

# 单叶旋翼气动-动力学耦合建模与案例分析\*

范中允, 赵军民, 王 刚

(西安现代控制技术研究所, 陕西 西安 710065)

**摘要:** 为了缓解螺旋桨垂直起降飞行器在起降-巡航时的螺旋桨设计矛盾, 提出一种由螺旋桨驱动单叶旋翼的新型动力布局, 并针对旋翼布局的不平衡性设计分析建立了气动-动力耦合模型。推导并建立了非定常叶素动量理论-桨叶动力学耦合分析方法, 与计算流体力学方法相比稳态计算误差在7.3%以内; 对稳态下单叶旋翼动力系统的3轴受力、力矩特性进行逐一分析, 提出了单叶旋翼质量分布设计方法, 利用动不平衡特性进行配平, 可消除稳态下的各轴不平衡力、力矩, 使单叶旋翼工作特性类似于对称旋翼; 对非稳态条件下的单叶旋翼不平衡特性进行分析, 并提出采用过渡函数缓解短时出现的不平衡性, 可使动不平衡扭矩下降66.8%, 动不平衡力下降72.2%。

**关键词:** 垂直起降; 单叶旋翼; 螺旋桨; 动态配平; 质量分布设计

**中图分类号:** V221.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2025) 01-2308030-12

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2308030

## 1 引言

目前国内外垂直起降城市飞行器(尤其是垂直起降固定翼飞行器)蓬勃发展,城市有限的场地环境对飞行器提出了较高的悬停能力和巡航效率需求。垂直起降阶段和巡航阶段工况差异较大,飞行器动力装置(本文主要讨论螺旋桨、旋翼)面临着大工况差异的设计矛盾。为了缓解动力设计矛盾,大致有两类技术途径:一是对动力装置(如螺旋桨)进行多目标设计<sup>[1-3]</sup>,螺旋桨一般需要具有变距能力,例如倾转螺旋桨/旋翼垂直起降无人机;二是对动力布局进行设计<sup>[4-8]</sup>,从飞机布局的角度剥离悬停-巡航设计点,例如多旋翼-固定翼复合式垂直起降无人机。本文主要对第二类途径进行讨论。目前动力布局解决悬停-巡航矛盾的主要形式即多旋翼-固定翼复合形式,该形式能够方便地解决悬停-巡航效率矛盾,具有很高的工程价值。但是这种形式仍不完善:一方面,悬停时推进桨为死重,巡航时悬停桨既是死重,也会带来额外阻力;另一方面,旋翼模式和固定翼模式的布局设计相互干扰,旋翼模式的桨盘面积难以做大,故桨盘载荷较高、功率载荷较低。本文试图借

鉴单叶旋翼(Monorotor)的概念和原理,提出将螺旋桨驱动的单叶旋翼应用于垂直起降无人机:在固定翼飞行器构型的基础上,在机翼翼尖部位建立单叶旋翼,旋翼的端部为驱动旋翼转动(悬停)和推动飞机前进(巡航)的驱动螺旋桨。在悬停状态下,单叶旋翼以旋翼模式工作,由驱动螺旋桨克服旋翼扭矩;在巡航状态下,旋翼停转,作为固定翼工作,驱动螺旋桨克服飞机阻力。悬停与巡航的原理示意图如图1所示。

单叶旋翼的概念来源于枫树种子,代表作为洛克希德·马丁先进技术实验室研发的Samarai微型飞行器(Monocopter),该团队对Samarai飞行器的气动设计<sup>[9-10]</sup>、气动-动力学建模<sup>[11]</sup>、总体布局设计<sup>[12]</sup>、飞行试验进行了成体系的研究。其他研究团队也对同类飞行器进行了一定研究。2009年,Kellas<sup>[13]</sup>在他的硕士学位论文中完整地呈现了一种单叶旋翼无人机从概念设计、硬件搭建、动力学仿真到飞行测试、行为分析的完整过程。2010年,Ulrich等<sup>[14]</sup>也对一种单叶旋翼无人机进行了动力学、控制的相关研究和飞行测试。2015年,Gasper等<sup>[15]</sup>针对单叶旋翼建立了一种非线性动力学模型,其中包括了采用非定常叶

\* 收稿日期: 2023-08-13; 修订日期: 2024-07-08。

基金项目: 基础加强计划重点基础研究项目(2020-JCJQ-ZD-076-00)。

通讯作者: 范中允, 博士, 工程师, 研究领域为飞行器总体设计。E-mail: yingfengFZY@163.com

引用格式: 范中允, 赵军民, 王 刚. 单叶旋翼气动-动力学耦合建模与案例分析[J]. 推进技术, 2025, 46(1): 2308030.  
(FAN Z Y, ZHAO J M, WANG G. Development of monorotor with blade dynamic-aerodynamic coupling method and case analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(1): 2308030.)

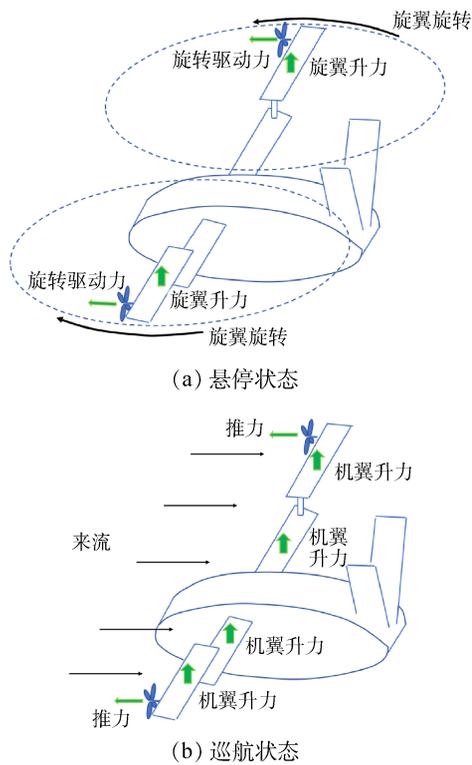


Fig. 1 Sketch of monorotor aircraft

素动量理论的旋翼气动模型和桨叶动力学模型。

采用螺旋桨驱动的单叶旋翼系统,可以使得驱动螺旋桨设计能够兼顾悬停-巡航工作效率,同时单叶旋翼在悬停时有较大的桨盘面积,巡航时也可作为机翼使用。该构型可在较小的死重和附加阻力下实现悬停-巡航效率兼顾。但是 Samarai 等微型飞行器的设计经验是难以直接移植到垂直起降城市飞行器的。

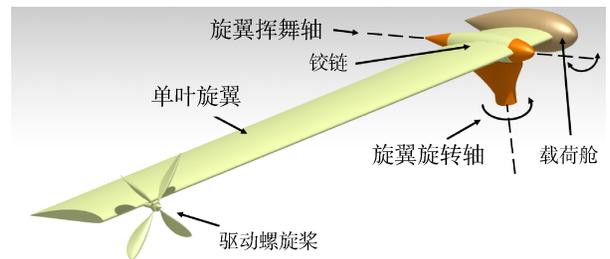
目前,针对单叶旋翼无人机的研究大多集中于类似于 Samarai 的微型飞行器,这类飞行器仅包含简单的旋翼、电子舱、螺旋桨和控制部件,是一个能够独立飞行的个体。这种概念引入飞机动力系统时面临许多问题,其中最显而易见的就是非对称性。独立个体的单叶旋翼无人机有开放的自由度,可以避免非对称性带来的结构受力问题,例如,在悬停状态下,Samarai 等单叶旋翼无人机的重心不是静止不动的,而是呈圆周运动,且从驱动桨启动开始到稳定悬停,Samarai 的水平面轨迹是类似于螺旋线的<sup>[11]</sup>。如果将 Samarai 直接固定在飞机旋翼转轴上,意味着旋翼转轴要承受额外的力来限制原本开放的自由度,而这些非定常力和周期力是不希望出现在飞机上的。总而言之,单叶旋翼应用于垂直起降城市飞行器,首先需要解决不对称和非定常的气动力、质量力问题。

为了探究单叶旋翼用于垂直起降飞行器的可行性,本文针对一种螺旋桨驱动的单叶旋翼,采用非定常叶素动量理论和桨叶动力学推导建立单叶旋翼气动-动力学耦合数学模型,并利用这一模型对螺旋桨驱动的单叶旋翼基本特性进行分析,最后提出可实现最小非对称性的单叶旋翼设计原理。

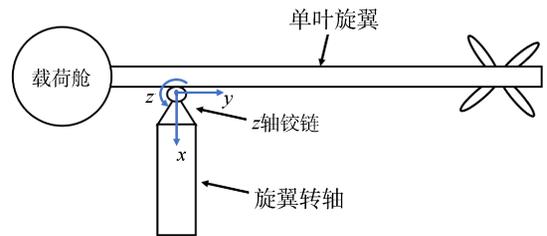
## 2 单叶旋翼数学建模

### 2.1 构型参数说明

本节建立螺旋桨驱动的单叶旋翼简易参数模型。单叶旋翼系统组成及坐标系示意图如图2所示,图示旋翼为飞机的右侧旋翼。



(a) 螺旋桨驱动单叶旋翼系统三维模型



(b) 螺旋桨驱动单叶旋翼系统坐标系

Fig. 2 Sketch of monorotor

首先,假设单叶旋翼经过了质量静平衡设计,其质心落于转轴上。建立随旋翼旋转的桨盘参考系  $Ox_i y_i z_i$ ,参考系原点位于质心, $Ox_i$ 轴沿旋翼旋转轴指向下方,旋翼沿 $-Ox_i$ 轴旋转, $Oy_i$ 轴垂直于 $Ox_i$ 轴指向翼尖一侧, $Oz_i$ 轴由右手定则确定, $Oz_i$ 轴为旋翼的挥舞轴。 $Ox_i y_i z_i$ 系不随旋翼挥舞运动而动,仅随绕 $Ox_i$ 轴的旋转运动而动,该参考系是旋翼气动力建模所在参考系。建立固连在旋翼上的参考系  $Ox_b y_b z_b$ ,参考系原点位于质心, $Ox_b$ 轴垂直于翼面指向升力反方向, $Oy_b$ 轴沿旋翼平面指向翼尖, $Oz_b$ 轴由右手定则方向确定。 $Ox_b y_b z_b$ 系固连在旋翼上,是旋翼动力学建模所在参考系。旋翼具有两个自由度,一是绕 $Ox_i$ 轴的旋转运动,二是绕 $Oz_i$ 轴的挥舞运动。当旋翼挥舞角 $\lambda$ 为 $0^\circ$ 时, $Ox_i y_i z_i$ 系与 $Ox_b y_b z_b$ 系重合; $Oz_i$ 轴与 $Oz_b$ 轴总是重合。因此,由 $Ox_i y_i z_i$ 到 $Ox_b y_b z_b$ 的变换只须经过沿 $Oz_i$ 轴挥舞角

$\theta$  旋转

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \mathbf{C}_T \cdot \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中  $\mathbf{C}_T$  为坐标转换矩阵。

旋翼展长为 1.5 m, 翼型选择 Clark Y 翼型, 弦长  $b_w$  为 0.25 m, 悬停状态下叶片安装角为  $8^\circ$ , 展向无扭转。本文假设该单叶旋翼升力系统在悬停状态下需要提供超过 600 N 的升力(所需转速约 800 r/min)。

驱动桨设计参数的选择需要考虑以下几个方面:(1)动力配平,即稳定状态下驱动桨拉力与旋翼扭力抵消,这要求驱动桨位于旋翼平均气动弦处(约 75% 旋翼展长);(2)桨尖马赫数限制,本文限定驱动桨桨尖马赫数不高于 0.55,在 0.5 附近;(3)保持可接受的螺旋桨效率,一般需高于 75%。

综合上述要求,选取螺旋桨设计参数为:海拔高度  $H=0$  m, 来流速度  $v=100$  m/s, 转速  $n_p=7\ 500$  r/min, 直径  $D_p=0.36$  m, 桨叶数  $N_b=4$ 。设计方法为叶素动量理论<sup>[16]</sup>, 设计结果如图 3 所示。图中,  $R_p$  为螺旋桨半径,  $r, b, \theta$  分别为叶素(桨叶剖面)径向位置、弦长、扭转角。

由于建模中需要单叶旋翼各部分的惯性张量、质心等信息,本文在 CATIA 建模(图 2)后,通过赋予材料密度的形式估算各部件惯性张量和质心,如表 1 所示,其中惯性张量均描述在各部件质心参考系下。表 1 所示的质心位置是初始构型,后文在对部件位置进行设计时,仅改变部件质心位置,而不改变其惯性张量。

本节建立的单叶旋翼模型是为了本文后续定量分析建立的示例模型,本文针对这一单叶旋翼构型

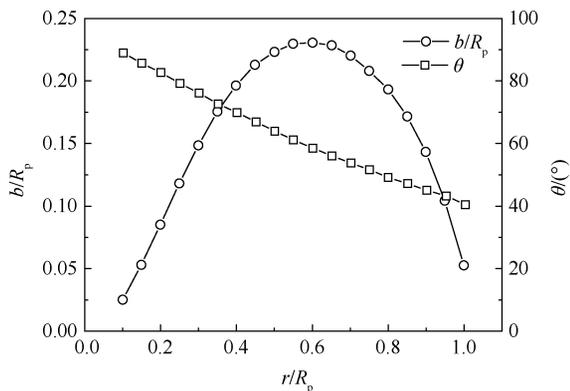


Fig. 3 Chord and twist distribution of the propeller

进行气动-动力学耦合建模,在构型布局形式、运动约束一致的情况下,所建立的气动-动力学分析方法以及设计技巧、规律不受表 1 中质量、质心、惯性张量具体数值的影响。

### 2.2 非定常叶素动量理论

由于动态分析中,旋翼处于非定常运动状态,因此需要建立能够描述旋翼基本非定常气动特性的理论方法。

本文拟采用叶素动量理论的原理,推导非定常叶素动量理论。叶素动量理论即将叶素理论与动量理论联立求解。其中,叶素理论方法与当地流速、诱导速度关联,非定常效应不改变叶素理论求解方法,而是体现在当地流速和诱导速度变化上;当地流速和诱导速度是通过动量理论求解,而传统动量理论是在定常条件下推导得到的,因此将动量理论扩展到非定常环境下即可。

#### 2.2.1 非定常动量理论

为了研究在非定常情况下的动量理论表达形

Table 1 Mass parameter of initial configuration

部件	质量/g	质心/mm	惯性张量/(g·m <sup>2</sup> )
旋翼	3 910.0	(-3.229, 783, 53.7)	$\begin{bmatrix} 759.9 & 0.0 & -1.07 \\ 0.0 & 18.7 & 0.0 \\ -1.07 & 0.0 & 741.2 \end{bmatrix}$
驱动桨	307.5	(-0.007, 1 125, -94.1)	$\begin{bmatrix} 1.7 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.7 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 3.4 \end{bmatrix}$
载荷舱	24 660.0	(0.513, -150, -6.5)	$\begin{bmatrix} 18.7 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 18.7 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 3.4 \end{bmatrix}$
电机	260.3	(0, 112 5, -77.6)	$\begin{bmatrix} 0.01 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.01 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.01 \end{bmatrix}$
总和	29 137.8	$(0.8, -0.5, 0.2) \times 10^{-3}$	$\begin{bmatrix} 4\ 466 & 11.8 & -0.3 \\ 11.8 & 55.6 & -133.1 \\ -0.3 & -133.1 & 4\ 417 \end{bmatrix}$

式,参考全导数的推导模式,设一段内径为  $r_u$ ,厚度为  $dr$ 的管状空气柱微元,位于桨盘前时,位置为  $x_1$ ,时间为  $t_1$ ,轴向动量为  $I_1$ ,轴向速度为  $v_a$ ;经过桨盘(完全加速)后,位置为  $x_2$ ,时间为  $t_2$ ,轴向动量为  $I_2$ ,轴向速度为  $(v_a+2v_{ai})$ ( $v_{ai}$ 为桨盘处轴向诱导速度)。设这段空气柱的动量是其轴向位置  $x$  和时间  $t$  的函数,即  $I=I(x,t)$ ,将该动量函数进行泰勒展开

$$I(x_2, t_2) = I(x_1, t_1) + (x_2 - x_1) \frac{\partial I}{\partial x} + (t_2 - t_1) \frac{\partial I}{\partial t} + O(2) \quad (2)$$

式中  $\partial I/\partial x$  表示当前时刻下气流微元随空间位置的动量变化率,  $\partial I/\partial t$  表示当前时刻下受扰动的流体微元动量随时间变化率,  $O(2)$  为可忽略不计的2阶余项,根据动量定理恒等变换为

$$dF_{T,ust}(t_2 - t_1) = I(x_2, t_2) - I(x_1, t_1) = (x_2 - x_1) \frac{\partial I}{\partial x} + (t_2 - t_1) \frac{\partial I}{\partial t} \quad (3)$$

$$dF_{T,ust} = \frac{(x_2 - x_1)}{(t_2 - t_1)} \frac{\partial I}{\partial x} + \frac{\partial I}{\partial t} \quad (4)$$

式中  $dF_{T,ust}$  为气流微元在整个加速期间的平均轴向受力。

表达式(4)可以理解为,空气柱微元所受的力,等于其动量的全导数。其物理意义为,在非定常流场中,气流微元的动量不但随位置变化,也会因流场随时间的变化而变化,因此这段流体的实际动量变化率可以描述为,流场中空间位置导致的动量变化与流场中时间导致的动量变化相叠加。

设  $t_1$  至  $t_2$  时间内流过桨盘的微元质量为  $dm$ ,  $I_{x_1}, I_{x_2}$  分别为当前时刻流体微元加速完成前后位置处的动量,桨盘处气流速度为  $(v_a+v_{ai})$ ,而  $\partial t$  时间内桨盘非定常扰动质量为  $dm_a$ (扰动微元  $dm_a$  是空气柱微元  $dm$  中靠近桨盘受扰动的那一部分,其余部分在微小时间  $\partial t$  内尚未受到扰动),将式(4)离散化继续推导为

$$\begin{aligned} dF_{T,ust} &= \frac{I_{x_2} - I_{x_1}}{t_2 - t_1} + \frac{\partial I}{\partial t} \\ &= \frac{dm}{t_2 - t_1} \cdot 2v_a + dm_a \frac{\partial(v_a + v_{ai})}{\partial t} \\ &= 4\pi r_u \rho v_{ai} (v_a + v_{ai}) dr + dm_a \frac{dv_{ai}}{dt} \end{aligned} \quad (5)$$

式中  $\rho$  为空气密度,  $dr$  为叶素微元宽度。

注意到推力表达式(5)中第一项即定常动量理论所能得到的叶素推力表达式,第二项则是非定常附加力项,这与 Carpenter 等<sup>[10]</sup>的观点一致。

为了确定  $dm_a$ ,假设旋翼对其上下一倍弦长  $b$  范围内的空气柱产生非定常扰动,即空气柱受扰动高

度  $h=2b_w$ (2倍旋翼弦长),则  $dm_a=2\pi r_u \rho h dr$ ,进而公式(5)可表达为

$$dF_{T,ust} = [2v_{ai}(v_a + v_{ai}) + hv_{ai}] 2\pi r_u \rho dr \quad (6)$$

同理可得扭力方向的表达式:

$$dF_{Q,ust} = [2v_{ii}(v_a + v_{ai}) + hv_{ii}] 2\pi r_u \rho dr \quad (7)$$

式中  $dF_{Q,ust}$  为微元所受切向力,  $v_{ii}$  为桨盘处切向诱导速度,  $v_{ai}$  为桨盘处切向诱导速度随时间变化率。

### 2.2.2 非定常叶素动量理论微分方程

叶素参数示意图如图4所示,其中  $\varphi$  为入流角,  $\beta$  为诱导迎角,  $\alpha$  为实际迎角,  $v_l$  为叶素旋转线速度,  $v_w$  为合速度,  $dF_T$  为叶素拉力,  $dF_Q$  为叶素扭力,  $dF_L$  为叶素升力,  $dF_D$  为叶素阻力,  $\gamma$  为阻升角。

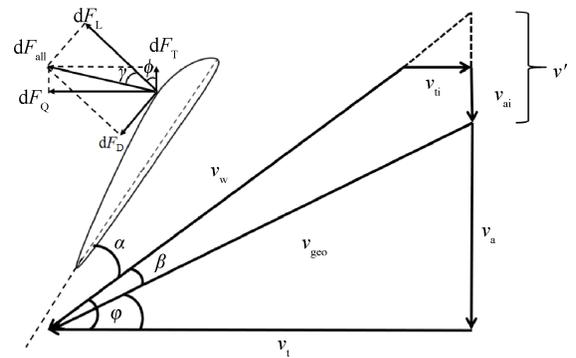


Fig. 4 Sketch of blade element parameter

叶素拉力表达式(6),扭力表达式(7)中的  $dF_{T,ust}$ ,  $dF_{Q,ust}$ , 应与叶素理论导出的  $dF_T$ ,  $dF_Q$  相应表达式相等,即

$$\begin{aligned} N_B \cos \lambda \frac{1}{2} \rho v_w^2 b_w (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) dr &= [2v_{ai}(v_a + v_{ai}) + hv_{ai}] 2\pi r_u \rho dr \\ N_B \frac{1}{2} \rho v_w^2 b_w (C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi) dr &= [2v_{ii}(v_a + v_{ai}) + hv_{ii}] 2\pi r_u \rho dr \end{aligned} \quad (8)$$

式中  $C_L, C_D$  为当地叶素的升力系数、阻力系数。将式(8)整理为微分方程的形式

$$\begin{aligned} v_{ai} &= \frac{N_B b_w}{4\pi r_u h} [\cos \lambda v_w^2 (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) - 2v_{ai}(v_a + v_{ai})] \\ v_{ii} &= \frac{N_B b_w}{4\pi r_u h} [v_w^2 (C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi) - 2v_{ii}(v_a + v_{ai})] \end{aligned} \quad (9)$$

式(9)即为关于轴向和切向诱导速度的非定常叶素动量理论微分方程组。当给定工况参数及  $v_{ai}, v_{ii}$  初值,即可采用龙格-库塔方法求解该微分方程组。

### 2.3 桨叶动力学模型

假设单叶旋翼升力装置固连在飞机上,忽略其平移运动,可建立旋翼绕三轴转动的三自由度动力

学模型。

在固连坐标系  $Ox_b y_b z_b$  下, 设旋翼角速度矢量  $\omega_b^b$ , 旋翼总惯性张量  $J_b^b$ , 驱动桨转速  $\omega_p^b$ , 驱动桨惯性张量  $J_p^b$ 。旋翼所受气动力矩在桨盘参考系  $Ox_p y_p z_p$  下为  $M^i$ 。在固连坐标系  $Ox_b y_b z_b$  下建立旋翼旋转动力学方程

$$J_b^b \cdot \dot{\omega}_b^b = C_T \cdot M^i - \omega_b^b \times (J_b^b \cdot \omega_b^b) + \omega_b^b \times (J_p^b \cdot \omega_p^b) \quad (10)$$

等式(10)左边为桨叶动量矩的变化率, 等式右边从左至右分别为外部气动力矩、桨叶角动量与角速度不重合产生的力矩、额外转动部件陀螺力矩。

### 2.3.1 气动力矩

气动力矩包括旋翼所受气动力矩及驱动桨造成的气动力矩。受叶素动量理论要求, 气动力矩均需要表达在桨盘坐标系下, 但仍需考虑挥舞角带来的气动力、力矩的方向改变。桨盘坐标系下的气动力矩表达式为

$$M^i = \begin{bmatrix} \cos \lambda \int_0^{R_w} (r_u dF_Q) dr - F_{Tp} \cdot R_p \cos \lambda - \sin \lambda \int_0^{R_w} dM_c dr \\ \cos \lambda \int_0^{R_w} dM_c dr + \sin \lambda \int_0^{R_w} (r_u dF_Q) dr - F_{Tp} \cdot R_p \sin \lambda \\ M_p + \int_0^{R_w} (r_u \cos \lambda dF_T) dr \end{bmatrix}$$

$$dM_c = \frac{1}{2} \rho v_w^2 b_w C_M \quad (11)$$

式中  $F_{Tp}, M_p, R_p$  分别为驱动桨拉力、扭矩、所处旋翼径向位置,  $R_w$  为旋翼半径,  $M_c$  为旋翼在  $y_b$  轴上的力矩(俯仰力矩), 可由叶素俯仰力矩系数  $C_M$  求得。

### 2.3.2 约束条件

等式(10)左右两边均可以看作旋翼所受到的合力矩, 在  $x_b$  轴、 $z_b$  轴方向上, 由于没有旋转约束, 旋翼所受合力矩产生角加速度; 而在  $y_b$  轴方向上, 旋翼变距运动通常为受控状态而非自由状态, 因此给定工况下旋翼没有俯仰(变距)自由度, 所以等式(10)的右边实际上总会出现  $y_b$  轴的约束力矩, 使等式右边合力矩的  $y_b$  轴分量为零。因此, 在实际运算中, 将各矢量参数  $y_b$  轴分量置零, 即  $M_y^i=0, \omega_y^i=0, d\omega_y^i/dt=0$ 。

### 2.3.3 角度关系(运动学方程)

建立挥舞角  $\lambda$ , 相位角  $\varphi$  与旋翼角速度的关系

$$[\dot{\phi}, 0, \lambda]^T = \omega_b^i = C_T^{-1} \cdot \omega_b^b \quad (12)$$

综合公式(10)和(12), 以及外部力矩、约束关系, 可以建立关于挥舞角  $\lambda$ , 相位角  $\varphi$  及其角速度、角加速度的三自由度桨叶旋转动力学方程。

## 2.4 旋翼气动-动力学耦合模型

将非定常叶素动量理论微分方程(9)、桨叶动力学方程(10)~(12)联立, 即可得到旋翼气动-动力学耦合模型。其中非定常叶素动量理论微分方程(9)

仅为一个旋翼剖面的叶素方程(是关于  $v_{ai}, v_{ii}$  的 2 维微分方程组), 当沿旋翼展向离散有  $N_{sec}$  个截面时, 非定常叶素动量理论微分方程(9)应扩展为  $2N_{sec}$  维; 旋转动力学方程为 3 维, 旋转运动学方程为 2 维。因此旋翼气动-动力学耦合模型为  $(5+2N_{sec})$  维方程组

$$\begin{cases} [\varphi, 0, \lambda]^T = C_T^{-1} \cdot \omega_b^b \\ \dot{v}_{ai} = \frac{N_B b_w}{4\pi r_u h} [\cos \lambda v_w^2 (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) - 2v_{ai} (v_a + v_{ai})] \\ \dot{v}_{ii} = \frac{N_B b_w}{4\pi r_u h} [v_w^2 (C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi) - 2v_{ii} (v_a + v_{ai})] \\ J_b^b \cdot \dot{\omega}_b^b = C_T \cdot M^i - \omega_b^b \times (J_b^b \cdot \omega_b^b) + \omega_b^b \times (J_p^b \cdot \omega_p^b) \end{cases} \quad (13)$$

与公式(10)不同, 方程组(13)中的非定常叶素动量理论方程中除了  $N_B, \pi, h, v_a, \lambda$  外, 其他参数的维数取决于剖面数量, 均为  $N_{sec}$  维向量。

在方程组(13)中,  $C_T$  为沿  $Oz_b$  的旋转矩阵(公式 1); 自然来流速度  $v_a$ , 旋翼半径  $R_w$ , 旋翼片数  $N_B$ , 旋翼总惯性张量  $J_b^b$ , 驱动桨转速  $\omega_p^b$ , 驱动桨惯性张量  $J_p^b$ , 驱动桨位于旋翼的半径  $R_p$ , 驱动桨拉力  $F_{Tp}$  及扭矩  $M_p$  (由驱动桨性能曲线得到)、空气柱受扰动高度  $h=2b_w$  (2倍旋翼弦长)、旋翼叶素升阻及力矩特性曲线( $C_L, C_D, C_M$ ), 旋翼各个叶素径向位置  $r_u$  均为已知参数; 挥舞角  $\lambda$ , 相位角  $\varphi$ , 旋翼角速度矢量  $\omega_b^b$ , 桨盘处切向诱导速度  $v_{ii}$ , 桨盘处轴向诱导速度  $v_{ai}$ , 为需要给定的初始条件, 并会在每迭代步中更新; 旋翼角加速度  $\dot{\omega}_b^b$ , 桨盘处轴向诱导加速度  $\dot{v}_{ai}$ , 桨盘处切向诱导加速度  $\dot{v}_{ii}$  在每个迭代步中均可以计算得到。因此, 在初值、已知参数确定的情况下, 公式(13)中等号左边部分均可以计算得到, 完成一步迭代, 进而可以采用龙格-库塔方法求解该微分方程组。具体计算步骤如下:

- (1) 确定模型的几何参数、质量/惯量参数、工况参数等已知参数;
- (2) 给定推进桨前进比曲线、旋翼叶素升阻及力矩特性曲线;
- (3) 给定旋翼转速初值及其对应的桨盘处轴向、切向诱导速度初值、挥舞角  $\lambda$  及相位角  $\varphi$  初值;
- (4) 给定仿真时间长度  $t_{end}$  及迭代步长  $\Delta t$ ;
- (5) 在当前迭代步中, 按照 2.3 节中约束条件将对应项置零;
- (6) 在当前迭代步中, 根据推进桨的当地速度及转速, 按照前进比曲线差值求解螺旋桨推力及扭矩;
- (7) 在当前迭代步中, 计算每个旋翼叶素剖面的当地迎角, 并按照叶素升阻及力矩特性曲线计算叶素升力系数、阻力系数、力矩系数;

(8)在每个迭代步中按照公式(6)、公式(7)、公式(11)计算旋翼的力和力矩;

(9)在当前迭代步中,计算 $\lambda, \varphi, \omega_B^b, v_{ti}, v_{ai}$ ,及其导数 $\dot{\omega}_B^b, \dot{\omega}_{ti}^b, \dot{v}_{ti}, \dot{v}_{ai}$ ;

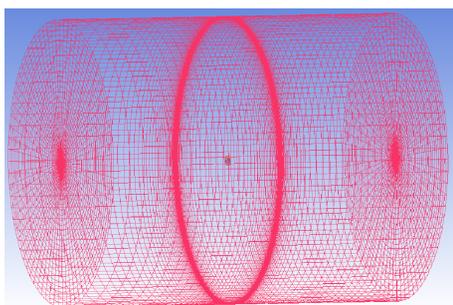
(10)按照龙格-库塔方法进行步骤(5)~(9)的迭代计算,直至时间 $t$ 达到 $t_{end}$ 。

根据以上求解方法,即可求得给定初值条件下任意时刻单叶旋翼的拉力、扭矩等受力参数及挥舞角、角速度等运动参数。

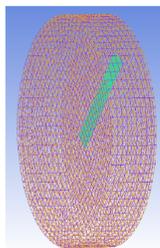
### 3 气动模型的CFD校验

本文采用CFD方法验证前文建立的气动模型,主要检验非定常气动模型及稳态结果。

首先对本文建立的非定常气动模型进行检验,以商用CFD软件Fluent为计算平台,采用Spalart-Allmaras湍流模型、滑移网格对旋翼进行非定常数值模拟,采用结构/非结构混合网格,旋转域非结构网格数量约73万,静止域结构化网格数量约34万,网格示意图如图5所示。



(a) 静止域网格



(b) 旋转域网格

Fig. 5 Sketch of mesh

设置非定常时间步为0.416 ms, 800 r/min时每时间步约旋转 $2^\circ$ ;来流速度1 m/s,高度0 m。编写Fluent UDF自定义函数定义旋翼转速变化规律,为突出非定常效应,旋翼转速设置为从800 r/min阶跃至1000 r/min,0.1 s后阶跃回复至800 r/min,即旋翼产生一个宽度0.1 s,幅值200 r/min的阶跃变化。转速变化及拉力计算结果如图6所示,其中BEMT指叶素

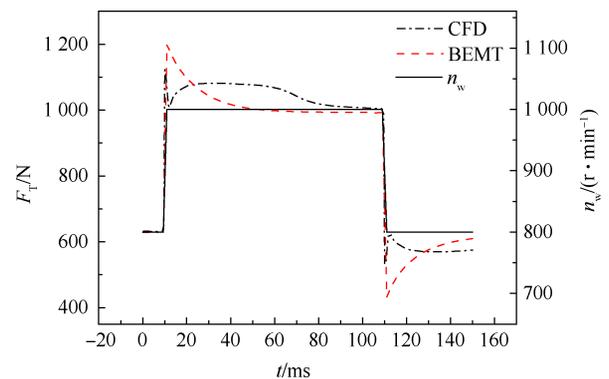


Fig. 6 Thrust change with rotation speed sudden change

动量理论计算结果, $n$ 为转速。

从CFD与BEMT的对比可以发现,BEMT能够反映转速突变带来的拉力“超调”现象,这即可以理解为流场尚未完全发展时,诱导速度的变化率带来的额外拉力变化;但是,不论是“超调”峰值还是“超调”后的回复速度,BEMT与CFD均有一定差异。观察发现,CFD计算结果所示的曲线走势非线性效果很强,而BEMT计算曲线则明显十分光滑、规律性很强。这是由于,桨叶非定常运动常常伴随动态失速现象<sup>[17-20]</sup>,这种复杂的流动现象目前难以用理论的方式表达;本文建立的旋翼非定常气动模型是基于无分离流等诸多假设的动量理论模型,因此只能通过诱导速度增量反映旋翼动态受力的变化趋势方向。

由于本文是对单叶旋翼动态特性的原理及设计规律研究,能够反映非定常现象的叶素动量理论模型可以满足初步的理论分析需求。

除了少数研究在旋翼动力学建模中引入非定常效应<sup>[10,15]</sup>,许多研究仅使用定常理论方法进行建模研究<sup>[1,12-13,21]</sup>。因为受旋翼质量和惯性参数影响,旋翼非定常效应很弱或仅在很短的时间内发生作用。相比非定常效应,模型对接近稳态的计算结果有更高的要求。

取不同转速下的旋翼稳态拉力 $F_T$ ,扭力 $F_Q$ ,功率载荷(即拉力与功率 $P$ 的比值)及等效截面距离 $r_{eq}$ 的CFD,BEMT计算对比结果如图7所示。其中,等效截面是指扭力的等效作用截面,即集中在该截面上的合扭力造成的扭矩,与扭力分布造成的扭矩相同。

对比发现,BEMT与CFD稳态计算结果吻合良好,各参数误差均可保持在7.3%以内。本文建立的非定常叶素动量理论可以反映单叶旋翼的气动受力情况,并在一定程度上能够反映非定常附加力的作用,满足本文机理分析需求。

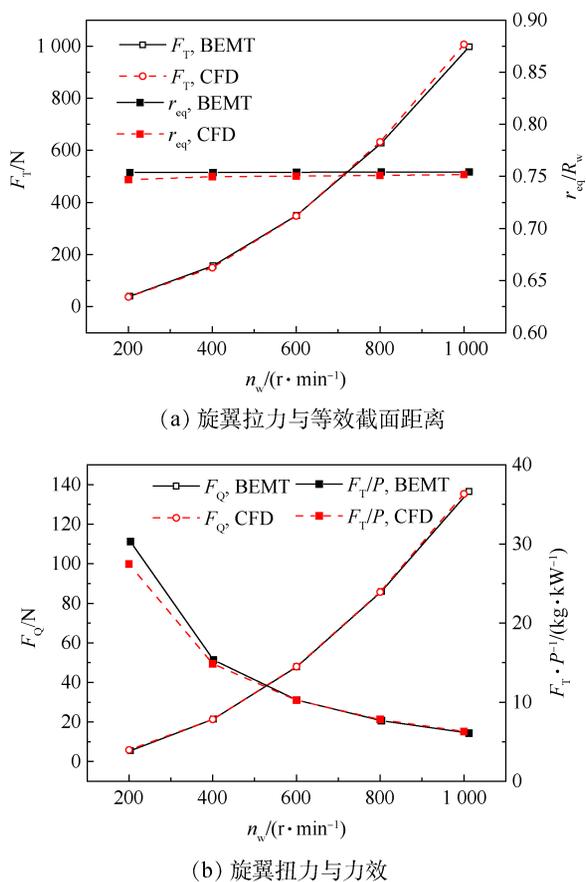


Fig. 7 Comparison of steady result between BEMT and CFD

### 4 单叶旋翼质量分布设计

单叶旋翼最显著的设计问题就非平衡性设计,设计的目的是缓解或消除单叶旋翼在工作过程中产生的不平衡或周期性力(力矩),以免对系统振动特性和结构安全造成破坏。本节针对悬停状态下的单叶旋翼非平衡性设计问题进行机理研究。

#### 4.1 三轴六分量非平衡性设计原理

非平衡性设计,即设计前后的单叶旋翼均呈现显著的质量/气动非平衡性,但总体所受合力、合力矩上又是相对平衡的。为了说明单叶旋翼的非平衡性设计原理,本节从桨盘坐标系下对旋翼稳态所受六分量力、力矩的角度分析各轴的非平衡性设计原理。

(1)  $x$  轴受力:传递为飞机的升力,无需平衡设计。

(2)  $y$  轴受力:分为不对称惯性力和不对称气动力,当旋翼系统质心不落于转轴时,会产生离心力,这可以通过旋翼质量静平衡消除;当旋翼挥舞角不为零时,旋翼升力将产生  $y$  轴方向的分量,若能通过设计减小旋翼挥舞角,则可以减小不对称气动力。

(3)  $z$  轴受力:当驱动桨拉力与旋翼扭力不能恰好平衡时(力矩可能平衡),会产生  $z$  轴不平衡力。为了尽可能减小  $z$  轴不平衡力,应将驱动桨布置于旋翼平均气动弦(约  $0.75R_w$ )处。

(4)  $x$  轴力矩:稳态下,  $x$  轴力矩总是平衡的。

(5)  $y$  轴力矩:由旋翼俯仰气动力矩、驱动桨角动量引起的陀螺力矩、质量动不平衡力矩组成。其中,当驱动桨角动量较高时,其引起的陀螺力矩是显著的,为了削弱这一陀螺力矩,应确定其转向以使陀螺力矩为抬头力矩,一方面利用旋翼气动低头力矩,另一方面对旋翼  $xz$  轴惯性积进行设计,产生恰到好处的动不平衡力矩,以气动力矩和动不平衡力矩共同克服陀螺力矩。值得注意的是,由于气动力矩、陀螺力矩、动不平衡力矩均可近似为转速的平方关系,因此在设计状态下配平的  $y$  轴力矩,在其他转速下也不会出现大幅平衡点偏移。这一点更加支持了稳态非平衡性设计原理。

(6)  $z$  轴力矩:由于挥舞轴不传递扭矩,因此  $z$  轴力矩总是平衡的。该轴力矩由驱动桨扭矩、旋翼升力、旋翼桨盘系动不平衡力矩组成。由于旋翼能够挥舞,挥舞会产生旋转动不平衡力矩(即回复力矩);而旋翼升力总会产生增加俯仰角的力矩,因此,旋翼升力会与动不平衡力矩在某一挥舞角下平衡。但挥舞角会产生  $y$  轴分量,因此希望控制  $z$  轴不平衡力矩,使得稳定挥舞角较小,从而减小  $y$  轴分量。

总结上面三轴力、力矩特性分析观点,主要有两个方向的非平衡性设计较为重要:

(1) 减小  $y$  轴力和  $z$  轴力矩,这两点设计的根本均是减小挥舞角,均可通过  $xy$  平面惯性积设计实现,因此视作一个方面;

(2) 减小  $y$  轴力矩,降低结构负担,可通过  $xz$  平面惯性积设计实现。

为了说明本文非平衡设计的方法和原理,将动不平衡力矩的机理以集中质量分布的形式描绘如图 8 所示。设转轴两侧有两相等的集中质量  $m_1, m_2$ , 它们的质心轴向位置存在差异,那么该系统存在动不平衡力矩。

由于质心落于转轴,图示系统是静平衡的,但由于该系统转轴两侧质心连线不与转轴垂直(或平行),即惯性主轴不与转轴重合(或垂直),则当该系统绕轴旋转时,转轴两侧离心力成为一对力偶,形成动不平衡力矩。通过合理设计,这一质量动不平衡力矩可以用于整体的平衡。

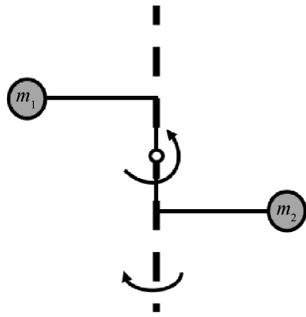


Fig. 8 Sketch of dynamic imbalance

### 4.2 非平衡性设计与分析

本节针对2.1节所建立的单叶旋翼系统模型,通过定量设计分析,来说明非平衡性设计可以达到的效果。

#### 4.2.1 基准构型

对2.1节所述的基准构型进行分析,取海平面高度下,不同驱动桨转速 $n_p$ 时,旋翼转速 $n_w$ ,挥舞角 $\lambda$ ,旋翼转轴所受到的 $y_i$ 轴受力 $F_y$ ,合力矩 $M_y$ 如图9所示。

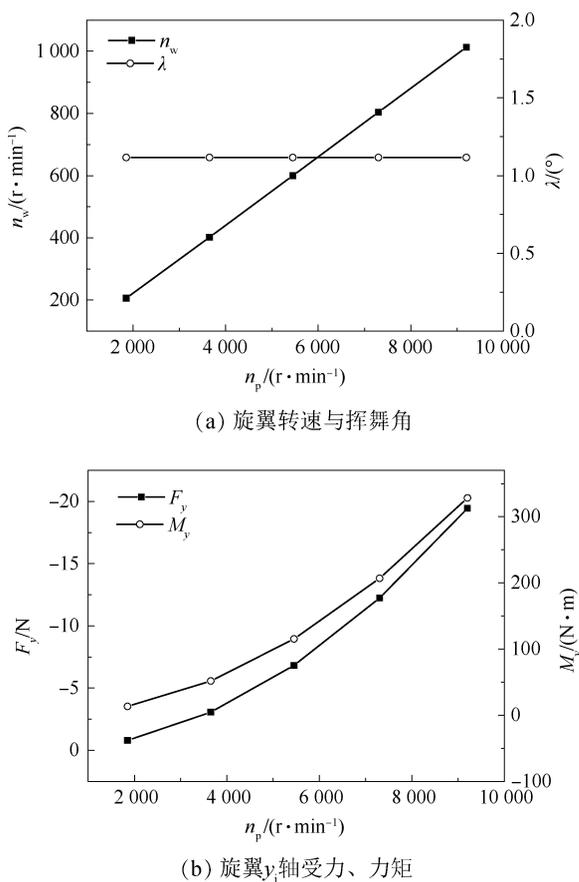


Fig. 9 Imbalance analysis of based configuration

通过图9(a)可知,旋翼转速与驱动桨转速为比例关系,而旋翼挥舞角则与转速无关。这是由于,驱

动桨拉力、旋翼扭力都是转速的平方关系,旋翼升力、旋翼动不平衡力矩也都是转速的平方关系。为了说明旋翼挥舞角与转速无关的原理,将旋翼升力的力矩和动不平衡力矩的平衡关系表达为图8所示的集中质量形式,设集中质量 $m_1, m_2$ 所在半径位置分别为 $r_1, r_2$ ,并忽略叶素的诱导速度

$$\cos \lambda \frac{1}{2} \rho v_w^2 b_w (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) r_{eq} dr = (m_1 r_1 + m_2 r_2) \omega^2 \quad (14)$$

式中 $v_w$ 为合速度

$$v_w^2 = (\omega r_{eq} - v_{ti})^2 + (v_a + v_{ai})^2 \quad (15)$$

式中 $r_{eq}$ 为等效气动截面所在半径位置。在悬停状态下 $v_a$ 为0,若旋翼诱导速度 $v_{ai}, v_{ti}$ 远小于转速 $\omega r_{eq}$ ,则 $v_w \approx \omega r$ 。那么,式(14)所示的旋翼升力力矩与动不平衡力矩的平衡关系与转速无关。

通过图9(b)可知,尽管旋翼挥舞角仅为 $1.1^\circ$ 左右,但当旋翼升力较大时,仍会产生超过1 kg的侧向力;而旋翼的俯仰力矩则几乎是旋翼扭力的2倍(图7中的 $F_0 \times 0.75 R_w$ 即为扭力),这是由于螺旋桨陀螺力矩很强(正值,抬头力矩)。

#### 4.2.2 非平衡性设计与效果

按照图8所示原理,要减小旋翼挥舞和俯仰力矩,需要少量减小旋翼 $xy$ 惯性积 $J_{xy}$ (负向增大)、增大 $xz$ 惯性积 $J_{xz}$ ,用动不平衡力矩去克服升力产生的力矩和陀螺力矩。实现这一目的方法很多,其中最方便的是移动驱动桨-电机位置(同时载荷舱配平调节)。作为示意设计,在基准构型的基础上,本文将电机-驱动桨向上( $-x$ 轴)移动110 mm(载荷舱相应下移2.5 mm)用于调节 $J_{xz}$ ,将电机-驱动桨向前( $-z$ 轴)移动308 mm(载荷舱相应后移7.1 mm)用于调节 $J_{xy}$ 。

位置调节后,系统总体的重心位置和惯性张量变为

$$\begin{aligned} \mathbf{O}_{CG} &= [0.7927, -0.5010, 0.1704] \times 10^{-6} \\ \mathbf{J}_{total} &= \begin{bmatrix} 4548.6 & 91.4 & -25.1 \\ 91.4 & 145.9 & 89.9 \\ -25.1 & 89.9 & 4423.8 \end{bmatrix} \times 10^{-3} \quad (16) \end{aligned}$$

以当前质量分布状态进行不对称特性分析。计算分析条件与基准构型相同。计算结果如图10所示;计算结果的转速与图9(a)几乎相同、挥舞角为定值 $0.082^\circ$ ,因此不再展示这两组曲线。

可见,通过质量分布非平衡性设计后,挥舞角及 $y$ 轴不平衡力、力矩显著减小,并接近零。事实上,经过精细设计迭代后,稳态不平衡力在理论上是可以消除的(工程上的尺寸公差仍会引起不平衡力);但

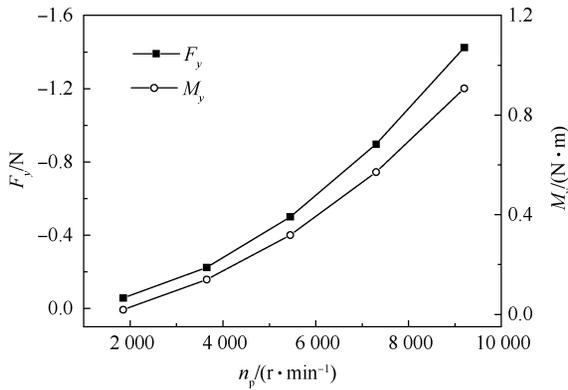


Fig. 10 Imbalance analysis of designed configuration

是本文仅做设计机理研究和初步分析,通过定量分析可知,质量分布设计已经可以使得不平衡力、力矩接近零,表明本文所述的非平衡性设计方法是可行的。

### 5 单叶旋翼动力学特性分析

本文通过第 4 节的论述,证明了单叶旋翼稳态时可以通过设计缓解甚至消除不平衡性。但在非稳态下,这一平衡显然将被打破。本节研究驱动桨转速突变情况下,不平衡性的作用时间、幅度,以及旋翼运动的收敛特性。

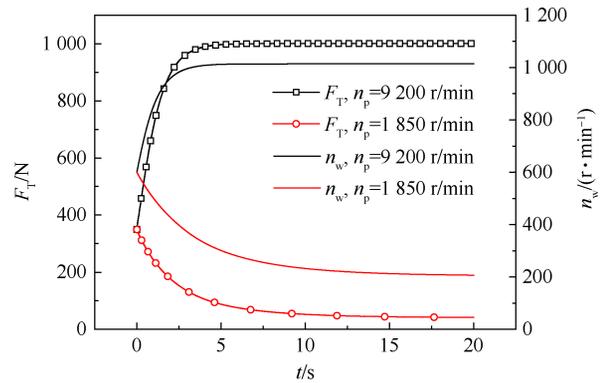
在 4.2 小节分析状态的基础上,取驱动桨转速 5 450 r/min(旋翼转速约 600 r/min)的稳态计算结果作为初值,然后分别给定驱动桨转速 1 850 r/min 和 9 200 r/min,观察当驱动桨转速发生阶跃突变的情况。尽管受非定常附加力作用,但挥舞角相关参数变化很小,此处不再展示。旋翼  $M_y, F_z$  以及转速的动态响应如图 11 所示。

分析结果表明,当驱动桨转速存在阶跃突变时,在旋翼恢复稳定运动前,将会产生显著的不平衡力和力矩。不平衡力和力矩尽管将在 5 s 内快速回复较小值,但由于量值很大,仍可能带来显著不良影响。这就要求旋翼的转速控制应避免大幅值的突然变化。

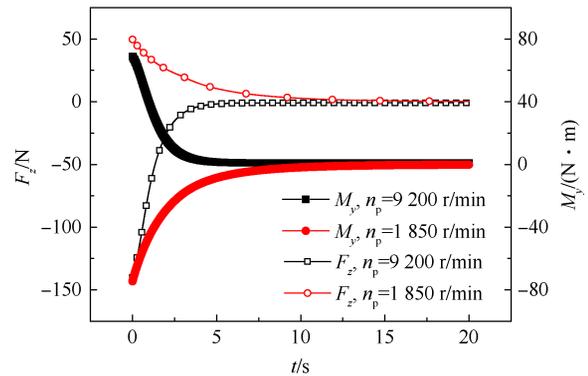
为了减小不平衡力、力矩的幅值,本文尝试建立转速余弦过渡函数,使转速逐渐变化。设驱动桨初值转速为  $n_0$ ,转速变化量为  $\Delta n$ ,那么在 5 s 内,驱动桨转速  $n_p$  采用过渡函数

$$n_p = n_0 + 0.16\Delta n + \frac{0.84\Delta n}{2} \left[ 1 - \cos\left(\pi \frac{t}{6} + \frac{\pi}{6}\right) \right] \quad (17)$$

采用公式(17)对由前文驱动桨由 5 450 r/min 到 9 200 r/min 的变化过程进行动态分析,可得旋翼参数变化如图 12 所示。



(a) 旋翼升力与转速



(b) 旋翼动不平衡力和力矩

Fig. 11 Result of monowing dynamic analysis

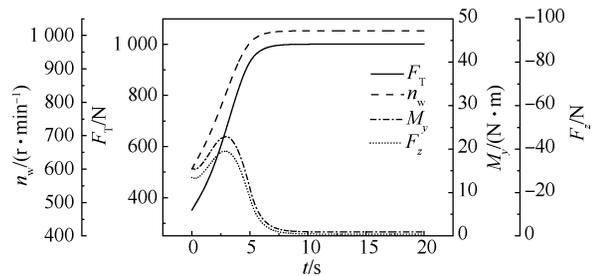


Fig. 12 Monowing response with transition function

此时,应用过渡函数后的驱动桨的转速变化曲线为经过缩放和平移的正余弦曲线形式,减少了阶跃变化量,降低了驱动桨转速与旋翼转速的不匹配性,驱动桨转速如图 13 所示。

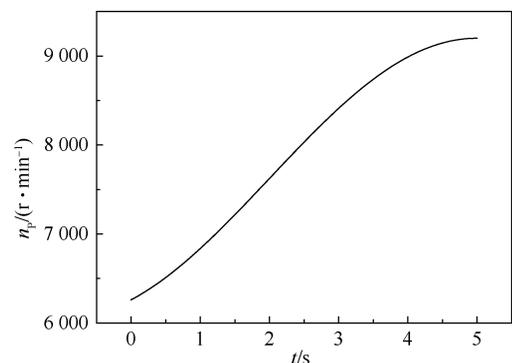


Fig. 13 Propeller rotate speed with transition function

从计算结果可以看出,在没有大幅延长收敛时间的情况下,过渡函数使得动不平衡扭矩下降了66.8%,动不平衡力下降了72.2%。尽管动不平衡力和力矩已经大幅下降,但其数值仍然有约39 N和23 N·m的动不平衡力、力矩。要将动不平衡数值进一步减小,可能需要延长收敛时间。非稳态情况下的动不平衡性调整,可能需要结合结构承载要求和控制要求做权衡设计,要结合多学科技术共同解决。

本节分析的动不平衡来源,主要在于驱动桨工况变化;若无驱动桨,以旋翼轴驱动旋翼转动,则不会产生驱动桨带来的陀螺力矩,动态情况下也可以维持平衡。

## 6 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)本文建立的非定常叶素动量理论可以描述旋翼非定常运动时的气动力、气动力矩变化方向和趋势,且稳态值计算准确(相对误差7.3%),能够满足旋翼气动-动力学耦合快速分析的需要;但非定常叶素动量理论无法描述非定常运动时的复杂非线性效应,如动态失速等。

(2)通过非平衡性设计,带驱动桨的单叶旋翼在稳定运动时(转速恒定),可以消除单叶旋翼的不平衡力、力矩,使单叶旋翼以接近对称旋翼的形式工作。

(3)在非稳态时(驱动桨转速变化),单叶旋翼会对转轴造成不平衡力,采用驱动桨转速过渡函数(避免驱动桨转速大幅值突变)、大幅值变化时延长收敛时间,可使动不平衡扭矩下降66.8%,动不平衡力下降72.2%。

致 谢:感谢基础加强计划重点基础研究项目的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] 程俊杰,王海峰,尚玲玲,等.一种高空飞艇螺旋桨结构多目标优化设计方法[J].航空动力学报,2021,36(3):584-591.  
CHENG J J, WANG H F, SHANG L L, et al. Multi-objective optimization design method for propeller structure of a high-altitude airship[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 584-591. (in Chinese)
- [ 2 ] 唐伟. X翼尾坐式小型飞行器关键设计问题研究[D].西安:西北工业大学,2019.  
TANG W. A research on the key design problems of the x-type tail-sitter SUAV[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [ 3 ] D'ANGELO S, BERARDI F, MINISCI E. Aerodynamic performances of propellers with parametric considerations on the optimal design[J]. Aeronautical Journal, 2002, 106(1060): 313-320.
- [ 4 ] 王科雷,周洲,马悦文,等.垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J].航空工程进展,2022,13(5):1-13.  
WANG K L, ZHOU Z, MA Y W, et al. Development and trend analysis of vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)
- [ 5 ] 张飞,王云,谭锐.复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J].航空工程进展,2019,10(6):810-816.  
ZHANG F, WANG Y, TAN K. Interference analysis of rotor and wing of compound vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 810-816. (in Chinese)
- [ 6 ] 张啸迟,万志强,章异赢,等.旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J].航空学报,2016,37(1):179-192.  
ZHANG X C, WAN Z Q, ZHANG Y Y, et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound VTOL aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 179-192. (in Chinese)
- [ 7 ] 宗建安,朱炳杰,侯中喜,等.固旋翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J].航空学报,2022,43(5):225395.  
ZONG J A, ZHU B J, HOU Z X, et al. Design of hybrid-electric fixed-wing VTOL aircraft propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 225395. (in Chinese)
- [ 8 ] 陈刚,贾玉红,马东立,等.垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计[J].北京航空航天大学学报,2021,47(4):742-753.  
CHEN G, JIA Y H, MA D L, et al. Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane[J]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 742-753. (in Chinese)
- [ 9 ] YOUNGREN H, KRONINGER C, MING C, et al. Low Reynolds number testing of the AG38 airfoil for the Samarai nano air vehicle[C]. Reno: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA International, 2008.
- [ 10 ] CARPENTER P J, FRIDOVICH B. Effect of a rapid blade-pitch increase on the thrust and induced-velocity response of a full-scale helicopter rotor[R]. Washington D C: Technical Report Archive and Image Library, 1953.

- [11] OBRADOVIC B, HO G, BARTO R, et al. A multi-scale simulation methodology for the Samarai monocopter UAV [C]. Minneapolis: AIAA Modeling & Simulation Technologies Conference, 2012: 1-12.
- [12] JAMESON S, FREGENE K, MING C, et al. Lockheed Martin's Samarai nano air vehicle: challenges, research, and realization [C]. Nashville: AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2012.
- [13] KELLAS A. The guided Samara: design and development of a controllable single-bladed autorotating vehicle [D]. Philadelphia: Drexel University, 2005.
- [14] ULRICH E R, HUMBERT J S, PINES D J. Pitch and heave control of robotic Samara micro air vehicles [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(4): 1290-1299.
- [15] GASPER M, MARKO T, MARKO J, et al. Mathematical model of a monocopter based on unsteady blade-element momentum theory [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(6): 1905-1913.
- [16] 范中允, 周 洲, 祝小平. 一种可任意给定环量分布的螺旋桨设计方法[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(2): 434-441.
- FAN Z Y, ZHOU Z, ZHU X P. A design method for propeller with arbitrary circulation distribution [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(2): 434-441. (in Chinese)
- [17] BARAKOS G N, FITZGIBBON T, KUSYUMOV A N, et al. CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(9): 2313-2328.
- [18] 谢 凯, LAITH K A, 陈东阳, 等. 翼型非定常来流下复合运动动态失速仿真[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2019, 40(5): 865-871.
- XIE K, LAITH K A, CHEN D Y, et al. Numerical simulations on dynamic stall of a complex motion of airfoil under unsteady freestream velocity [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2019, 40(5): 865-871. (in Chinese)
- [19] 赵国庆, 刘绍辉, 李军府, 等. 旋翼非定常动态失速的三维效应分析[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(6): 1484-1491.
- ZHAO G Q, LIU S H, LI J F, et al. Analysis on three-dimensional effects of rotor unsteady dynamic stall [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(6): 1484-1491. (in Chinese)
- [20] 王 清, 招启军, 赵国庆. 变来流速度下旋翼翼型非定常气动特性分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(2): 364-372.
- WANG Q, ZHAO Q J, ZHAO G Q. Unsteady aerodynamic characteristic analysis of rotor airfoil under variational free stream velocity condition [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(2): 364-372. (in Chinese)
- [21] KANG S, WANG J N, SHAN J Y. Dynamics analysis and simulation for the invisible monowing rotorcraft [C]. Qingdao: 2015 Chinese Control and Decision Conference, 2015.

(编辑:梅 瑛)

# Development of monorotor with blade dynamic-aerodynamic coupling method and case analysis

FAN Zhongyun, ZHAO Junmin, WANG Gang

(Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** To reduce the contradictions of propeller design in vertical-takeoff-landing (VTOL) and cruising of propeller VTOL aircraft, a new propulsion layout is proposed in this paper, a monorotor driven by propeller, and an aerodynamic-dynamic coupling model is established for the imbalance design and analysis of the monorotor. Firstly, a coupling analysis method composed of unsteady blade element momentum theory and blade dynamics was derived and established. Compared with the computational fluid dynamics method, the steady-state calculation error was less than 7.3%. Then, the three-axis force and torque characteristics of the steady-state monorotor were analyzed, and a monorotor mass distribution design method was proposed. The dynamic unbalance characteristics were used for balancing, which can eliminate the unbalanced forces and moments of each axis in the steady-state. So the monorotor works like a symmetrical rotor. Finally, this paper analyzed the unbalance characteristics of the monorotor under unsteady-state conditions, and proposed that the transition function may reduce the temporary unbalance effect, which can reduce the dynamic unbalance torque by 66.8% and the dynamic unbalance force by 72.2%.

**Key words:** Vertical take-off and landing; Monorotor; Propeller; Dynamic trim; Distributed mass design

**Received:** 2023-08-13; **Revised:** 2024-07-08.

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2308030

**Foundation item:** Key Basic Research Program for Base Strengthening Project of China (2020-JCJQ-ZD-076-00).

**Corresponding author:** FAN Zhongyun, E-mail: yingfengFZY@163.com