

# 变距变转速多轴旋翼飞行器性能分析与试验

宋彦国, 王焕瑾, 林子国

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 分析了制约现有多旋翼无人机性能方面的影响因素,提出通过旋翼变距变转速来改善其飞行性能的方法;综合动态失速、桨叶非定常挥舞与旋翼动态入流模型,建立了旋翼变距与变转速的气动模型,为准确的性能分析奠定基础;研制了变距变转速多旋翼试验样机并进行了飞行试验。试飞试验结果与理论计算结果表明:飞行器随着起飞质量的增加,需用功率明显增加;飞行器在不同起飞质量,不同旋翼转速下的需用功率值理论结果与试飞试验结果对比表明,小起飞质量下的功率计算值与实验值相符程度达到 97%,而在大负载下理论计算值与实验值相符程度也在 95%左右,证明了理论分析方法能较好的预估飞行器的气动特性和性能指标。进一步的理论计算表明,旋翼变距和变转速技术能够有效提高多旋翼飞行器起飞质量,续航时间等关键性能指标。

**关 键 词:** 变总距; 变转速; 多旋翼飞行器; 飞行性能; 多轴直升机

**中图分类号:** V275 **文献标志码:** A

## Performance analysis and test of multi-rotor aircraft with variable rotor collective pitch and rotation speed

SONG Yanguo, WANG Huanjin, LIN Ziguo

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,  
College of Aerospace Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The critical influential factors limiting the flight performance of conventional multi-axis aircraft were analyzed. The method to improve the flight performance of multi-rotor aircraft was studied by means of variation of rotor collective pitch and rotational speed. Based on dynamic stall, unsteady flap and dynamic inflow model, a comprehensive aerodynamic theoretical model was developed to analyze the flight performance. A demonstrator multi-axis rotor aircraft was developed for flight test. The flight experimental results and theoretical results showed that the aircraft required power increases obviously with the increase of takeoff weight. Under different payloads and rotor rotational speed conditions, experimental and theoretical required very good agreement of the power results up to 97% at light load reach and 95% at heavy load respectively. By means of comparison and analysis, the theoretical performance analysis method was validated. And furthermore the simulation demonstrated that variation of the rotor collective pitch and rotational speed evidently improved maximal take-off weight and flight duration of multi-axis aircraft.

**收稿日期:** 2016-11-08  
**基金项目:** 航空科学基金(20155852056); 航天科技创新基金  
**作者简介:** 宋彦国(1973—),男,副教授,博士,主要从事直升机飞行力学与飞行控制方面的教学与科研工作。

**引用格式:** 宋彦国,王焕瑾,林子国. 变距变转速多轴旋翼飞行器性能分析与试验[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1033-1040. SONG Yanguo, WANG Huanjin, LIN Ziguo. Performance analysis and test of multi-rotor aircraft with variable rotor collective pitch and rotation speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1033-1040.

**Key words:** variable collective pitch; variable rotational speed; multi-rotor aircraft; flight performance; multi-axis helicopter

多旋翼飞行器具有诸多优点,得到了广泛应用。传统多旋翼的旋翼结构多采用固定桨距的螺旋桨结构,飞行器姿态与运动的控制通过改变螺旋桨转速实现,虽然结构简单,但是其机动、抗风能力以及飞行性能不高,制约了多轴旋翼飞行器的应用<sup>[1]</sup>。制约传统多旋翼飞行器应用的主要因素包括:

- 1) 定距螺旋桨无法适应多种飞行状态使需用功率最小。
- 2) 螺旋桨直径较小,桨盘载荷大导致诱导功率高。
- 3) 受螺旋桨惯性与电机电调限制,转速快速调节能力弱,机动性和抗风能力差。
- 4) 单臂升力小,整机操纵功效低。
- 5) 螺旋桨翼型适应多种飞行状态能力弱,导致气动效率低。

综上所述,改善多旋翼飞行器机动与抗风能力、进一步提高飞行性能,具有实际应用意义与价值。根据飞行状态的变化,改变桨叶参数<sup>[2-3]</sup>,如负扭转角(负扭)、桨叶弦长、旋翼直径和旋翼转速等,能显著提升旋翼飞行器的性能。文献[4-5]研究了旋翼变转速和旋翼变直径对直升机性能的提升作用,表明同时采用旋翼变转速和旋翼变直径的方式提升直升机性能比采用单一方式好。而且,旋翼变转速技术已经在多种旋翼飞行器上采用,比如 XV-15、V-22、A160、X2 和 NASA 研究的下一代重型旋翼飞行器<sup>[6-9]</sup>。改变桨叶弦长可用于提升直升机性能,此方法可以提升直升机最大前飞速度、飞行高度和起飞质量等性能指标<sup>[10-11]</sup>。适当加大桨叶负扭可提升直升机悬停性能,但会降低直升机前飞性能,为兼顾悬停和前飞性能,研究人员开展了桨叶主动负扭技术研究,桨叶根据性能要求主动产生负扭以尽量提升直升机性能<sup>[12-13]</sup>。文献[14-15]对比研究了多种旋翼变体技术对直升机性能的影响。

根据旋翼桨叶变参数的启示,针对多轴直升机特点,为了提高其飞行性能,本文以变总距变转速的四旋翼飞行器为对象,研究了变距变转速对飞行性能的改善与影响。

1 变总距变转速多旋翼直升机

目前主流的传统多轴飞行器性能如表 1 所示。

表 1 主流传统多旋翼性能与参数

| Table 1 Parameters and performance of conventional multi-rotor aircraft |                    |              |                  |
|-------------------------------------------------------------------------|--------------------|--------------|------------------|
| 参数                                                                      | 大疆“悟”<br>INSPIRE 1 | 大疆<br>S1000+ | 大疆 MG-1<br>农业植保机 |
| 电机轴距/mm                                                                 | 559                | 1 045        | 1 520            |
| 桨数量/个                                                                   | 4                  | 8            | 8                |
| 最大功率/kW                                                                 |                    | 4            | 6.5              |
| 桨直径/mm                                                                  | 330                | 381          | 533              |
| 桨螺距/mm                                                                  | 114                | 132          | 178              |
| 空机质量/kg                                                                 | 2.3                | 4.12         | 8.8              |
| 最大起飞质量/kg                                                               | 3.4                | 11           | 24               |

为提高多旋翼直升机的性能,本文提出了一种变距变转速的四旋翼无人直升机,其主要特点是:①采用高效直升机翼型与旋翼提高气动效率;②变总距操纵实现飞行器姿态控制,克服传统多轴飞行器转速调节慢难题,增加操纵功效,提高机动性与抗风能力;③根据飞行条件旋翼转速自动调节减小需用功率,提高飞行性能。飞行器的试飞如图 1 所示。主要参数和性能如表 2 所示。根据表中所列参数,在目前可以参考的多轴飞行器中其性能比较优越,具有明显的优势。



图 1 变距变转速的四旋翼无人直升机  
Fig. 1 Unmanned multi-rotor aircraft with variable rotor collective pitch and rotation speed

表 2 图 1 所示无人直升机主要参数和性能

| Table 2 Parameters and performance of UAV in figure 1 |       |
|-------------------------------------------------------|-------|
| 参数                                                    | 数值    |
| 对角轴距/mm                                               | 1 600 |
| 旋翼数/套                                                 | 4     |
| 桨叶数/片                                                 | 12    |

续表

| 参数        | 数值          |
|-----------|-------------|
| 电机数/个     | 4           |
| 功率/kW     | 8.8         |
| 桨叶直径/mm   | 1100        |
| 空机质量/kg   | 12          |
| 电池容量/Ah   | 88          |
| 电池质量/kg   | 10          |
| 最大起飞质量/kg | 45          |
| 悬停时间/min  | 30 35 40 45 |
| 起飞质量/kg   | 34 29 24 19 |

2 飞行性能计算模型

2.1 气动力模型

变距变转速多轴旋翼飞行器的飞行性能计算模型最重要的是建立旋翼气动力模型,由于飞行过程中旋翼桨距与转速共同发生变化,因此须详细分析旋翼的模型。本文采用叶素理论来计算旋翼的升力系数、阻力系数与扭矩系数等。气动力计算模型包括桨叶结构模型、桨叶运动学模型、桨叶气动模型和旋翼诱导速度模型等。

2.1.1 翼型气动力模型

当旋翼变距变转速时,尤其是转速降低时,旋翼为了产生同样大小的拉力,需要增加总距,同时桨叶的挥舞运动也更加剧烈,当转速降低的幅度较大时,旋翼桨盘上容易产生失速区域。因此,本文采用了非定常模型来计算桨叶剖面的气动力<sup>[16-17]</sup>。

该模型将桨叶剖面的气动力变化写成了关于当地迎角及其导数阶跃变化的函数。

附着流状态下,桨叶剖面的法向力及俯仰力矩的非定常响应包括呈指数形式的环量和非环量两部分<sup>[18]</sup>。环量法向力响应和俯仰力矩响应是迎角阶跃变化的函数。

$$\Delta R_n^c(\psi) = R_{na} \cdot \left[ 1 - Q_1 \cdot \exp\left(-\frac{q_1 \cdot t}{T_c}\right) - Q_2 \cdot \exp\left(-\frac{q_2 \cdot t}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha \quad (1)$$

$$\Delta R_m^c(\psi) = (0.25 - x_{ac}) \cdot R_{na} \cdot \left[ 1 - Q_1 \cdot \exp\left(-\frac{q_1 \cdot t}{T_c}\right) - Q_2 \cdot \exp\left(-\frac{q_2 \cdot t}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha \quad (2)$$

式中  $T_c = c/[2 \cdot u \cdot (1 - M_{Mach}^2)]$  为环量时间常数; $c$  为无量纲弦长; $Q_1$ 、 $Q_2$ 、 $q_1$ 、 $q_2$  为经验系数。

非环量法向力响应和俯仰力矩响应由迎角导数的阶跃变化产生。

$$\Delta R_n^l(\psi) = \frac{4}{Ma} \cdot \exp\left(-\frac{t}{k_n \cdot T_l}\right) \cdot \dot{\Delta\alpha} \quad (3)$$

$$\Delta R_m^l(\psi) = - \left[ Q_3 \cdot \exp\left(-\frac{t}{q_3 \cdot k_m \cdot T_l}\right) + Q_4 \cdot \exp\left(-\frac{t}{q_4 \cdot k_m \cdot T_l}\right) \right] \cdot \dot{\Delta\alpha} \quad (4)$$
$$k_n = \frac{0.75}{(1 - Ma) + \pi \cdot \beta_*^2 \cdot Ma^2 \cdot (Q_1 \cdot q_1 + Q_2 \cdot q_2)} \quad (5)$$

$$k_m = \frac{Q_3 \cdot q_4 + Q_4 \cdot q_3}{q_3 \cdot q_4 \cdot (1 - Ma)} \quad (6)$$

式中  $T_l = c \cdot Ma/u$  为非环量时间常数; $Q_3$ 、 $Q_4$ 、 $q_3$ 、 $q_4$  为经验系数。

分离流状态下桨叶剖面法向力和俯仰力矩的非定常响应需由分离点的判断着手。

分离点的确定与滞后法向力有关。考虑非定常因素,由于翼型前缘压力峰值相对于法向力响应有一相位滞后,所以临界法向力可在更高的迎角上达到,考虑前缘压力峰值响应滞后,可由一滞后法向力与临界法向力比较来判断附面流分离的发生,这个滞后法向力为

$$R'_{ni} = R_{ni} - D_{\rho i} \quad (7)$$

$$D_{\rho i} = D_{\rho i-1} \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{\beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_\rho}\right) + (R_{ni}^u - R_{ni-1}^u) \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{2 \cdot \beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_\rho}\right) \quad (8)$$

式中时间常数  $T_\rho$  为马赫数的函数。根据  $R'_{ni}$  可以定义一个有效迎角:  $\alpha_{fi} = \frac{R'_{ni}}{R_{na}(M_{Mach})}$ , 然后同得到静态分离点  $f$  一样,用  $\alpha_{fi}$  代替  $\alpha$  得到桨叶剖面有效静态分离点  $f_{ci}$

$$f_{ci} = \begin{cases} 1 - 0.3 \cdot \exp\left(\frac{\alpha_{fi} - \alpha_{0.7}}{s_1}\right) & \alpha_{fi} \leq \alpha_{0.7} \\ 0.04 + 0.66 \cdot \exp\left(\frac{\alpha_{0.7} - \alpha_{fi}}{s_2}\right) & \alpha_{fi} > \alpha_{0.7} \end{cases} \quad (9)$$

考虑外缘响应滞后,可以求出动态分离点

$$f_{di} = f_{ci} - D_{fi} \quad (10)$$

$$D_{fi} = D_{fi-1} \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{\beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_f}\right) + (f_{ci} - f_{ci-1}) \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{2 \cdot \beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_f}\right) \quad (11)$$

式中  $T_f$  为一个随马赫数变化的时间常数。

依据  $f_{di}$  可以求得分离流状态下桨叶剖面法向力和俯仰力矩的非定常环量响应

$$R_{ni}^f = R_{na} Ma \cdot \left( \frac{1 + \sqrt{f_{di}}}{2} \right)^2 \cdot \alpha_{ci} \quad (12)$$

$$R_{mi}^f = [k_0 + k_1 \cdot (1 - f_{di}) + k_2 \cdot \sin(\pi(f_{di})^2)] \cdot R_{ni}^f \quad (13)$$

由此求出分离流状态下桨叶剖面载荷分量的非定常响应

$$R_{ni}^u = R_{ni}^f + R_{ni}^l \quad (14)$$

$$R_{mi}^u = R_{mi}^f + R_{mi}^l \quad (15)$$

$$R_{ci}^u = \eta_c \cdot R_{ni}^u \cdot \tan \alpha_{ci} \cdot \sqrt{f_{di}} \quad (16)$$

$$R_{li}^u = R_{ni}^u \cdot \cos \alpha + R_{ci}^u \cdot \sin \alpha \quad (17)$$

$$R_d^u = R_{ni}^u \cdot \sin \alpha - R_{ci}^u \cdot \cos \alpha \quad (18)$$

根据翼型静态试验数据,可以分析得出任意马赫数下分离出现时法向力临界值  $R_{ni}$  (静态),由此可以给出随马赫数变化的分离边界,各个翼型的边界可以根据它的静态弦向压力分布来求得。

当桨叶剖面的前缘或激波诱导的附面流分离,产生深度失速时,法向力和俯仰力矩有很大变化,涡的影响很严重,不能再忽略,所以公式中需补充涡的影响。

涡诱导的法向力为

$$R_{ni}^v = R_{ni-1}^v \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{\beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right) + (R_{vi} - R_{vi-1}) \cdot \exp\left(\frac{\Delta t}{2 \cdot \beta_*^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right) \quad (19)$$

$$R_{vi} = R_{ni}^c \cdot (1 - k_{vi}) \quad (20)$$

$$k_{vi} = (1 + \sqrt{f_{di}})^2 / 4 \quad (21)$$

俯仰力矩为

$$R_{mi}^v = -R_{pv} \cdot R_{ni}^v \quad (22)$$

$$R_{pv} = 0.25 \cdot \left[ 1 + \sin\left(\frac{\tau_v}{T_{vi}} - 0.5\right) \right] \quad (23)$$

式中  $R_{pv}$  为涡诱导的压力中心距  $1/4$  弦线的距离,  $\tau_v$  为涡的移动,  $\tau_v = 0$  为涡的开始,  $\tau_v = 1$  为涡已经到达翼型后缘。  $T_v$ 、 $T_{vi}$  这两个时间常数在一定范围马赫数内是常值。

求出了涡诱导的法向力和俯仰力矩后就得到了深度失速状态下,桨叶剖面载荷分量的非定常响应

$$R_{ni}^u = R_{ni}^f + R_{ni}^l + R_{ni}^v \quad (24)$$

$$R_{mi}^u = R_{mi}^f + R_{mi}^l + R_{mi}^v \quad (25)$$

$$R_{ci}^u = \eta_c \cdot R_{ni}^u \cdot \tan \alpha_{ci} \cdot \sqrt{f_{di}} \cdot \chi_i \quad (26)$$

$$R_{li}^u = R_{ni}^u \cdot \cos \alpha + R_{ci}^u \cdot \sin \alpha \quad (27)$$

$$R_d^u = R_{ni}^u \cdot \sin \alpha - R_{ci}^u \cdot \cos \alpha \quad (28)$$

式中  $\chi_i = f_{di}^{D_{fi}(R_{ni}^v - R_{ni}^f)}$ 。

## 2.1.2 桨叶的挥舞运动模型

桨叶在变距变转速工作过程中,其上作用有空气动力、离心力、挥舞惯性力、约束弹性力、桨叶重力、由机身角运动引起的哥氏力、机身角加速度和加速度引起的附加惯性力,这些力形成桨叶挥舞的动态平衡方程。由于桨叶的气动力矩  $M_\beta$  中含有挥舞角  $\beta$  函数项及挥舞角速度  $\dot{\beta}$  项,采用隐式递推方法计算桨叶挥舞。 $t$  时刻桨叶在方位角  $\phi_t$  的挥舞角、挥舞角速度、挥舞角加速度表示为:  $\beta_t, \dot{\beta}_t, \ddot{\beta}_t$ , 当时间间隔足够小时,下一时刻的挥舞角可以表示为

$$\beta_{t+1} = \beta_t + \frac{\sin \Delta \phi}{\Omega} \dot{\beta}_t + \frac{1 - \cos \Delta \phi}{\Omega^2} \ddot{\beta}_t \quad (29)$$

$$\dot{\beta}_{t+1} = \dot{\beta}_t + \frac{\sin \Delta \phi}{\Omega} \ddot{\beta}_t \quad (30)$$

将式(30)带入动态挥舞平衡方程获取挥舞角加速度为

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}_{t+1} = & \frac{M_\beta}{I_\beta} f(\beta_{t+1}, \psi + \Delta \phi, x) + \\ & g(\beta_{t+1}, \psi + \Delta \phi, x) + h(\beta_{t+1}, \psi + \Delta \phi, x) + \\ & \frac{M_{A_{t+1}} - K_\beta \beta_{t+1}}{I_\beta} \end{aligned} \quad (31)$$

式中第 1 项与机体加速度引起的惯性力有关,第 2 项、第 3 项与机身角速度与角加速度引起的挥舞惯性力有关,最后一项则表示由气动力和桨根约束力引起的挥舞。通过上述公式递推算桨叶挥舞角及角加速度。

## 2.1.3 旋翼诱导速度模型

影响旋翼气动力的另一个关键因素是非定常入流特性,即需要确定旋翼诱导速度分布特性。本文采用动态入流理论计算非定常入流情况。

动态入流理论认为:气动力的扰动变化必然引起诱导速度沿桨叶展向和方位角变化;由于旋翼周围空气惯性的影响,诱导速度扰动不会瞬间产生,而是有个时间延迟。为了体现扰动运动所引起的诱导速度在桨盘上的非均匀分布,用一阶傅里叶级数把诱导速度表达为旋翼径向位置和方位角的函数

$$\begin{aligned} \bar{v}_r(\bar{r}, \phi) = & \lambda_0 + \lambda_{1c} \cdot \bar{r} \cdot \cos \phi + \\ & \lambda_{1z} \cdot \bar{r} \cdot \sin \phi \end{aligned} \quad (32)$$

式中  $\lambda_0$ 、 $\lambda_{1c}$  和  $\lambda_{1z}$  分别为时均、一阶纵向和横向入流分量,上述扰动运动所引起的诱导速度加上旋翼垂直爬升速率  $V_c$  就是桨盘的总入流速度。

动态入流模型将扰动运动所引起的气动力变

化和诱导速度变化通过一组线性微分方程联系起来。它以实验为基础,揭示了诱导速度随旋翼气动力变化的动态响应规律。它把旋翼瞬态载荷,如拉力、滚转力矩和俯仰力矩同旋翼诱导速度场的瞬态响应联系起来,较好地反映了诱导速度的动态响应特性对旋翼气动载荷的影响。

$$\mathbf{M} \begin{Bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_{1z} \\ \dot{\lambda}_{1c} \end{Bmatrix} + \mathbf{V} \tilde{\mathbf{L}}^{-1} \begin{Bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_{1z} \\ \lambda_{1c} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_t \\ C_l \\ C_m \end{Bmatrix} \quad (33)$$

式中  $\mathbf{M}$  为惯性矩阵;  $\mathbf{V}$  为质量流量参数矩阵,  $\tilde{\mathbf{L}}$  矩阵与流场状态有关,是诱导速度与气动载荷之间的静态关系的体现;  $C_t$ 、 $C_l$ 、 $C_m$  分别为旋翼拉力、滚转力矩和俯仰力矩系数。将(33)式与桨叶挥舞、翼型气动力计算等微分方程结合起来,形成桨叶动力学微分方程,就可得出桨叶载荷、桨盘入流跟旋翼响应之间的关系。

本文采用 Pitt-Peters 模型,它是动态入流理论的一种形式,根据此模型,惯性矩阵  $\mathbf{M}$  为

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 128/75\pi & 0 & 0 \\ 0 & -16/45\pi & 0 \\ 0 & 0 & -16/45\pi \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中  $\mathbf{L}$  矩阵为

$$\tilde{\mathbf{L}} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 & \frac{15\pi}{64} \sqrt{\frac{1-\sin\alpha_w}{1+\sin\alpha_w}} \\ 0 & -\frac{4}{1+\sin\alpha_w} & 0 \\ \frac{15\pi}{64} \sqrt{\frac{1-\sin\alpha_w}{1+\sin\alpha_w}} & 0 & -\frac{4 \cdot \sin\alpha_w}{1+\sin\alpha_w} \end{bmatrix} \quad (35)$$

这里尾迹倾斜角  $\alpha_w = \tan^{-1}(\lambda_0 + \bar{V}_c)/\mu$ 。令  $X = \sqrt{(1-\sin\alpha_w)/(1+\sin\alpha_w)}$ , 则  $\tilde{\mathbf{L}}$  矩阵可写成

$$\tilde{\mathbf{L}} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & \frac{15}{64}\pi X \\ 0 & -2(1+X^2) & 0 \\ \frac{15}{64}\pi X & 0 & 2(X^2-1) \end{bmatrix} \quad (36)$$

式中  $X$  可以看做尾迹倾斜程度的参数。

质量流量参数矩阵

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} V_m \\ \bar{V} \\ \bar{V} \end{bmatrix} \quad (37)$$

式中  $V_m = \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 + \bar{V}_c)^2}$ , 它与平均入流相关; 而

$$\bar{V} = [\mu^2 + (\lambda_0 + \bar{V}_c)(2\lambda_0 + \bar{V}_c)]/V_m \quad (38)$$

它与一阶以及更高阶次入流相关。

此模型可用于计算轴流以及定常前飞状态下的诱导速度。

2.1.4 机身组合体气动力模型

机身组合体包括:短舱、主支撑盘、悬臂、起落架及其他机身组件。通过 CATIA 软件按照图 1 和表 2 参数建立飞行器几何模型,利用 ANSYS ICEM 软件对几何模型进行计算域非结构黏性网格划分和多层附面层模拟,采用 ANSYS FLUENT 软件对外部气动环境进行 CFD 计算。由于本飞行器属于低速飞行器,因此采用低速流动特性假设,利用有限体积法求解纳维-斯托克斯方程计算得到机身组合体的气动特性。图 2 和图 3 为计算得到的机身组合体在典型飞行状态下的气动系数曲线。

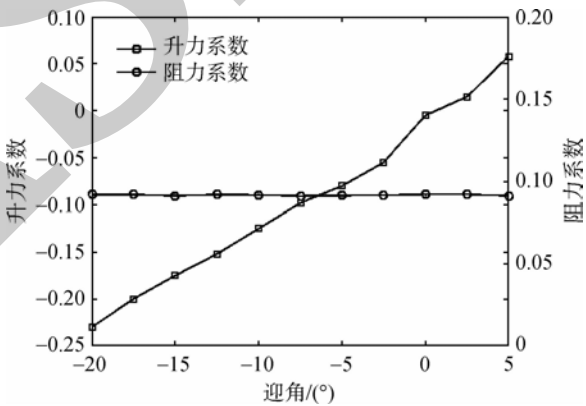


图 2 机身组合体升力与阻力系数  
Fig. 2 Lift and drag coefficient of the fuselage

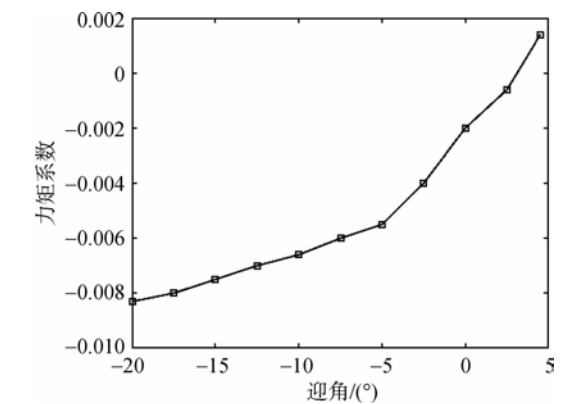


图 3 机身组合体气动力矩系数  
Fig. 3 Pitch moment coefficient of the fuselage

2.2 性能分析

建立准确的气动分析模型后,按照图 4 流程进行变距变转速性能分析。

飞行器性能的分析是考虑发动机可用功率与飞行器需用功率匹配的过程(图 4 虚线),有效提高飞行器性能的关键环节是利用旋翼转速与性能的关系,寻找最优转速(图 4 点划线),使全机需用功率最小,保证性能最优。

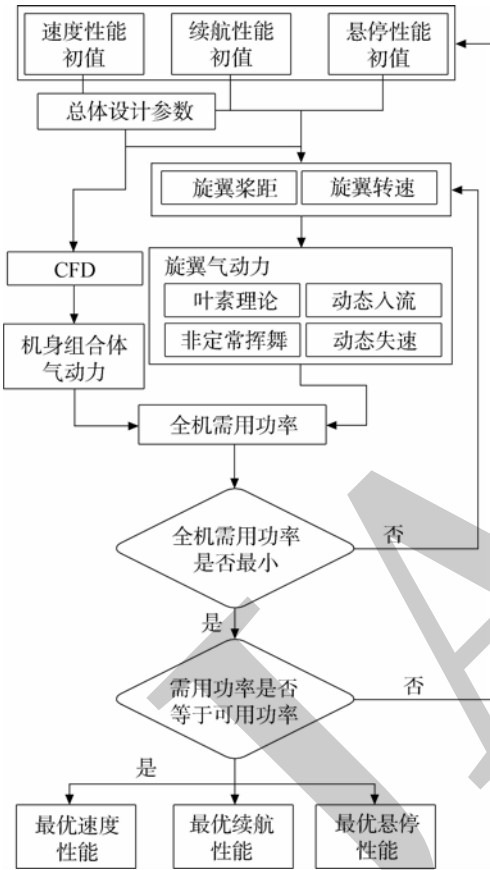


图 4 性能分析计算流程

Fig. 4 Performance calculation flow chart

3 验证样机试飞试验

为验证性能计算模型的准确性,对原理验证机进行了试飞实验,图 5 给出了单个旋翼在不同起飞质量( $G$ )和不同转速( $n$ )下的悬停功率曲线。随着起飞质量的增加,需用功率明显增加。利用计算模型求解飞行器在起飞质量为 24.0 kg 与 29.6 kg 下,随转速变化的需用功率值并与原理验证样机的实验数据值进行比较。对比结果如图 6 和图 7 所示。虽然计算模型在数据对比中略有偏差,但最大计算误差相对较小。小起飞质量下的功率计算值与实验值相符程度达到 97% 以上。

而在增加一定负载后,理论计算值依然与实验值符合程度较高,而且相符程度维持在 95% 左右。

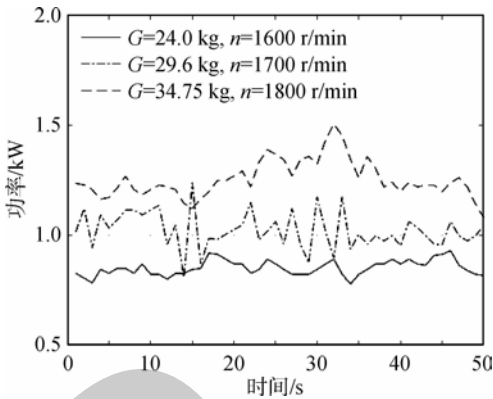


图 5 不同起飞质量与转速悬停功率实验值

Fig. 5 Test data of hover power for different weight and rotation speed

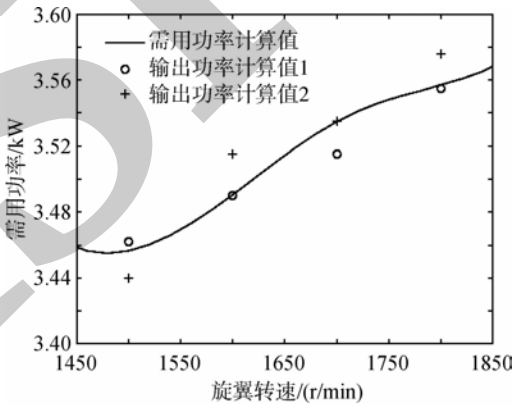


图 6 起飞质量为 24.0 kg 变转速悬停功率比较

Fig. 6 Hover power comparison of test data and theoretical data at 24.0 kg take off weight

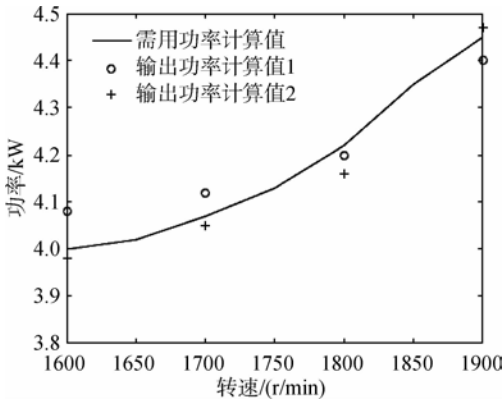


图 7 起飞质量为 29.6 kg 变转速悬停功率比较

Fig. 7 Hover power comparison of test data and theoretical data at 29.6 kg take off weight

由此表明本文的性能计算模型较为准确,可用于变转速变总距四旋翼无人机进行性能分析。

4 旋翼变距变转速对性能的影响

以准确的理论模型为基础,通过计算能进一步说明旋翼变距变转速对飞行器性能的影响。如图 8 所示,飞行器的悬停需用功率在一定高度下随着载荷的增大而增大。同时在一定高度一定载荷工况下,悬停需用功率随着转速的增加出现先减小后增大的现象。以起飞质量为 40.0 kg,在高度(H)为 1 km 高度悬停为例,其最优转速约为 1700 r/min。相应的,由于悬停需用功率的降低,飞行器用于垂直爬升的剩余功率增加(如图 9 所示),有利于无人机的机动飞行。在不同起飞质量与工作高度下,采用不同的转速对提高性能具有重要意义。

如图 10 所示,前飞需用功率与转速的关系与

悬停时类似,但由于前飞时入流增加导致诱导功率减小,因此需用功率较悬停略有减小。随着转速的增加,前飞需用功率出现了先减小后增大的现象。以 1 km 高空,前飞速度(V)为 20 m/s 为例,其最优转速约为 1750 r/min,该转速所需前飞功率较于转速 1600 r/min 减少约 6.4%,效果明显。相应的,由于需用功率的降低,飞行器用于爬升的剩余功率增加,如图 11 所示。

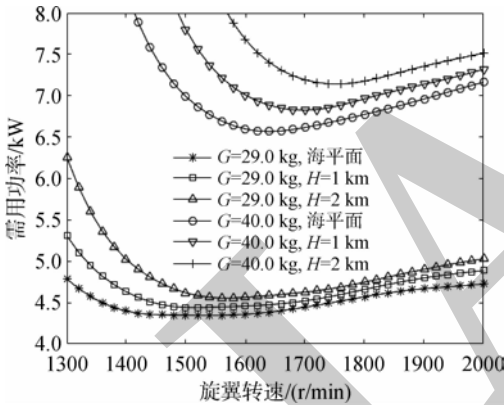


图 8 旋翼转速对悬停需用功率影响  
Fig. 8 Power required with respect to rotation speed in hover

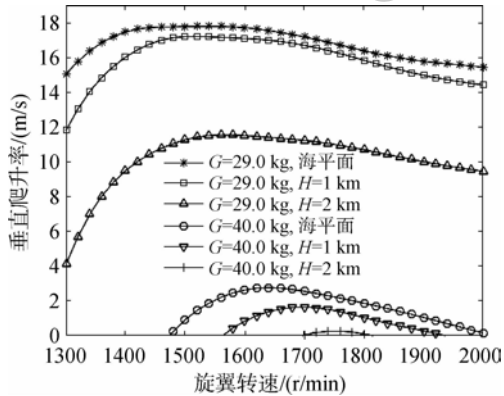


图 9 旋翼转速对垂直爬升率影响  
Fig. 9 Climb rate with rotation speed in vertical flight

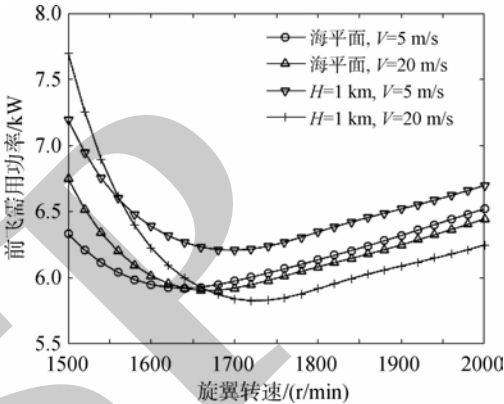


图 10 旋翼转速对前飞需用功率影响(G=40.0 kg)  
Fig. 10 power required with rotation speed in forward flight (G=40.0 kg)

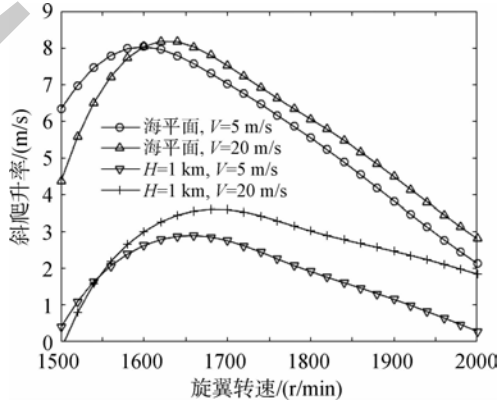


图 11 旋翼转速对斜爬升率影响(G=40.0 kg)  
Fig. 11 climb rate with rotation speed (G=40.0 kg)

5 结 论

通过理论分析与试验对比表明,变总距变转速对多旋翼无人机的影响显著,通过本文工作得出如下结论:

- 1) 综合翼型动态失速、桨叶非定常挥舞与旋翼动态入流模型,建立的旋翼变距与变转速气动分析模型,能对多轴旋翼飞行器的性能进行准确分析,模型仿真结果与试验结果接近,为大型的多

旋翼直升机设计提供了理论基础。

2) 采用变距变转速后,原理验证样机性能参数指标均优于一般螺旋桨式四旋翼飞行器,主要体现在:最大起飞质量提高、任务载荷提升多、续航时间长,机动飞行性能提高明显。

参考文献:

[ 1 ] 林子国. 变总距变转速四旋翼无人机设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.  
LIN Ziguo. Research on variable collective-pitch and rotor RPM quadrotor UAV design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[ 2 ] 孙伟,张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计[J]. 航空动力学报,2011,26(7):1608-1614.  
SUN Wei,ZHANG Chenglin. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(7):1608-1614. (in Chinese)

[ 3 ] 王强,陈铭,王保兵,等. 旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响[J]. 航空动力学报,2014,29(6):1434-1443.  
WANG Qiang,CHEN Ming,WANG Baobing,et al. Effect of geometric parameters of rotor on hovering performance of coaxial rotor[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(6):1434-1443. (in Chinese)

[ 4 ] MISTRY M,GANDHI F. Performance improvement with variable rotor span and RPM[R]. Phoenix:66th Annual Forum of the American Helicopter Society,2010.

[ 5 ] 徐明,李建波,韩东. 旋翼转速优化直升机的纵向操纵性与稳定性分析[J]. 航空动力学报,2015,30(6):1374-1381.  
XU Ming,LI Jianbo,HAN Dong. Analyze on longitudinal controllability and stability of OSR helicopter[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(6):1374-1381. (in Chinese)

[ 6 ] JOHNSON W,YAMAUCHI G K. NASA heavy lift rotorcraftsystems investigations[R]. NASA-TP-2005-213467, 2005.

[ 7 ] GERMANOWSKI P J, STILLE B L, STRAUSS M P. Technologyasement for large vertical-lift transport tiltrotors[R]. NASA-CR-2010-216484,2010.

[ 8 ] DIOTTAVIO J,FRIEDMANN D. Operational benefits of an optimal widely variable speed rotor[R]. Phoenix:66th

AnnualForum of the American Helicopter Society,2010.

[ 9 ] BLACKWELL R,MILLOTT T. Dynamics design of the sikorsky X2 technology demonstrator aircraft[R]. Montreal,64th Annual Forum of the American Helicopter Society,2008.

[10] LEOM O,HAYDEN E,GANDHI F. Rotorcraft operating envelope expansion using extendable chord sections[R]. Grapevine:65th Annual Forum of the American Helicopter Society,2009.

[11] KHOSHLAH M,GANDHI F,WEBSTER S. Extendable chord rotors for helicopter envelope expansion and performance improvement[R]. Beach:67th Annual Forum of the American Helicopter Society,2011.

[12] WILBRU M L,YEAGER W T,WILKIE W K,et al. Hover testing of the NASA/ARMY/MIT active twist rotor prototypeblade[R]. Beach:56th Annual Forum of the American Helicopter Society,2000.

[13] RIEMENSCHNEIDER J,OPITZ S. Measurement of twist deflection in active twist rotor[J]. Aerospace Science and Technology,2011,15(3):216-223.

[14] HAN D,SMITH E C. Lagwise loads analysis of a rotor bladewith an embedded chordwise absorber[J]. Journal of Aircraft,2009,46(4):1280-1290.

[15] 韩东,林长亮,李建波. 旋翼变体技术对直升机性能的提升[J]. 航空动力学报,2014,29(9):2017-2023.  
HAN Dong,LIN Changliang,LI Jianbo. Helicopter performance improvement by rotor morphing technologie[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(9):2017-2023. (in Chinese)

[16] LEISHMAN J G,BEDDOES T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society,1989,34(3):3-17.

[17] GALVANETTO U, PEIRO J, CHANTHARASENA-WONG C. An assessment of some effects of the non-smoothness of the Leishman-Beddoes dynamic stall model on the nonlinear dynamics of a typical aerofoil section[J]. Journal of Fluids and Structures,2008,24(1):151-163.

[18] WANG Qing,ZHAO Qijun,ZHAO Guoqing. PIV experiments on flow field characteristics of rotor airfoil dynamic stall and modifications of L-B model[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2014,46(4):631-635.

(编辑:叶 青)