配对旋翼动力学特性的影响规律, 建立一套倾转四旋翼机飞行动力学综合模型, 设计倾转旋翼机过渡状态两种典型操纵策略, 通过数值仿真研究固定倾转角度状态的配平特性和气动载荷特性, 以及过渡状态操纵策略对旋翼动力学特性的影响; 考虑气动与结构单向耦合作用, 将气动载荷作为外力施加至基于有限元的桨叶动力学方程, 并采用 Newmar  $k-\beta$  方法分析位移响应, 研究过渡状态操纵策略对旋翼动力学特性的影响。结果表明: 过渡状态下进行周期变距操纵能够减小旋翼气动载荷, 降低旋翼振动响应, 实现结构载荷抑制的效果。

**关键词:** 倾转四旋翼机; 振动响应; 操纵策略; 配平特性

中图分类号: V213

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

## Analysis of the influence of transition state control strategy on structural load of quad-tiltrotor

HE Yongtao, ZHANG Xiayang, WANG Xin, ZHENG Lixiong

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

**Abstract:** There are complex structural load changes in the rotor during the tilt-transition of quad-tiltrotor aircraft, which can directly affect the life of the rotor. The control strategy analysis is beneficial to reveal the influence law of the rotor structural load, which can provide a conclusion basis for the future research on vibration suppression. In order to study the influence of tilt-transition control strategy on rotor dynamic characteristics, a comprehensive flight dynamics model of tiltrotor is established, two typical control strategies of tiltrotor transition state are designed, and the trim characteristics and aerodynamic load characteristics of the fixed tilt angle state are studied through numerical simulation, as well as the influence of the transition state control strategy on the dynamic characteristics of the rotor. By considering the influence of aerodynamics on structure, the aerodynamic loads are treated as external forces applied to the blade surface, and the blade dynamics equation is solved using finite element method. The Newmar  $k-\beta$  method is used to study the displacement response, and the influence of transition state control strategy on the rotor dynamic characteristics is studied. The results show that the periodic variable-pitch control during transition flight can reduce the aerodynamic loads on the rotor, so as to the rotor vibration response, which can achieve the load reduction on the rotor structure.

**Key words:** quad-tiltrotor; vibration response; control strategy; trim characteristic

收稿日期: 2024-08-20; 修回日期: 2024-12-03

基金项目: 国家自然科学基金(12472237); 某专项项目(FKFB2023110833); 航空科学基金(2024Z010052002); 中国科协青年人才托举工程、科技智库青年人才计划(2022QNRC001, XMSB20240710072); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 张夏阳(1991-), 男, 副教授, 博士。E-mail: zhangxiayang@nuaa.edu.cn

引用格式: 贺永涛, 张夏阳, 王鑫, 等. 倾转四旋翼机过渡状态操纵策略对结构载荷的影响分析[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 1-10.  
HE Yongtao, ZHANG Xiayang, WANG Xin, et al. Analysis of the influence of transition state control strategy on structural load of quad-tiltrotor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(X): 1-10. (in Chinese)

## 0 引言

与传统飞行器相比,倾转四旋翼机是一种新构型飞行器,其可通过机翼端部短舱-旋翼系统的倾转运动实现直升机模式和固定翼飞机模式的切换,兼具直升机和固定翼飞机的构型特点,因其同时具备直升机的垂直起降、悬停、侧飞特性以及固定翼飞机的特性,成为飞行器领域的研究热门之一<sup>[1]</sup>。

倾转旋翼类飞行器具有比传统飞行器更大的飞行包线,其在广泛的飞行包线上运行。如倾转双旋翼飞行器,其速度可达 500 km/h。当然,这样的机动范围对于常规直升机来说是难以达到的。但在某些特定的操纵过程中,对某些结构部件施加的载荷导致了很高的疲劳使用率,超出了设计限制。这些高载荷的情况一般发生在比如像高速飞行的飞机模式这样的高气流流入条件下,或者发生在转换模式,为了尽量减少旋翼/传动系统和机身的操纵负荷,在保证操纵品质的情况下,通过合适的操纵甚至引入载荷减缓控制律是十分有必要的<sup>[2]</sup>。

在倾转旋翼机全机建模和飞行控制研究方面,国外 Johnson<sup>[3]</sup>率先建立了 XV-15 的动力学模型,研究了带有观测器的优化控制器对减轻倾转旋翼机阵风响应的影响。通过单一控制自动倾斜器的总距,周期变距和机翼的襟副翼的偏转角度,表明该控制器能够增加机翼模态阻尼并有效减轻机翼振动和桨盘载荷。1984 年,Settle 等<sup>[4]</sup>建立了 V-22 倾转旋翼机的缩比模型,在美国国家航空航天局兰利研究中心风洞中开展了型号试验,试验结果表明缩比模型的实验结果与全尺寸机型的性能和控制需求具有一致性,为倾转旋翼机的设计和建模提供了参考,尤其是过渡阶段的控制系统设计;1986 年,Nasu<sup>[5]</sup>以 XV-15 为研究对象,基于谐波平衡方法设计控制律,研究了闭环周期变距控制对倾转旋翼机稳定性的影响,表明采用周期变距控制可以增加倾转旋翼机的气弹稳定性;1991 年,Aken<sup>[6]</sup>在文献[5]的基础上建立了 CAM-RAD/JA 全机飞行动力学模型,增加考虑了机身刚体模态、万向铰运动、桨叶变距等因素。国内 2000 年以后开始系统研究倾转旋翼相关技术,经过十几年发展已取得很多成果。陈仁良团队在倾转旋翼飞行器的配平及操纵策略上展开了详细的

研究<sup>[7]</sup>。

同时,旋翼的振动特性分析和抑制一直是直升机技术发展重点之一,传统载荷分析方法多基于旋翼本体施加额外的控制自由度,如后缘小翼、高阶谐波等<sup>[8-9]</sup>,旋翼降载较少考虑协同操纵的影响,但正不断引起重视<sup>[10-11]</sup>。针对传统直升机,代尔夫特理工大学的 Varriale 等<sup>[10]</sup>通过增加全动平尾控制,能实时调控平尾角度实现全机升力的变化,参数影响研究表明:利用平尾协同操纵可以显著减少中到大速度前飞时的旋翼纵向周期变距,从而降低由于周期变距操纵产生的桨毂载荷,即通过操纵优化能有效降低旋翼的结构载荷。在倾转旋翼机研究方面,Miller 等<sup>[11]</sup>研究了用于倾转旋翼机的载荷减缓系统,通过采用协同控制全机不同舵面能有效减少传动轴负载、旋翼桨毂力矩和桨叶挥舞响应,但并未考虑复杂的过渡状态;Umberto<sup>[12]</sup>基于扩展谐波分解方法优化了倾转旋翼机的飞行控制律,在保证飞行品质不变的前提下减轻了振动载荷。国内李鹏<sup>[13]</sup>采用数值模拟方法和试验手段开展了倾转旋翼机非定常气动特性分析及气动设计研究,使用 CFD 方法对倾转旋翼过渡状态等非定常流动特性开展了深入的数值模拟研究,分析和揭示了不同飞行状态下倾转旋翼机的非定常流动机理及操纵策略。目前国内在旋翼过渡状态流场方面取得了一些进展,尽管在旋翼操纵分配和载荷抑制方面也获得了一些科研项目支撑,但公开发表的文献相对较少。

现有倾转旋翼动力学分析多集中于悬停和前飞状态,过渡状态较少考虑动力学建模的影响;传统过渡状态飞行策略多针对飞行控制开展,较少考虑对旋翼结果载荷的影响。基于该现状,本文开展倾转四旋翼机旋翼动力学特性的操纵策略影响分析,建立一套倾转四旋翼机飞行动力学模型,提出两种过渡状态操纵策略;基于冗余配平方法研究操纵分配对旋翼动力学特性的影响规律,以期开展振动抑制等研究提供结论依据。

## 1 倾转旋翼机模型

倾转四旋翼机与倾转双旋翼飞行器以及纵列式直升机在构型以及功能配置上有某些相似之处,因此应用于这些飞行器中的研究方法能在倾转四旋翼机的研究中起到一定的参考作用,其中

包括飞行动力学建模、操纵策略及倾转走廊,以及飞行控制系统设计等方面<sup>[14]</sup>。

本文研究的倾转四旋翼机具有四副旋翼与两对机翼,后机翼含有副翼操纵舵面,机身尾部的垂尾含有方向舵操纵舵面,如图1所示。具体构型参数如表1所示。

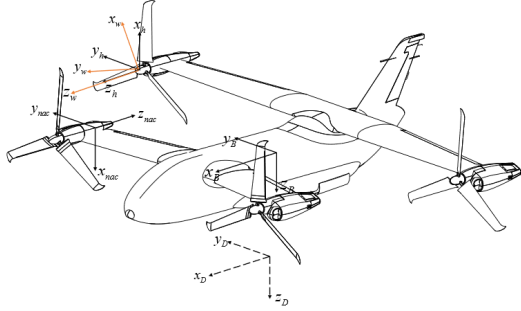


图1 倾转四旋翼机<sup>[15]</sup>  
Fig. 1 Quad-tiltrotor<sup>[15]</sup>

表1 倾转四旋翼机主要参数  
Table 1 quad-tiltrotor main parameters

参数	数值/定义	参数	数值/定义
机长/m	4.7	旋翼翼型	组合翼型
机高/m	1.3	旋翼半径/m	0.8
前翼展/m	3.2	旋翼根切	10%
后翼展/m	3.2	旋翼转速/rpm	2 700
前机翼安装角/°	3.0	桨叶片数	3
后机翼安装角/°	3.0	旋翼纵向间距/m	1.6
机翼翼型	CLARKYM15	最大起飞质量/kg	400

为了使旋翼/螺旋桨的入流更符合实际情况,旋翼/螺旋桨的诱导速度采用Pitt-Peters动态入流模型来表征桨盘平面入流的非均匀性和动态特性。桨盘平面上任一点的无量纲诱导速度可表示为一阶谐波的形式<sup>[16]</sup>,如下所示:

$$v_i = v_0 + v_{1c} \bar{r} \cos \psi + v_{1s} \bar{r} \sin \psi \quad (1)$$

式中: $v_0$ 、 $v_{1c}$ 、 $v_{1s}$ 分别为旋翼均匀入流无量纲项、一阶余弦入流无量纲项和一阶正弦入流无量纲项; $\psi$ 为桨叶方位角; $\bar{r}$ 为桨叶展向位置无量纲。

诱导速度分布可通过求解下面这组线性微分方程获得:

$$[M] \begin{pmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_{1s} \\ \dot{\lambda}_{1c} \end{pmatrix} + [V][\tilde{L}]^{-1} \begin{pmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_{1s} \\ \lambda_{1c} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{Ta} \\ C_{La} \\ C_{Ma} \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中: $C_{Ta}$ 、 $C_{La}$ 、 $C_{Ma}$ 分别为由旋翼/螺旋桨气动力引起的旋翼/螺旋桨拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数; $[M]$ 为时间常数矩阵; $[V]$ 质量流量参数矩阵。

$[\tilde{L}]$ 是耦合或增益矩阵,表达式为

$$[\tilde{L}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 & -\frac{15\pi}{64} \sqrt{\frac{1-\sin\chi}{1+\sin\chi}} \\ 0 & \frac{-4}{1+\sin\chi} & 0 \\ \frac{15\pi}{64} \sqrt{\frac{1-\sin\chi}{1+\sin\chi}} & 0 & \frac{-4\sin\chi}{(1+\sin\chi)} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $\chi = \tan^{-1}\left(\frac{\lambda_0 + \bar{V}_c}{\mu}\right)$ 为尾迹倾斜角; $\bar{V}_c$ 为入流比; $\lambda_0$ 为旋翼/螺旋桨自由来流入流比; $\mu$ 为旋翼/螺旋桨前进比。

本文主要考虑旋翼对机翼的气动干扰效应,忽略旋翼以及其他部件之间的干扰。

## 2 过渡状态操纵策略

### 2.1 完全总距操纵

完全总距操纵方式只用到4副旋翼/螺旋桨的总距,通过总距杆同向改变4副旋翼/螺旋桨的总距来实现升力操纵,即总距联动;通过纵向操纵杆差动改变前、后旋翼/螺旋桨的总距来实现俯仰操纵,即前、后旋翼/螺旋桨总距差动;通过横向操纵杆差动改变左、右旋翼/螺旋桨的总距来实现滚转操纵,即左、右旋翼/螺旋桨总距差动;通过航向操纵杆差动改变对角旋翼/螺旋桨的总距来实现偏航操纵,即对角旋翼/螺旋桨总距差动。

### 2.2 复合操纵策略

直升机模式小速度情况下,机体的俯仰运动主要通过旋翼纵向周期变距联动或前后旋翼总距差动实现,随着旋翼短舱倾转以及速度增大,襟副翼的操纵功效增大,此时俯仰运动主要通过前、后襟副翼差动实现。机体的滚转运动主要通过旋翼横向周期变距联动或左右旋翼总距差动实现,随着旋翼短舱倾转以及速度增大,襟副翼的操纵功

效增大,此时俯仰运动主要通过左右襟副翼差动实现。此外,直升机模式下的偏航运动通过前后纵向周期变距差动实现,固定翼模式下的偏航运动通过左右旋翼总距差动实现<sup>[17-18]</sup>。

与完全总距操纵不同,复合操纵策略配平过程保持前后总距不变。

最终确定基本操纵策略:

1) 直升机模式下操纵方式

$$U = [\delta_{\text{ver,cc}} \delta_{\text{lon,cc}} \delta_{\text{lat,cc}} \delta_{\text{yaw_\text{loncyc}}}]^T$$

2) 飞机模式下操纵方式

$$U = [\delta_{\text{ver,cc}} \delta_{\text{lon\_ail}} \delta_{\text{lat\_ail}} \delta_{\text{lat\_cc}}]^T$$

式中: $\delta_{\text{ver,cc}}$ 为总距联动; $\delta_{\text{lon,cc}}$ 为前后旋翼总距差动; $\delta_{\text{lat,cc}}$ 为左右旋翼总距差动; $\delta_{\text{yaw_\text{loncyc}}}$ 为左右旋翼纵向周期变距差动; $\delta_{\text{lon\_ail}}$ 为前后襟副翼差动; $\delta_{\text{lat\_ail}}$ 为左右襟副翼差动; $\delta_{\text{lat\_cc}}$ 为左右旋翼总距差动。

$$\begin{cases} \theta_{0,1} = \frac{\partial \theta_{0,1}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} + \frac{\partial \theta_{0,1}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} + \frac{\partial \theta_{0,1}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \theta_{0,1}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \theta_{0,2} = \frac{\partial \theta_{0,2}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} + \frac{\partial \theta_{0,2}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} - \frac{\partial \theta_{0,2}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} - \frac{\partial \theta_{0,2}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \theta_{0,3} = \frac{\partial \theta_{0,3}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} - \frac{\partial \theta_{0,3}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} + \frac{\partial \theta_{0,3}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \theta_{0,3}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \theta_{0,4} = \frac{\partial \theta_{0,4}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} - \frac{\partial \theta_{0,4}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} - \frac{\partial \theta_{0,4}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \theta_{0,4}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\frac{\partial \theta_{0,i}}{\partial \delta_{\text{ver}}}$ 为总距杆操纵总距系数。

旋翼纵向周期变距表示为

$$\begin{cases} B_{1,1} = \frac{\partial B_{1,1}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ B_{1,2} = \frac{\partial B_{1,2}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ B_{1,3} = \frac{\partial B_{1,3}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ B_{1,4} = \frac{\partial B_{1,4}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \end{cases} \quad (5)$$

襟副翼偏转角表示为

$$\begin{cases} \delta_{\text{flap},1} = \frac{\partial \delta_{\text{flap},1}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},1}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},1}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},1}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \delta_{\text{flap},2} = \frac{\partial \delta_{\text{flap},2}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},2}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} - \frac{\partial \delta_{\text{flap},2}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},2}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \delta_{\text{flap},3} = \frac{\partial \delta_{\text{flap},3}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} - \frac{\partial \delta_{\text{flap},3}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} - \frac{\partial \delta_{\text{flap},3}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},3}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \\ \delta_{\text{flap},4} = \frac{\partial \delta_{\text{flap},4}}{\partial \delta_{\text{ver}}} \cdot \delta_{\text{ver}} - \frac{\partial \delta_{\text{flap},4}}{\partial \delta_{\text{lon}}} \cdot \delta_{\text{lon}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},4}}{\partial \delta_{\text{lat}}} \cdot \delta_{\text{lat}} + \frac{\partial \delta_{\text{flap},4}}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \cdot \delta_{\text{yaw}} \end{cases} \quad (6)$$

表2 倾转四旋翼机复合操纵策略

Table 2 quad-tiltrotor compound control strategy

飞行模式	俯仰通道	滚转通道	偏航通道	垂向通道	前向通道
直升机模式	$\delta_{\text{lon,cc}}$	$\delta_{\text{lat,cc}}$	$\delta_{\text{yaw_\text{loncyc}}}$	$\delta_{\text{ver,cc}}$	—
过渡模式	$\delta_{\text{lon,cc}}$ $\delta_{\text{lon,ail}}$	$\delta_{\text{lat,cc}}$ $\delta_{\text{lat,ail}}$	$\delta_{\text{yaw_\text{loncyc}}}$ $\delta_{\text{lat,cc}}$	$\delta_{\text{ver,cc}}$	$\delta_{\text{ver,cc}}$
固定翼模式	$\delta_{\text{lon,ail}}$	$\delta_{\text{lat,ail}}$	$\delta_{\text{lat,cc}}$	—	$\delta_{\text{ver,cc}}$

参考倾转双旋翼飞行器中操纵策略的处理方法,在每个通道中引入杆量位置作为操纵输入的变化量,并且每个杆量位置的变化范围都为0~1之间,用 $\delta$ 表示为

$$\delta = [\delta_{\text{ver}}, \delta_{\text{lon}}, \delta_{\text{lat}}, \delta_{\text{yaw}}]^T$$

式中: $\delta_{\text{ver}}$ 为总距杆操纵量,范围0~1; $\delta_{\text{lon}}$ 为纵向操纵杆操纵量,范围-1~1; $\delta_{\text{lat}}$ 为横向操纵杆操纵量,范围-1~1; $\delta_{\text{yaw}}$ 航向操纵杆操纵量,范围-1~1。

旋翼总距表示为

### 3 旋翼载荷分析

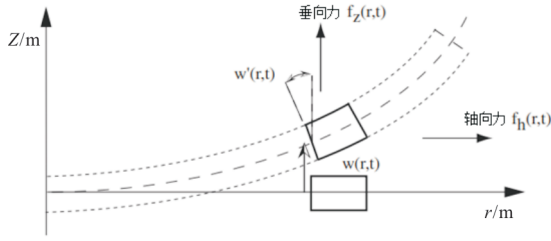
#### 3.1 桨叶动力学方程

采用 Euler-Bernoulli 假设建立桨叶弹性梁模型,桨叶任意剖面的挥舞弯矩可以表示为

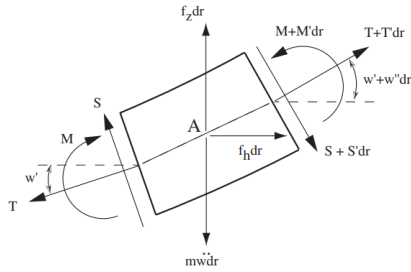
$$M(r) = EI_f(r)w(r)'' \quad (7)$$

式中: $M(r)$ 为剖面弯矩; $r$ 为剖面径向位置; $EI_f(r)$ 剖面挥舞弯曲刚度; $w(r)$ 为剖面挥舞方向位移。

以桨叶挥舞运动为例,采用牛顿法建立桨叶动力学方程。首先分析桨叶微段的受力情况,如图 2 所示。



(a) 桨叶挥舞平面受力图



(b) 桨叶微段受力平衡图

图 2 挥舞面内桨叶微段受力图

Fig. 2 Microsegment force diagram of blade in flapping plane

挥舞方向的力平衡方程:

$$f_z dr - dS - m\ddot{w}dr - T \frac{dw}{dr} + (T + dT) \left( \frac{dw}{dr} + \frac{d^2 w}{dr^2} dr \right) = 0 \quad (8)$$

略去二阶导数项,上式可进一步简化为

$$\frac{dS}{dr} = f_z - m\ddot{w} + \frac{d(T \frac{dw}{dr})}{dr} \quad (9)$$

由点 A 处的力矩平衡方程可知:

$$M + Sdr - M - \frac{dM}{dr} dr = 0 \quad (10)$$

最终得到桨叶挥舞弯曲运动方程为

$$\begin{cases} m\ddot{w} + (EI_f w'')'' - (T w')' = f_z(r, t) \\ T = \int_r^R m \Omega^2 \rho d\rho \end{cases} \quad (11)$$

#### 3.2 桨叶有限元模型

由于模型旋翼的挥舞刚度和线密度沿桨叶展向是非线性分布的,上述微分方程并没有解析解,需通过数值方法进行求解。采用有限元方法对桨叶动力学方程进行离散,建立 12 自由度的梁单元模型如图 3 所示,每个单元的端部节点包含 6 个自由度,为保证计算精度,沿桨叶布置了 100 个有限单元。

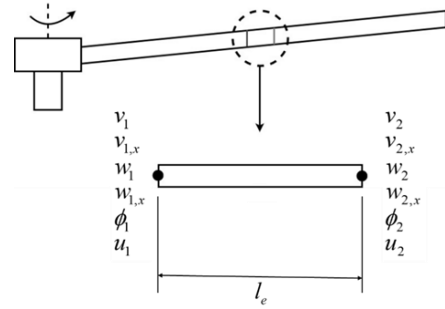


图 3 桨叶有限元节点自由度

Fig. 3 Blade finite element node freedom

单元节点位移向量定义为

$$q_i^T = [v_1, v_{1,x}, v_2, v_{2,x}, w_1, w_{1,x}, w_2, w_{2,x}, \phi_1, \phi_2, u_1, u_2] \quad (12)$$

为保证单元内部变形的连续性,摆振自由度  $v$  和挥舞自由度  $w$  采用了三次插值形函数,轴向拉伸自由度  $u$  和扭转自由度  $\phi$  则采用了线性插值形函数,具体表达式为

$$\{\Phi_v\} = \{\Phi_w\} = \begin{bmatrix} 1 - 3\xi^2 + 2\xi^3 \\ l_i(\xi - 2\xi^2 + \xi^3) \\ 3\xi^2 - 2\xi^3 \\ l_i(-\xi^2 + \xi^3) \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\{\Phi_\phi\} = \{\Phi_u\} = \begin{bmatrix} 1 - \xi \\ \xi \end{bmatrix} \quad (14)$$

第  $i$  个梁单元任意位置位移  $x(\xi)$  为

$$x(\xi) = \begin{bmatrix} v(\xi) \\ w(\xi) \\ \phi(\xi) \\ u(\xi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_v^T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Phi_w^T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Phi_\phi^T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Phi_u^T \end{bmatrix} q_i \quad (15)$$

式中： $\Phi$ 的下标 $v, w, \phi, u$ 分别为摆振位移形函数，挥舞位移形函数，扭转位移形函数和轴向拉伸位移形函数； $\xi = x_i/l_i$ ， $x_i$ 为第 $i$ 个梁单元任意剖面距离单元原点的长度， $l_i$ 为单元段长度。

将位移 $x(\xi)$ 代入梁单元的应变能、动能和外载荷虚功表达式中，可以得到单元的刚度矩阵 $K_e$ 、质量矩阵 $M_e$ 和外载荷向量 $F_e$ 。最后根据单元节点位移协调条件和力平衡条件对桨叶离散单元的矩阵进行组装并在根部位置施加对应的边界条件，得到整片桨叶的动力学方程：

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F \quad (16)$$

针对上述方程，本文采用Newmark- $\beta$ 法求解旋翼桨叶运动微分方程，该数值方法计算稳定、效率较高。

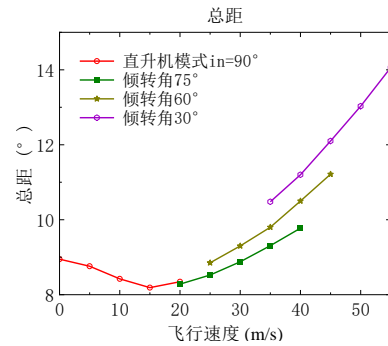
## 4 配平特性分析

飞行器的配平特性是进行飞行力学研究的基础，它反映了机体所受的力和力矩的平衡关系。在以上提出的基准操纵策略基础上，设置不同的旋翼/螺旋桨短舱角，便可以对倾转四旋翼机进行不同飞行模式下的配平计算<sup>[19-20]</sup>。

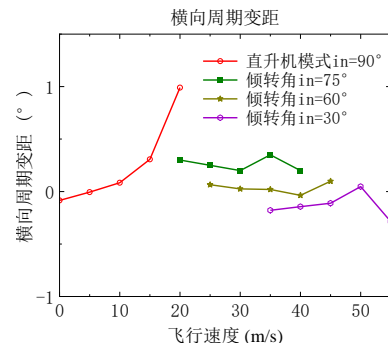
配平计算的过程中，飞行器做定常直线飞行，并且涉及到的基本参数有：重量为400 kg，空气密度1.225 kg/m<sup>3</sup>，旋翼/螺旋桨转速固定为2700 r/min等。本文计算了全模式下5个短舱角状态，分别为：短舱角90°（直升机模式）、短舱角75°（倾转过渡模式）、短舱角60°（倾转过渡模式）、以及短舱角30°（倾转过渡模式）。

倾转四旋翼机在以直升机模式飞行时，受旋翼功率限制，速度最大不可超过32 m/s，否则将难以实现倾转，所以在进行相应的计算时最大速度到20 m/s，在飞行器以倾转过渡模式以及飞机模式飞行时，都具有一定的初始速度以便机翼能产生足够的升力来克服飞行器的重力，并且在飞机模式下最大的计算速度设置为60 m/s。模式配平计算结果如图4所示，包括飞行器操纵量以及姿态

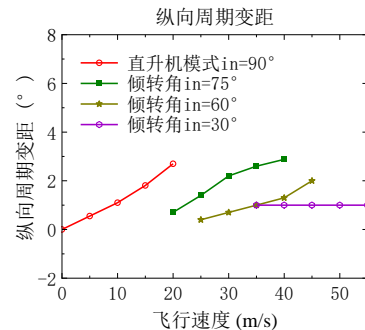
随速度的变化。



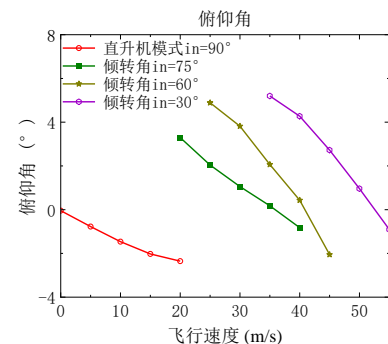
(a) 总距



(b) 横向周期变距



(c) 纵向周期变距



(d) 俯仰角

图4 倾转四旋翼机过渡状态配平结果  
Fig. 4 Tilting quadcopter transition trim results

从图4可以看出:直升机状态总距杆配平曲线为马鞍形,总距随着前飞速度的增大,先增加后减小之后再增加,与常规直升机操纵特征保持一致。随着短舱倾角增大,总距杆杆量增大趋势与飞行速度保持一致,通过增加总距提供固定翼模式速度增加所需要的旋翼拉力。在直升机模式下,纵向周期变距逐渐增大,这是因为在前飞速度10~20 m/s的过程中旋翼的下洗干扰逐渐从机翼上偏移,并且机翼滑流区的气动中心在重心之后,所以此时旋翼气动干扰产生的抬头力矩逐渐减小,需要增加纵向周期变距进行俯仰力矩的平衡。结果表明,不同模式下俯仰角随着前飞速度的增加而不断减小,从而使得机体前向力分量不断增加。

## 5 气动特性

将上节的配平结果作为已知量,对旋翼前飞过程中的气动载荷进行计算,也就是前飞过程中倾转四旋翼机处于配平状态,得到不同状态下旋翼的气动特性。

其中倾转四旋翼机前飞过程中有多种因素影响桨叶的气动载荷,主要有入流方法、前飞速度、操纵策略、配平操纵量等等<sup>[21]</sup>,以上3种因素都对气动载荷有影响,操纵量和倾转角与前飞速度和操纵策略有关,前面进行了配平状态计算,本节将研究操纵策略对桨叶气动载荷的影响。

本文选用0.9R剖面进行气动载荷分析以体现峰值的大小,计算状态选取前飞速度为10、20、30、40、50 m/s,基于不同的操纵策略,在给定配平状态下,计算0.9R剖面处的不同气动载荷,以下是相关计算结果。

在方位角 $\varphi$ 为 $90^\circ$ 、 $270^\circ$ 附近,桨叶载荷变化比较陡峭。这是由于在前飞状态下,桨盘的前行和后行边气动环境复杂,考虑周期变距操纵及桨叶几何扭转带来的安装角变化和诱导速度 $v_i$ 的不均匀分布,不像悬停时气动特性是静态的,且桨尖速度较大,载荷变化会比较大,且飞行过程中左后旋翼功率大于左前旋翼,因此本文给出左后旋翼数据,计算结果如图5~图6所示。

在前飞速度40 m/s,基于两种操纵策略,对旋翼的气动载荷进行计算,得到不同操纵策略下旋翼桨叶气动载荷在0.9R剖面处分布(如图7所示)。

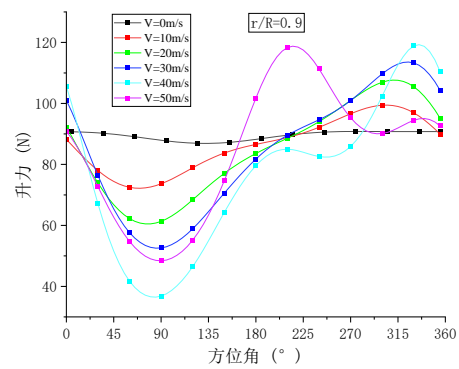


图5 气动载荷随方位角分布图

Fig. 5 Aerodynamic load distribution with azimuth

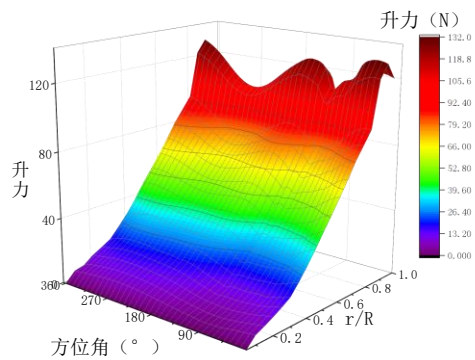


图6 气动载荷随展向-周向分布图

Fig. 6 Aerodynamic load distribution with spanwise and circumferential

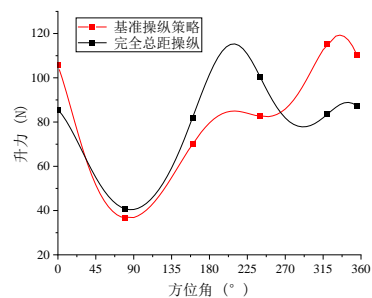


图7 不同操纵策略下气动载荷随方位角分布图

Fig. 7 Distribution of aerodynamic load with azimuth under different maneuvering strategies

## 6 动力学特性

### 6.1 桨叶固有特性验证

对SA349/2旋翼非均质桨叶的固有特性进行计算,得到的SA349/2旋翼桨叶共振图对比如图8所示。通过与CAMRAD软件<sup>[21]</sup>的计算结果进行对比,可以看出,桨叶各阶挥舞和扭转频率在离心

力刚度的影响下,随着转速增加而增加,而一阶摆振频率随旋翼转速增加变化缓慢,整体来看,计算结果与国外软件结果吻合良好。

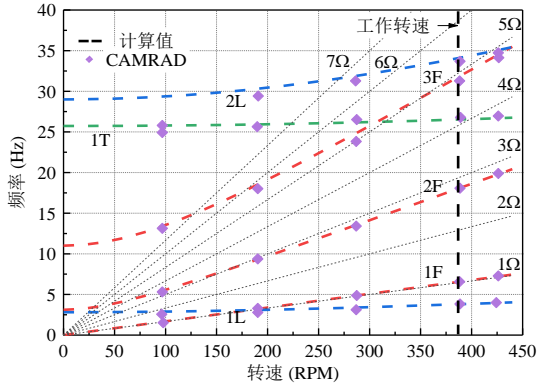


图8 SA349/2 旋翼桨叶共振图对比

Fig. 8 SA349/2 rotor blade resonance diagram comparison

工作转速下的 SA349/2 旋翼桨叶各阶固有频率的计算值和文献值的对比结果如表 2 所示,可以看出:各阶频率相对误差在 2% 以内,误差较小,表明本文所建立的桨叶动力学模型在计算桨叶固有特性方面具有较高精度。

表3 SA349/2 旋翼桨叶固有频率对比

Table 3 SA349/2 rotor blade natural frequency comparison

固有频率	CAMRAD 值/ $\Omega$	计算值/ $\Omega$	误差/%
挥舞一阶	1.02	1.016	-0.39
挥舞二阶	2.78	2.795	0.54
挥舞三阶	4.84	4.925	1.75
摆振一阶	0.59	0.588	-0.34
摆振二阶	5.23	5.284	1.03
扭转一阶	4.16	4.111	1.18

## 6.2 旋翼桨叶振动响应

考虑气动对结构的影响,将气动载荷当作外力施加到桨叶表面,根据前飞状态 30 m/s 下计算得到桨叶在各方位角上的气动载荷(如图 9 所示),将气动力带入到桨叶动力学方程中进行求解,从而得到旋翼的振动响应(如图 10 所示),可以看出:挥舞面内振动响应振幅的整体规律变化明显,前行侧略有波动,后行侧变化趋势原来的先增后减变为了缓慢增加且幅值有所减小。

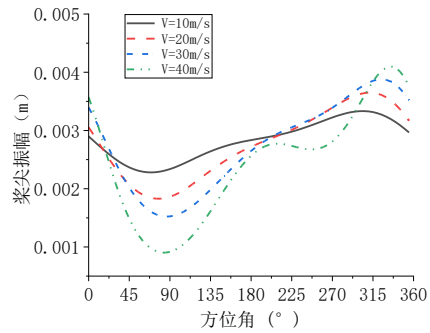
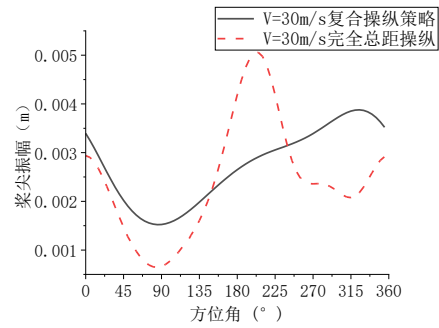
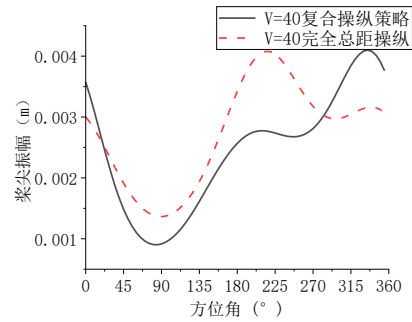


图9 前飞过程桨叶振动响应

Fig. 9 Blade vibration response during forward flight



(a)  $V=30$  m/s



(b)  $V=40$  m/s

图10 桨叶振动响应对比图

Fig. 10 Comparison diagram of blade vibration response

## 7 结论

1) 前飞速度 40 m/s 时,复合操纵策略下,降低了  $90^\circ \sim 270^\circ$  方位角上旋翼桨叶的升力,计算的桨叶振动响应局部降低。

2) 在方位角  $\phi$  为  $90^\circ$ 、 $270^\circ$  附近,桨叶载荷变化比较陡峭,沿方位角周期变化。

3) 通过开展桨叶固有特性、动响应一系列算例验证,表明建立的桨叶动力学模型具备一定的



分析精度,在一定程度上能够反映气动力对结构振动载荷的影响。

后续可建立更为细致的倾转四旋翼飞行器的飞行动力学模型,由于研究时间、计算资源等条件的约束,本文做了大量的假设与简化,如忽略了前后旋翼之间的气动干扰,在后续的旋翼动力学研究中应尽可能的去考虑,使建立的倾转四旋翼机的飞行动力学模型更加准确反应飞行器本身的动力学特性和耦合特性。

### 参考文献

- [1] 王梓旭. 倾转旋翼飞行器运动模态特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2021.  
WANG Zixu. Study on motion mode characteristics of tilt-rotor aircraft[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [2] MANIMALA B, PADFIELD G D, WALKER D, et al. Load alleviation in tilt rotor aircraft through active control; modelling and control concepts[J]. *The Aeronautical Journal*, 2004, 108(1082): 169-184.
- [3] JOHNSON W. Optimal control alleviation of tilting propeller gust response [J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(3): 301-308.
- [4] SETTLE T B, and KIDD D L. Evolution and test history of the V-22 0.2-scale aeroelastic model[C]// Presented at the American Helicopter Society National Specialists Meeting on Rotorcraft Dynamics. Arlington: American Helicopter Society, 1989: 31-45.
- [5] NASU K. Tilt-rotor flutter control in cruise flight: NASA-TM-8831[R]. US: NASA, 1986.
- [6] AKEN J V. Alleviation of whirl-flutter on tilt-rotor aircraft using active controls[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1991(15): 1321-1344.
- [7] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 59-69.  
YAN Xufei, CHEN Renliang. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 56-69. (in Chinese)
- [8] 王华龙, 张夏阳, 赵国庆, 等. 基于 CFD/CSD 耦合的 TEF 旋翼气弹特性高精度模拟[J]. *航空学报*, 2024, 45(18): 152-167.  
WANG Hualong, ZHANG Xiayang, ZHAO Guoqing, et al. High-precision simulation of aeroelastic characteristics of TEF rotor based on CFD/CSD coupling[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(18): 152-167. (in Chinese)
- [9] 陈钰, 宗群, 张秀云, 等. 直升机旋翼振动主动控制方法研究进展[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2023, 55(8): 1-17.  
CHEN Yu, ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, et al. Research progress of active vibration control methods for helicopter rotor[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2023, 55(8): 1-17. (in Chinese)
- [10] VARRIALE C, VOSKUIJL M. A Control Allocation approach to induce the center of pressure position and shape the aircraft transient response[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107092.
- [11] MILLER R H. A simplified approach to the free wake analysis of a hovering rotor[C]// *Proceedings of the 7th European Rotorcraft Forum*. US: IEEE, 1981: 1-8.
- [12] SAETTI U, HORN J F. Load alleviation flight control design using high-order dynamic models [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2020, 65(3): 1-15.
- [13] 李鹏. 倾转旋翼机非正常气动特性分析及气动设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
LI Peng. Unsteady aerodynamic characteristics analysis and aerodynamic design research of tilt-rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [14] 徐敏. 倾转旋翼机的发展与关键技术综述[J]. *直升机技术*, 2003(2): 40-44.  
XU Min. Summary of development and key technologies of tilt-rotor aircraft[J]. *Helicopter Technique*, 2003(2): 40-44. (in Chinese)
- [15] 方昕卓异, 林沐阳, 张夏阳, 等. 倾转四旋翼飞行器操纵策略及配平特性分析[J]. *飞行力学*, 2023, 41(3): 20-26.  
FANG Xinzhuoyi, LIN Muyang, ZHANG Xiayang, et al. Analysis on the control strategy and trim characteristics of quad tilt-rotor aircraft[J]. *Flight Dynamics*, 2023, 41(3): 20-26. (in Chinese)
- [16] 张练, 孙凯军, 叶川, 等. 新构型倾转旋翼无人机飞行力学建模[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(4): 462-470.  
ZHANG Lian, SUN Kaijun, YE Chuan, et al. Flight mechanics modeling of the new configuration tilt-rotor[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(4): 462-470. (in Chinese)
- [17] 周攀, 陈仁良, 杨柠檬, 等. 倾转四旋翼飞行器操纵策略分析[J/OL]. *航空学报*, 1-16 [2024-12-04]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20240607.1606.002.html>. ZHOU Pan, CHEN Renliang, YANG Ningmenget al. Analysis of steering strategy of tilting quadrotor aircraft [J/OL]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1-16 [2024-12-04]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20240607.1606.002.html>.

- cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20240607.1606.002.html. (in Chinese)
- [18] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(1): 6-10.  
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Control strategy for tilt-rotor aircraft trimming in steady level flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(1): 6-10. (in Chinese)
- [19] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2106-2113.  
YU Zhiming, CHEN Renliang, KONG Weihong. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2106-2113. (in Chinese)
- [20] 吴伟伟, 马存旺, 张练, 等. 倾转旋翼机连续倾转过渡状态数值模拟[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 55-64.  
WU Weiwei, MA Cunwang, ZHANG Lian, et al. Numerical simulation of continuous tilting transition of tiltrotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 55-64. (in Chinese)
- [21] YAMAUCHI G, HEFFERNAN R M, GAUBERT M. Hub and blade structural loads measurements of an SA349/2 helicopter: NASA-TM-101040[R]. US: NASA, 1988

(编辑:丛艳娟)