

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.02.012

## 无人旋翼机旋翼气动分析与试验研究

吴裕平, 解望

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

**摘要:** 为支撑某无人旋翼机方案设计, 采用叶素理论和动态入流建立旋翼气动模型, 进行旋翼参数分析。评估了旋翼半径和总距对旋翼拉力及轴倾角的影响, 得到旋翼拉力和操纵规律。在大尺寸低速风洞开展无人旋翼机的试验研究, 对独立机身、机身+旋翼组合体进行吹风, 得到了不同风速及迎角下机身和旋翼的升力与阻力, 并与计算结果进行对比, 从而验证计算方法的有效性。通过旋翼气动计算与试验结果分析, 研究了旋翼气动特性与设计参数、飞行状态及轴倾角操纵之间关系。最后提出了旋翼拉力与飞行速度和轴倾角的关系公式。

**关键词:** 旋翼机; 气动; 旋翼; 转速; 飞行速度; 风洞试验

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2021)02-0253-07

## Analysis and Experimental Study on Rotor Aerodynamics of Unmanned Gyroplane

WU Yuping, XIE Wang

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** In order to support the design of an unmanned gyroplane, a rotor aerodynamics model based on blade element theory and dynamic inflow is developed to perform rotor parameter analysis. The influence of rotor radius and collective pitch on rotor thrust and shaft angle is discussed, and the law of rotor thrust and control is obtained. The experiments of unmanned gyroplane are conducted in the low speed wind tunnel, including the single fuselage experiment and the fuselage and rotor group experiment. The rotor lift and drag at different wind speeds and angle conditions are measured. The validity of the computing method is verified by comparing the experimental results with the computed result. By computational analysis and experimental study, rotor aerodynamic characteristics versus design parameters, flight state, and shaft angle are investigated. In the end, the formula for rotor thrust on flight speed and shaft angle is observed.

**Key words:** gyroplane; aerodynamic; rotor; rotate speed; flight speed; wind tunnel test

自转旋翼机(又称“旋翼机”)是一种以自转旋翼作为升力面、螺旋桨推/拉力作为前进动力的旋翼类飞行器。旋翼机与飞机不同,它主要靠旋翼产生升力,而没有固定机翼或只有辅助机翼。旋翼机与直升机也不同,它的旋翼和发动机没有连接,不能提供前进拉力和操纵力矩。旋翼机结构简单,失速速度小,起飞距离短,安全性高,成本低,所以受到大众喜爱。近年来无人飞行器发展迅速,无人旋

翼机也应运而生<sup>[1]</sup>。

旋翼机的诞生早于直升机,通过不断试验和总结研制的 Cierva C.4 型旋翼机在 1923 年飞行成功<sup>[2]</sup>。20 世纪 60~70 年代,美国联邦航空管理局 (FAA) 认证 McCulloch J-2 和 Umbaugy 旋翼机,两型机各生产约 100 架<sup>[3-4]</sup>。21 世纪,小型载人旋翼机在航空爱好者中得到广泛发展,美国格莱恩兄弟航空公司和 Carter 公司使用现代航空技术让旋翼机

收稿日期:2020-08-12;修订日期:2020-12-24

通信作者:吴裕平,男,高级工程师,E-mail:24556384@qq.com。

引用格式:吴裕平,解望. 无人旋翼机旋翼气动分析与试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2021,53(2):253-259. WU Yuping, XIE Wang. Analysis and experimental study on rotor aerodynamics of unmanned gyroplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2):253-259.

再次成为热点<sup>[5-6]</sup>,迄今美国旋翼机拥有量达2万余架,但这些主要是载人旋翼机,针对无人旋翼机的技术研究和产品研制较少。

旋翼机的旋翼依靠前方来流吹动,始终处于自转状态,飞行中旋翼桨盘向后倾斜,气流从下往上穿过桨盘<sup>[7]</sup>。直升机的旋翼在发动机驱动下,自上向下吸入空气穿过桨盘。因此,许多国家研究机构纷纷对旋翼机特殊的气动环境开展研究,但无人旋翼机的相关研究并不多见。1994年,美国开展了直径1.06 m无人旋翼机2片桨叶旋翼90°迎角自转风洞试验<sup>[8]</sup>,2004年,Maryland大学针对空中抛放式无人旋翼机,进行了自转旋翼起转特性的试验研究<sup>[9-10]</sup>,研究方向主要是飞行动力学和飞行控制。国内王焕瑾团队研究了自转旋翼的气动优势,以及保持稳定飞行的旋翼转速关系<sup>[7]</sup>。朱清华博士对旋翼机关键技术进行了深入研究,并完成了1 650 kg ZX1型旋翼机总体方案设计<sup>[11]</sup>。

旋翼机在不同飞行速度下,通过操纵旋翼轴倾斜角度,稳定旋翼转速,并得到所需要的升力,用于平衡全机重力<sup>[11]</sup>。旋翼一直保持自由旋转,旋翼功率表述为旋翼阻力与飞行速度的乘积,需要发动机传输给螺旋桨的可用功率来解决<sup>[12]</sup>。

本文针对某无人旋翼机方案设计需求,建立旋翼机气动模型进行无人旋翼机气动力计算,开展设计参数对旋翼气动特性的影响研究,得到了旋翼拉力和轴倾角操纵规律,并完成风洞试验验证。

## 1 旋翼气动设计参数

旋翼设计参数主要包括桨盘载荷、旋翼半径、桨叶片数、旋翼实度及桨叶弦长等。无人旋翼机属于轻小型,桨盘载荷较小,一般小于12 kg/m<sup>2</sup><sup>[13]</sup>。在起飞总重量 $G$ 和桨盘载荷 $p$ 确定的情况下,可以根据下式确定旋翼半径 $R$

$$R = \sqrt{\frac{G}{\pi p}} \quad (1)$$

无人旋翼机采用两片桨叶和跷跷板式桨毂,旋翼实度较小。确定了旋翼实度 $\sigma$ 和桨叶片数 $k$ ,就可以确定桨叶弦长 $b$

$$b = \frac{\pi R \sigma}{k} \quad (2)$$

本文研究的无人旋翼机起飞质量为22 kg左右,旋翼实度为0.045,采用OA212翼型的矩形布局。旋翼桨叶采用无扭转设计,即气动扭转角沿桨叶展向不变化。

## 2 旋翼气动特性分析

### 2.1 旋翼气动模型

从叶素理论出发,引入动态入流求解诱导速度的非均匀分布,表达式为

$$\lambda(r, \psi) = \lambda_0(1 + K_x x + K_y y) = \lambda_0(1 + K_x r \cos \psi + K_y r \sin \psi) \quad (3)$$

式中: $r$ 为桨叶径向位置, $\psi$ 为方位角, $\lambda_0$ 为诱导速度平均值, $K_x$ 、 $K_y$ 为前飞状态诱导速度变化参数。

然后,根据诱导速度计算桨叶各处剖面的相对来流速度和来流角。剖面合速度为

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_P^2} \quad (4)$$

$$U_T = \Omega r + V_0 \cos \alpha_s \sin \psi \quad (5)$$

$$U_P = V_0 \sin \alpha_s + v_i + \dot{\beta} r \quad (6)$$

桨叶剖面迎角包括剖面安装角 $\theta$ (无总距操纵)和来流角 $\alpha$ ,关系式为

$$\alpha = \theta + \arctan\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \quad (7)$$

式中: $U_P$ 为剖面垂向速度, $U_T$ 为切向速度, $\Omega r$ 为旋转线速度, $V_0$ 为飞行速度, $\alpha_s$ 为旋翼轴倾角, $v_i$ 为各处诱导速度(与 $\lambda$ 对应), $\dot{\beta}$ 为挥舞角速率。根据马赫数和迎角,可得叶素升力和阻力为

$$dY = \frac{\rho}{2} U^2 b C_L dr \quad (8)$$

$$dX = \frac{\rho}{2} U^2 b C_D dr \quad (9)$$

式中: $\rho$ 为空气密度, $C_L$ 、 $C_D$ 为剖面翼型的升力系数和阻力系数, $dr$ 为桨叶微段长度。再转化为叶素拉力(平行旋翼轴方向)和旋转阻力

$$dT = dY \frac{U_T}{U} + dX \frac{U_P}{U} \quad (10)$$

$$dQ = -dY \frac{U_P}{U} + dX \frac{U_T}{U} \quad (11)$$

最后,积分各个叶素拉力和阻力,就得到整片桨叶的气动力,再考虑各方位角下 $K$ 片桨叶相加得到整个旋翼气动力。

### 2.2 旋翼半径影响

作为旋翼机的升力面,旋翼升力与旋翼半径、总距紧密相关,首先分析半径对旋翼性能的影响。

在总距为1°、桨尖速度为120 m/s的情况下,旋翼半径从1.2 m增加到1.8 m,旋翼轴倾角基本不变,旋翼拉力明显增大,从180 N增加到400 N左右。如图1所示,旋翼轴倾角随着飞行速度增大而减少,当飞行速度为16.67 m/s时,旋翼轴倾角约为13.95°,而当飞行速度增加到33.33 m/s时,旋翼轴倾角迅速降低至4.18°。

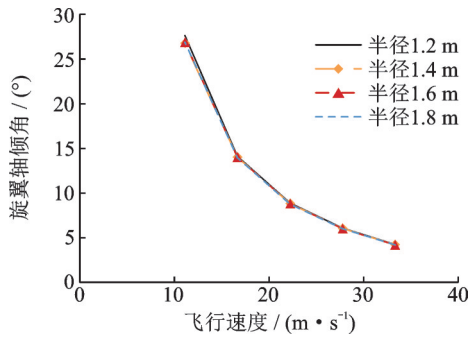


图1 不同半径下旋翼轴倾角随飞行速度变化曲线  
Fig.1 Rotor shaft angle varying with flight speed at different radius

如图 2 所示,其他参数不变时,随着旋翼半径加大,旋翼升力相应增大。旋翼拉力随着飞行速度增加而略有降低,由于此时旋翼轴倾角(竖直为 $0^\circ$ ,后倒为正)也降低,因此旋翼升力能够维持不变,从而平衡全机重力。

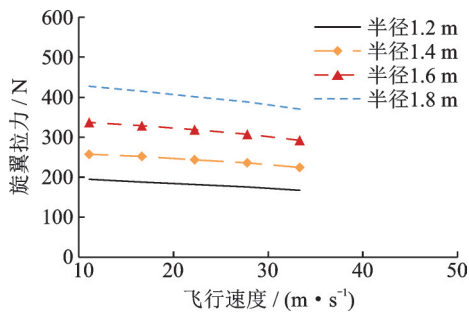


图2 不同半径下旋翼拉力随飞行速度变化曲线  
Fig.2 Rotor thrust varying with flight speed at different radius

旋翼桨尖速度不变的情况下,旋翼升力不随飞行速度改变。也就是说,在一定范围内,桨尖速度和升力是一一对应的。飞行速度增加,虽然桨叶相对气流速度增加,但是气流迎角却减小,这是因为在速度增大的情况下要保持桨尖速度不变,桨盘迎角(轴倾角)必须相应减小,导致桨叶气动力变化很小,因此总升力基本不变。

### 2.3 旋翼总距影响

一般旋翼机的旋翼总距(安装角)很小,主要是出于旋翼转速不能太低的考虑<sup>[14]</sup>,因为一定拉力时,总距越大转速越小。

旋翼拉力随总距增大而增大,如图 3 所示,在旋翼半径为 1.6 m,桨尖速度为 120 m/s 的情况下,总距从  $0^\circ$  增加到  $2^\circ$ ,旋翼拉力从 270 N 增加到 370 N 左右。

旋翼轴倾角随总距增大而减少,在桨尖速度为 120 m/s、飞行速度为 22.22 m/s 的情况下, $2^\circ$  总距对应的轴倾角为  $7.7^\circ$ , $1^\circ$  总距对应的轴倾角为  $8.8^\circ$ ,

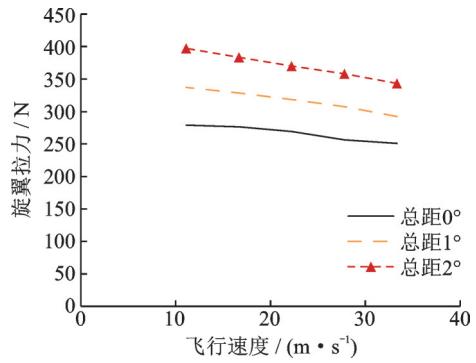


图3 不同总距下的旋翼拉力随飞行速度变化曲线  
Fig.3 Rotor thrust varying with flight speed at different collective pitch

$0^\circ$  总距对应的轴倾角为  $10.1^\circ$ ,如图 4 所示。

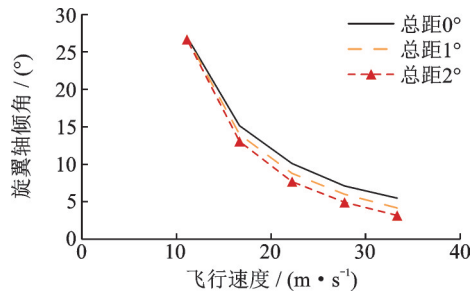


图4 不同总距下的旋翼轴倾角随飞行速度变化曲线  
Fig.4 Rotor shaft angle varying with flight speed at different collective pitch

假设旋翼拉力恒定为 250 N,则总距主要影响转速。如图 5 所示,随着总距增加,所需要的旋翼转速降低,半径为 1.6 m 的旋翼总距为  $0^\circ$  时转速为 700 r/min 左右,总距  $2^\circ$  时转速为 600 r/min 左右。而且旋翼半径越大,旋翼转速越低。

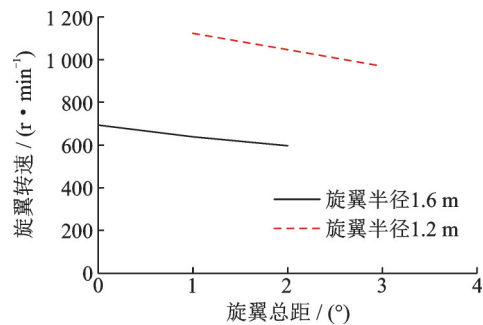


图5 旋翼转速与总距关系曲线  
Fig.5 Relationship between rotation speed and collective pitch

旋翼总距较大时,小飞行速度下难以保持平衡,这说明随着总距增大,维持较小的桨尖速度需要的最小气流速度(飞行速度)增大。即在一定的总距下需要达到一定的飞行速度,旋翼才能维持自转,这就是自转旋翼机旋翼总距一般较小的原因。

## 2.4 旋翼轴倾角操纵

旋翼机通过控制轴倾角以适应不同飞行状态,得到需要的旋翼拉力<sup>[15]</sup>。旋翼轴与机体连接,通过一套拉杆机构可以操控旋翼轴倾斜角。为得到相同的旋翼拉力,飞行速度增加时,需要减少旋翼轴倾角,同时旋翼转速保持不变;当飞行质量降低时,需要减少轴倾角(旋翼转速同步减少),从而稳定飞行状态。

如图6所示,在旋翼半径为1.4 m,总距为1°的情况下,小转速时的轴倾角小,旋翼拉力也小。桨尖速度从100 m/s提升到140 m/s,旋翼拉力增加约160 N,轴倾角降低2.5°~12.5°,大速度时降低量小。轴倾角操纵量不能太大,否则旋翼后倒太多容易与机身尾面发生碰撞。

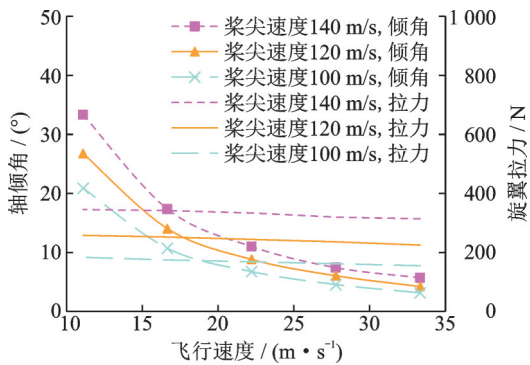


图6 旋翼轴倾角与旋翼拉力随飞行速度变化规律  
Fig.6 Rotor shaft angle and thrust versus flight speed

飞行速度减小时,要保持桨尖速度 $\Omega_R$ 不变(也就是升力不变),则桨盘迎角(对应轴倾角)必须增大,但桨盘迎角不应过大(一般不超过20°),这就对最小飞行速度提出了限制要求。

## 3 旋翼机试验

### 3.1 试验设备与模型

试验在直流式开口低速风洞(图7)进行,试验段尺寸为8 m×6 m,最大风速为55 m/s。机身通过撑杆安装到支架上,采用布置在机身内部的应变式天平测量得到试验件六力素。

研制的无人旋翼机(称为“试验机”)旋翼半径为1.5 m,风洞试验时试验件包括旋翼、旋翼轴罩(旋翼与机身之间的整流罩)及机身(不含机翼、尾翼、推进桨)。试验时旋翼轴与机身之间的倾斜角保持3°不变,通过调节机身迎角实现旋翼轴倾角的控制。试验风速范围为10~30 m/s,升力 $L$ 垂直于风向向上,阻力 $D$ 与来流风向一致。



图7 风洞试验设施

Fig.7 Wind tunnel test facility

### 3.2 独立机身试验

首先拆除桨叶,进行机身吹风,得到机身气动特性。如图8所示,机身阻力随机身迎角增加而略有增加,受风速变化的影响较大,风速越大阻力越大。风速为30 m/s、迎角为2.92°时,机身阻力为40.42 N。

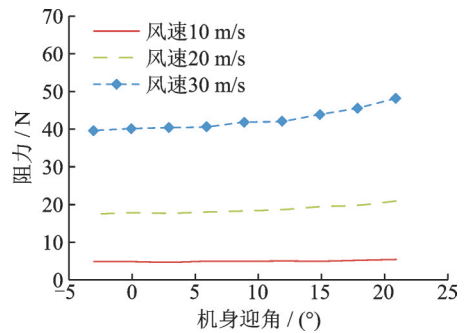


图8 不同风速下机身阻力随机身迎角变化规律

Fig.8 Fuselage drag varying with angle of attack at different wind speed

把阻力折算到阻力系数

$$C_D = \frac{D}{qS} = \frac{D}{0.5\rho V^2 S} \quad (12)$$

阻力系数随机身迎角增大而增大,平均值在0.062左右(图9)。小风速时测量结果略有波动,主要是由于风洞气流在小速度时不稳定。

当机身迎角为正(抬头)时,机身一般产生正升力。如图10所示,机身迎角增大,机身升力随之增

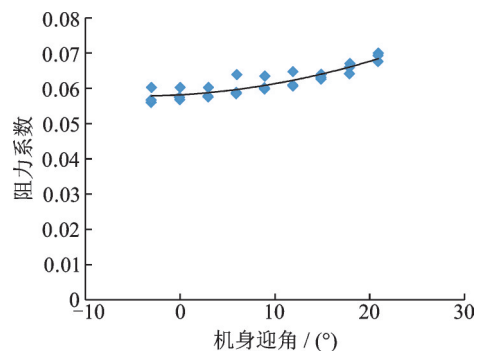


图9 机身阻力系数随机身迎角变化曲线

Fig.9 Fuselage drag coefficient versus angle of attack



大。风速为 30 m/s 时,机身迎角由 0° 增加到 20.9°, 机身升力由 4 N 增加到 28.8 N。风速越大,升力越大。

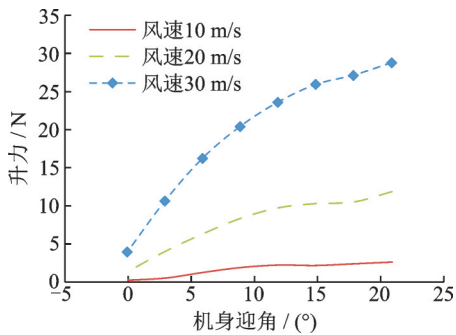


图 10 不同风速下机身升力随机身迎角变化曲线

Fig.10 Fuselage lift varying with angle of attack at different wind speed

### 3.3 机身+旋翼试验

在机身吹风完成后,为获取旋翼气动力,在机身桨毂上安装旋翼桨叶,对“机身+旋翼”组合体进行吹风试验。试验中旋翼为自转状态,受气流驱动旋转,并无其他动力驱动。旋翼总距保持 0° 不变,机身+旋翼组合体测试数据减去独立机身测试数据,就可以得到旋翼数据。升力向上为正,阻力与来流方向一致,为风轴系下结果,作用点在桨毂中心。

由于旋翼升力明显大于机身升力,因此机身+旋翼组合体升力与旋翼升力差别很小。如图 11 所示,旋翼升力随轴倾角的变化非常明显,轴倾角越大升力越大。这说明操纵旋翼轴倾角,可以直接控制旋翼升力大小,实现旋翼机的爬升或下降。风速为 30 m/s 时的升力明显大于风速为 20 m/s 时的升力,而且,风速为 30 m/s 时升力随轴倾角的变化斜率更大。这说明,随着飞行速度增大,若轴倾角不变旋翼升力增大,为了保持升力不变需要减少旋翼轴倾角,大速度时操纵旋翼轴倾角更加敏感。

阻力方面,除了机身部分产生阻力外,旋翼也产生阻力,其主要是由旋翼轴向后倾斜造成。如图 12 所示,旋翼阻力随着轴倾角增大而增大,相同轴

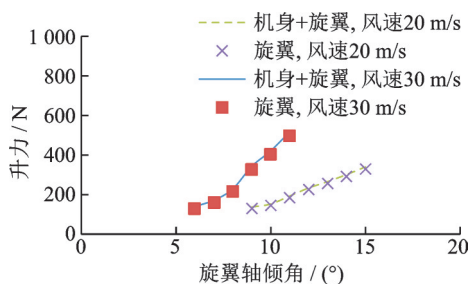


图 11 旋翼机升力随轴倾角变化规律

Fig.11 Gyroplane lift versus rotor shaft angle

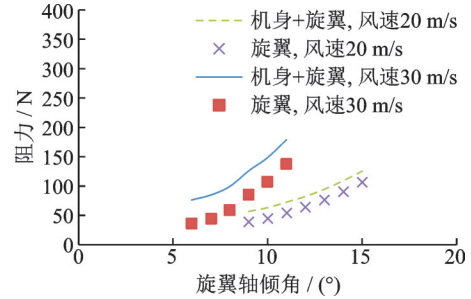


图 12 旋翼机阻力随轴倾角变化规律

Fig.12 Gyroplane drag versus rotor shaft angle

倾角时风速为 30 m/s 时的阻力明显大于风速为 20 m/s 时的阻力。

旋翼升力与阻力的比值,即升阻比,可以表示旋翼前飞时的气动效率。升阻比随飞行速度增大而增大,试验中最大升阻比为 3.83(图 13)。

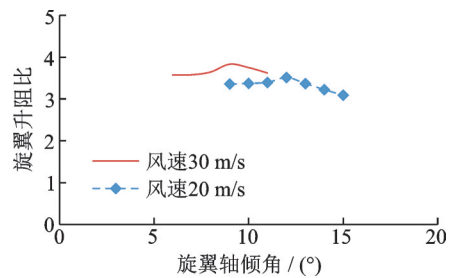


图 13 不同风速下旋翼升阻比随旋翼轴倾角变化曲线

Fig.13 Rotor lift-drag ratio varying with rotor shaft angle at different wind speed

### 3.4 与计算结果对比

对旋翼升力和阻力进行矢量合成,得到旋翼拉力

$$T = \sqrt{L^2 + D^2} \tag{13}$$

应用上述建立的旋翼气动模型,计算得到与试验状态相对应的旋翼拉力,通过操纵旋翼轴倾角进行旋翼配平(需用功率为 0)。如图 14 所示,计算结果与试验结果趋势一致,数值吻合性好。飞行速度为 20 m/s 时需要操纵轴倾角至 11.5° 左右,才能达到试验机所需要的旋翼拉力。

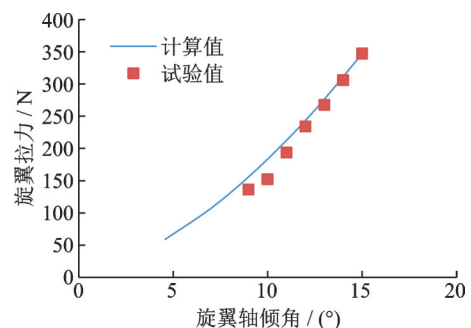


图 14 旋翼拉力计算值与试验值对比

Fig.14 Comparison of calculated results with experimental data for rotor thrust

## 4 旋翼拉力公式

根据以上分析,旋翼拉力除了跟旋翼设计方案紧密相关外,还跟飞行状态有关。本文试验机的旋翼拉力可以拟合成为以下方程表示

$$T = 6.6 \times v^2 \times \alpha^{1.5} \quad (14)$$

式中: $v$ 为飞行速度, $\alpha$ 为轴倾角。从式(14)可以看出,旋翼拉力与飞行速度的平方成正比,与轴倾角的1.5次方成正比关系。也可以说,在保持旋翼拉力不变的情况下,飞行速度的平方与轴倾角的1.5次方成反比例关系,这对飞行控制律设计具有重要指导作用。

对式(14)进行推广,可以写成

$$T = E \times v^2 \times \alpha^F \quad (15)$$

$$E = e\rho\pi R^2\sigma \quad (16)$$

$$F = 1.5 - f\theta \quad (17)$$

式中: $E$ 为常数项,它取决于旋翼设计方案和飞行环境。 $F$ 为轴倾角指数,不同旋翼方案 $F$ 取值不同,它跟旋翼翼型及桨距角相关。 $R$ 为旋翼半径, $\sigma$ 为实度, $\rho$ 为大气密度, $\theta$ 为桨距安装角, $f$ 为系数。

以半径1.2 m,实度0.045,桨距角1°的旋翼方案为算例,对拉力式(15)进行验算。系数 $e=17$ , $f=10$ ,于是 $E=4.2$ , $F=1.3$ ,此旋翼拉力公式为

$$T = 4.2 \times v^2 \times \alpha^{1.3} \quad (18)$$

应用本文建立的旋翼气动模型对半径1.2 m旋翼方案进行不同状态下的拉力计算,并与式(18)计算结果进行对比,如图15所示,两者数值接近,吻合性好。

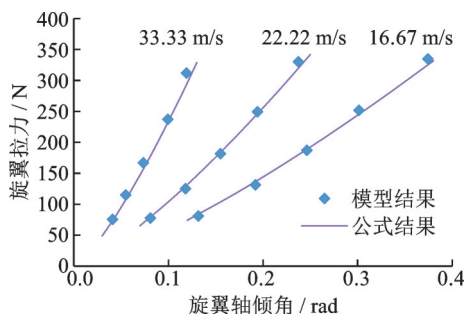


图15 不同方法得到的旋翼拉力对比

Fig.15 Comparison of rotor thrust by different methods

## 5 结 论

本文针对无人旋翼机,建立了旋翼气动力计算与试验方法。通过旋翼气动特性的对比分析,可以得出以下结论:

(1)当旋翼半径增大时,旋翼轴倾角不变,旋翼拉力增大。当旋翼总距增大时,旋翼拉力随之增大,旋翼轴倾角减少。旋翼机的旋翼总距一般很小,在0°附近。

(2)旋翼机通过控制轴倾角,以适应不同飞行速度,速度越大轴倾角越小,以保持所需要的旋翼拉力。旋翼转速随着飞行速度基本不变,不同飞行重量对应不同转速,旋翼转速需要保持在合理范围内(桨尖速度100~180 m/s)。

(3)试验机的机身阻力和升力,随风速增大而增大,随迎角增大而增大。旋翼升力明显大于机身(无机翼)升力,轴倾角越大升力越大,旋翼阻力主要是由旋翼轴向后倾斜造成。

(4)旋翼拉力跟设计方案、飞行状态和操纵相关。对于本文研制的无人旋翼机方案,稳定平飞时旋翼拉力与飞行速度的平方、轴倾角的1.5次方成正比关系。

### 参考文献:

- [1] LEISHMAN J G . Development of the autogiro: A technical perspective[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41 (4):765-781.
- [2] CHARNOV B H. From the Cierva C.4 to the Carter-copter: An analysis of how the autogiro became the gyroplane[C]//Proceedings of The 60th Annual Forum of the American Helicopter Society. Baltimore, MD: AHS, 2004:1145-1158.
- [3] SCHANK T C. The McDonnell aircraft corporation tip-jet, convertiplane programs [C]//Proceedings of The 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix, AZ: AHS, 2006:1671-1684.
- [4] SWINFORD G, CHARNOV B H. The last autogiro: Skyway engineering AC-35 of 1961—1966 [C]// Proceedings of The 61st Annual Forum of the American Helicopter Society. Grapevine, TX: AHS, 2005.
- [5] CARTER J. CarterCopter aircraft [C]//Proceedings of The 59th Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix, AZ: AHS, 2003.
- [6] GROEN D. Groen Brothers Aviation- Autogiros in the 21st Century [C]//Proceedings of 2003 AIAA/ ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. [S.l.]: AIAA/ICAS, 2003:2519.
- [7] 王焕瑾,高正.自转旋翼的气动优势和稳定转速[J].航空学报,2001,22(4):337-339.  
WANG Huanjin, GAO Zheng. Aerodynamic virtue

- and steady rotary speed of autorotating rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22 (4) : 337-339.
- [8] TAYMAN S K. Wind tunnel tests of a 42 inch diameter self-starting autogyro rotor: NRL/MR/5710-94-7485 [R]. Washington D C: Naval Research Lab, 1994.
- [9] SIROHI J, NAGARAJ V T, CHOPRA I. Design and testing of a rotor for autonomous autorotation [C]//Proceedings of The 60th Annual Forum of the American Helicopter Society. Baltimore, MD: AHS, 2004.
- [10] JENSEN D L. Un-manned autogyro for cinematography and reconnaissance: AIAA-2001-5228 [R]. [S. l.]: AIAA, 2001.
- [11] 朱清华. 自转旋翼飞行器总体设计关键技术研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- ZHU Qinghua. Research on key technologies of gyroplane preliminary design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007.
- [12] 朱清华, 李建波, 倪先平, 等. 旋翼机总体设计的几个问题[J]. *航空科学技术*, 2006(5):28-32.
- ZHU Qinghua, LI Jianbo, NI Xianping, et al. Several aspects of gyroplane design [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2006(5):28-32.
- [13] HOUSTON S S, THOMSON D G. A study of gyroplane flight dynamics [C]//Proceedings of The 21st European rotorcraft forum. Saint-Petersburg, Russia: [s.n.], 1995.
- [14] COTON F N, SMRCEK L, PATEK Z. Aerodynamic characteristics of a gyroplane configuration [J]. *Journal of Aircraft*. 1998, 35(2):274-279.
- [15] KALMYKOV A A, POLYNTSEV E, SOMOV Y I. Simulation of an autogyro controlled longitudinal motion [J]. *Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems*, 2002, 7(1):38-55.

(编辑:孙静)