

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.003

## 基于飞行特性的倾转旋翼机变直径方案研究

李健, 朱清华, 王昊, 吴远航

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

**摘要:** 变直径倾转旋翼机作为一种新构型倾转旋翼机, 通过对其飞行特性进行仿真, 可根据仿真结果为设计阶段的变直径方案选择提供设计依据。本文建立了变直径倾转旋翼机飞行性能计算模型和非线性飞行动力学模型, 并对样机进行仿真计算。根据参数对于飞行性能及配平结果的影响, 规划算例样机的旋翼直径变化范围、变直径时机及变直径操纵策略, 得到样机最佳旋翼直径变化范围为  $0.7R \sim 1.15R$ , 最佳变直径时机: 360 km/h 固定翼模式前飞时完成旋翼直径增大过程, 250 km/h 固定翼模式前飞时完成旋翼直径减小过程。同时基于西科斯基变直径旋翼设计了一种变截面扭管形式的变直径旋翼操纵策略。

**关键词:** 倾转旋翼机; 变直径旋翼; 飞行性能; 飞行动力学

中图分类号: V212.4 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2023)02-0193-09

## Research on Variable Diameter Scheme of Tiltrotor Aircraft Based on Flight Characteristics

LI Jian, ZHU Huaqing, WANG Hao, WU Yuanhang

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** As a new configuration tilt rotor aircraft, the variable diameter tiltrotor aircraft can provide design basis for the selection of variable diameter plan in the design stage according to the simulation results of its flight characteristics. In this paper, the flight performance calculation model and nonlinear flight dynamics model of variable diameter tiltrotor aircraft are established, and the prototype is simulated. According to the parameter influence on flight performance and trim results, the rotor diameter variation range, diameter variation timing and diameter variation control strategy of the numerical example prototype are planned. Finally, the best rotor diameter variation range of the prototype is  $0.7R \sim 1.15R$ . The best time to change the diameter is to complete the process of rotor diameter increase when flying forward in 360 km/h fixed wing mode, and complete the process of rotor diameter decrease when flying forward in 250 km/h fixed wing mode. At the same time, a variable cross-section twist tube type variable diameter rotor control strategy is designed based on Sikovsky variable diameter rotor.

**Key words:** tiltrotor aircraft; variable diameter rotor; flight performance; flight dynamics

倾转旋翼飞行器可垂直起降且航程和飞行速度都远大于直升机, 在军事和民用运输中都具有极其重要的应用价值。倾转旋翼飞行器的旋翼设计是目前一个较为困难的问题, 它需要兼顾两个模式

下的飞行效率, 因此通常在直升机模式和固定翼模式都不能达到一个令人满意的结果<sup>[1]</sup>。为改善这一问题, 变直径倾转旋翼机的概念应运而生。该新型旋翼设计概念指出, 在直升机模式飞行时将直径

收稿日期: 2022-05-02; 修订日期: 2023-03-20

通信作者: 朱清华, 男, 副教授, E-mail: zhuqinghua@nuaa.edu.cn。

引用格式: 李健, 朱清华, 王昊, 等. 基于飞行特性的倾转旋翼机变直径方案研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 193-201. LI Jian, ZHU Huaqing, WANG Hao, et al. Research on variable diameter scheme of tiltrotor aircraft based on flight characteristics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 193-201.

变为最大的状态,在固定翼模式飞行时将旋翼变为最小的状态,这样可以同时改善旋翼在两个模式下的气动性能。

变直径倾转旋翼机技术在国外发展较早,但也只是停留在相关技术探索研究层面,尚未有样机面世。从20世纪60年代开始,有学者提出了变直径旋翼概念<sup>[2]</sup>,同时说明了变直径旋翼对飞行性能的影响。同时美国 Sikorsky 公司也对伸缩变直径桨叶旋翼展开了研究,并进一步将该技术与倾转旋翼机的研究相结合<sup>[3]</sup>。文献[4]提出了利用离心力驱动变直径的概念。文献[5]详细介绍了变直径旋翼的优点和几种设计方案。文献[6]针对变直径旋翼进行了一系列的风洞试验。文献[1]对变直径倾转旋翼进行了气动优化设计,并利用涡流理论方法对变直径倾转旋翼的悬停和巡航性能进行了计算。文献[7]研究了变直径旋翼和变转速旋翼对直升机性能的影响。中国国内众多学者对变直径倾转旋翼飞行器进行了理论研究。文献[8]计算了倾转过程中变直径旋翼的气动特性。文献[9]通过轴向涡流理论以倾转旋翼机 XV-15 为计算原型分析了其气动性能,并进一步地分析了直径变化对其气动性能的影响。文献[10]基于改进的叶素-动量理论建立了倾转旋翼机的气动特性分析模型。文献[11]进行了变直径倾转旋翼试验模型的结构设计,设计了虚拟样机模型。文献[12]利用虚拟样机技术对变直径倾转旋翼的运动特性、动力学特性以及结构强度进行了仿真分析。

目前变直径倾转旋翼机的研究主要集中在变直径旋翼气动性能优劣势研究和旋翼变直径机构研究方面,对于变直径倾转旋翼机变直径策略的相关研究较少。本文搭建了变直径倾转旋翼机飞行性能计算模型和飞行动力学模型,以倾转旋翼机 XV-15 参数为参考,构建算例样机,寻找使主要飞行性能最佳的旋翼变直径量、对于飞行状态影响最小的变直径时机以及此时的操纵方式。此方法可用于在变直径旋翼机设计过程中,为参数选择及后续变直径方案提供参考。

## 1 基于性能的变直径量选择

倾转旋翼机直升机模式下尽管具有前飞能力,但主要执行垂直起飞及悬停任务。因此本文基于直升机模式下悬停升限、固定翼模式下最大飞行速度、过渡模式下过渡走廊曲线3种主要飞行性能,研究旋翼直径变化量的最优范围。定义旋翼直径变化比

$$\lambda_R = \frac{R}{R_b} \quad (1)$$

式中: $R$ 为实际旋翼半径; $R_b$ 为基准旋翼半径,参考倾转旋翼机 XV-15 取 3.81 m。样机主要总体参数见表1,其他样机参数选取参考文献[13]中 XV-15 参数。

表1 样机主要总体参数

Table 1 Main overall parameters of prototype

总体参数	数值
起飞质量 $g/\text{kg}$	5 897
基准旋翼半径 $R_b/\text{m}$	3.81
旋翼间距 $L_{\text{rotor}}/\text{m}$	9.81
机翼面积 $S/\text{m}^2$	7.86
动力系统最大连续功率 $N_c/\text{kW}$	1 864
机身长度 $L_t/\text{m}$	12.83

### 1.1 飞行性能计算模型

对于倾转旋翼机各飞行模式,存在力平衡关系

$$\begin{aligned} 2T_{ry} + T_w &= D_y + k_{\perp} G \\ 2T_{rx} &= D_x + D_w \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $T_{rx}$ 、 $T_{ry}$ 为旋翼在水平和垂直方向的拉力分量; $D_w$ 、 $T_w$ 为机翼在水平方向的阻力和垂直方向的拉力; $D_x$ 、 $D_y$ 为机身其他部件水平方向和垂直方向的阻力; $k_{\perp}$ 为直升机模式垂直增重系数,反映旋翼下洗流对机身机翼的增重效应,固定翼模式时取1。

倾转旋翼机各飞行状态均需保证功率平衡,即需用功率  $P_{xu}$  需不超过可用功率  $P_{ky}$ ,即

$$P_{xu} \leq P_{ky} \quad (3)$$

$$P_{ky} = \zeta \zeta_b P \quad (4)$$

式中: $\zeta$ 为发动机功率传递系数,与飞行速度有关; $\zeta_b$ 为发动机高空特性系数,与飞行高度有关。倾转旋翼机由于没有尾桨,因此需用功率主要来源于两副旋翼,而每副旋翼的需用功率主要分为4部分:型阻功率  $P_{pr}$ 、诱导功率  $P_i$  和废阻功率  $P_p$  和爬升功率  $P_c$ ,即

$$\begin{aligned} P_{xu} &= P_{pr} + P_i + P_p + P_c = \\ &k_{p0} (1 + 4.65\mu^2) \frac{\sigma \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 C_{x7}}{8} + \\ &T(k_{ind} v_i + V_n) \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\sigma$ 为旋翼实度, $\rho$ 为空气密度, $\Omega$ 为旋翼转速, $C_{x7}$ 为桨叶特征剖面阻力系数; $k_p = k_{p0}(1 + 4.65\mu^2)$ 为型阻功率修正系数,其中  $k_{p0}$  表示型阻沿桨叶径向分布不均匀的修正系数,取 1.05<sup>[14]</sup>; $\mu = V_i/\Omega R$ 为旋翼前进比,即平行于旋翼平面速度  $V_i$  的无因次化。 $V_n$ 为垂直于旋翼平面的速度; $v_i$ 为旋翼诱导速度; $k_{ind}$ 表示旋翼诱导速度非均匀分布的修正系数,取 1.15<sup>[15]</sup>。定义旋翼拉力系数  $C_T$  为

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (6)$$

定义旋翼特性诱导速度  $v_h = \Omega R \sqrt{C_T} / 2$ , 且  $\bar{V}_n = V_n / v_h$ ,  $\bar{V}_i = V_i / v_h$ ,  $\bar{v}_i = v_i / v_h$ , 根据动量理论<sup>[16]</sup>, 旋翼诱导速度  $\bar{v}_i$  可由式(7)求得, 即

$$\bar{v}_i^4 + 2\bar{V}_n \bar{v}_i^3 + (\bar{V}_n^2 + \bar{V}_i^2) \bar{v}_i^2 = 1 \quad (7)$$

由此在知道飞行状态之后, 可根据力平衡方程及式(6)求出拉力系数, 再由式(7)求出诱导速度, 然后由桨叶翼型极曲线可得到桨叶特征剖面阻力系数。将拉力、桨叶特征剖面阻力系数、诱导速度代入式(5)即可求得旋翼需用功率。

倾转过渡走廊, 即在不同倾转角度下, 倾转旋翼机的平飞速度范围, 其分为低速段倾转角-速度包线和高速段倾转角-速度包线, 本文在计算倾转旋翼机的过渡走廊时采用文献[13, 17-18]的计算模型。图1为过渡走廊计算流程图, 具体模型公式可参考文献[17]。

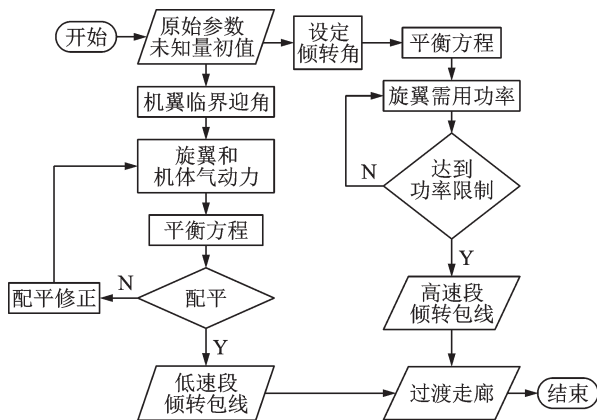


图1 过渡走廊计算流程

Fig.1 Transition corridor calculation process

### 1.2 模型验证

本文以倾转旋翼机 XV-15 倾转旋翼机为例, 计算了直升机模式和固定翼飞机模式的部分性能参数以及过渡走廊。表2为性能计算值和实际值对比, 图2为过渡走廊计算结果和实际结果对比。从对比结果可看出模型误差在可接受范围内, 可用于后文计算分析。

表2 XV-15性能参数计算值与实际值对比

Table 2 Comparison between the calculated values and the actual values of XV-15 performance parameters

性能参数	计算值	实际值	误差/%
悬停升限/m	2 650	2 635	0.6
最大垂直爬升率/(m·s <sup>-1</sup> )	14.8	16.0	7.5
固定翼模式最小速度/(km·h <sup>-1</sup> )	211.5	189.0	11.9
固定翼模式最大速度/(km·h <sup>-1</sup> )	590.6	615.0	4.0

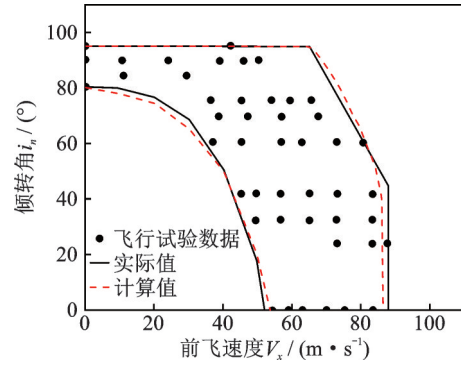


图2 XV-15过渡走廊

Fig.2 Transition corridor of XV-15

### 1.3 飞行性能计算

旋翼直径变化比  $\lambda_R$  取 0.65~1.25, 计算不同旋翼直径下, 直升机模式悬停升限  $h_{max}$  和固定翼模式最大速度  $V_{max}$  随旋翼直径变化比  $\lambda_R$  变化曲线如图3、4所示。

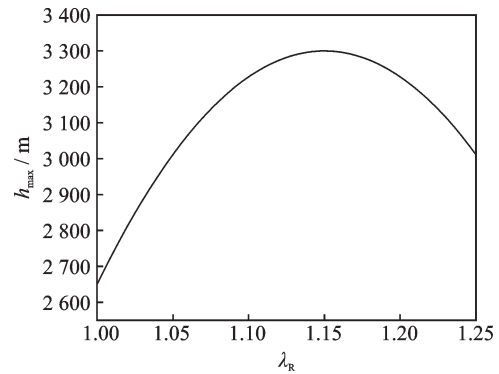


图3 直升机模式悬停升限随旋翼直径变化曲线

Fig.3 Variation curve of hover ceiling with rotor diameter in helicopter mode

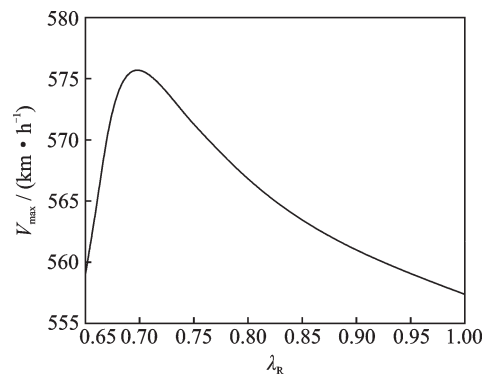


图4 固定翼模式最大速度随旋翼直径变化曲线

Fig.4 Variation curve of maximum speed with rotor diameter in fixed-wing mode

从图3、4可以看出: 直升机模式下, 随着旋翼直径增大, 悬停升限呈先增后减趋势, 在旋翼直径比  $\lambda_R$  为 1.15 时, 悬停升限达到最大值。这是由于旋翼直径增大初期, 旋翼诱导功率的减小量大于型阻功率的增加量, 且随着飞行高度的提高, 型阻功

率也存在一定量的减小。但当旋翼直径达到一定值后,增大旋翼直径时,型阻功率的增加会大于诱导功率的减小,且高度增加已不能弥补型阻功率增量,反而减小了可用功率,因此悬停升限逐渐减小。

固定翼模式下,随着旋翼直径减小,最大速度呈先增后减趋势,在旋翼直径比 $\lambda_R$ 为0.7时,最大速度达到最大值。由于所选机型桨尖速度较小,由激波限制的最大速度较高,因此最大速度主要由功率限制决定。随着旋翼直径减小,诱导功率增加,型阻功率降低,且诱导功率增加量小于型阻功率减小量,旋翼需用功率降低,最大速度得到提高。但随着旋翼直径进一步减小,满足最大速度飞行状态的旋翼总距提高,桨叶翼型剖面出现失速现象,导致型阻功率骤增,因此旋翼需用功率增加,最大速度减小。

选择旋翼直径变化比 $\lambda_R$ 为0.7、1和1.15时,比较其过渡走廊如图5所示。

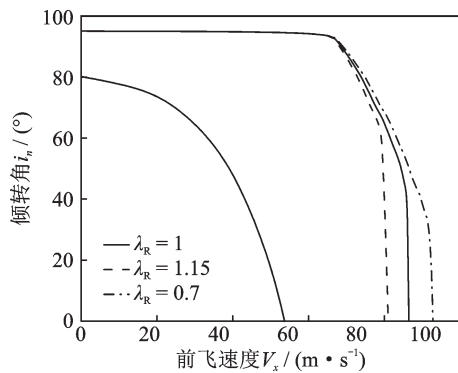


图5 不同旋翼直径变化比的过渡走廊对比

Fig.5 Comparison of transition corridors with different rotor diameter change ratios

由图5可知,过渡走廊的低速段倾转角-速度包线不随旋翼直径变化发生改变;而高速段倾转角-速度包线则随旋翼直径增大而减小。这是由于低速段包线由机翼最大升力系数即临界迎角确定,其不随旋翼直径发生变化;而高速段包线由功率限制,类似固定翼模式最大速度所分析的,随旋翼直径增大,旋翼需用功率减小,高速段包线增大。因此,为使过渡状态有足够的走廊宽度保证顺利过渡,应尽可能考虑选择小直径旋翼状态完成过渡飞行。

## 2 基于配平的变直径策略选择

变直径倾转旋翼机变直径策略需考虑变直径时机和变直径过程操纵策略。常见的变直径旋翼可在5s左右完成直径改变<sup>[11]</sup>,其时间相较整个飞行剖面极为短暂,同时由于倾转旋翼机过渡过程飞行状态较为不稳定,此过程本身就存在操纵复杂的

问题,因此应考虑优先选择在固定翼模式或直升机模式下完成变直径操纵。基于上文研究,本文选择旋翼直径变化比为大直径模式 $\lambda_R=1.15$ 和小直径模式 $\lambda_R=0.7$ 时进行变直径策略分析。

### 2.1 飞行动力学建模

在搭建变直径倾转旋翼飞行器飞行动力学模型的过程中,通过建立机体运动方程以及各部件气动力模型完成力平衡方程的求解工作。

将倾转旋翼机视为刚体,其运动具有6个自由度,根据牛顿第二定律,倾转旋翼机质心平动和绕质心转动的运动方程为

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= V_y \omega_z - V_z \omega_y - g \sin \vartheta + F_x/m \\ \frac{dV_y}{dt} &= V_z \omega_x - V_x \omega_z - g \cos \vartheta \cos \gamma + F_y/m \\ \frac{dV_z}{dt} &= V_x \omega_y - V_y \omega_x + g \cos \vartheta \sin \gamma + F_z/m \\ \frac{d\omega_x}{dt} &= \{ [I_y(I_y - I_z) + I_{xy}^2] \omega_y \omega_z + \\ &\quad [(I_z - I_x - I_y) I_{xy}] \omega_x \omega_z + \\ &\quad I_y M_x + I_{xy} M_y \} / (I_x I_y - I_{xy}^2) \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \{ [I_x(I_z - I_x) - I_{xy}^2] \omega_x \omega_z - [I_{xy}(I_z - I_x - \\ &\quad I_y)] \omega_y \omega_z + I_x M_y + I_{xy} M_x \} / (I_x I_y - I_{xy}^2) \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= (I_x - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy} \omega_x^2 - I_{xy} \omega_y^2 + M_z \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta} \end{aligned} \right. \quad (8)$$

式中: $\vartheta$ 为机体俯仰角, $\gamma$ 为机体滚转角, $\psi$ 为机体偏航角。各气动部件作用在质心处的合力、合力矩为

$$\left\{ \begin{aligned} \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{mr,r} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{mr,l} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{w,r} + \\ &\quad \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{w,l} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_f + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{hs} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{vs} \\ \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{mr,r} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{mr,l} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{w,r} + \\ &\quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{w,l} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_f + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{hs} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{vs} \end{aligned} \right. \quad (9)$$



式中:下标 mr\_r、mr\_l、w\_r、w\_l、f、hs 和 vs 分别表示右旋翼、左旋翼、右机翼、左机翼、机身、平尾和垂尾。

图 6 给出了倾转旋翼机飞行动力学模型框架图。具体气动模型、混合操纵模型、公式参考文献 [13,18], 本文不再赘述。

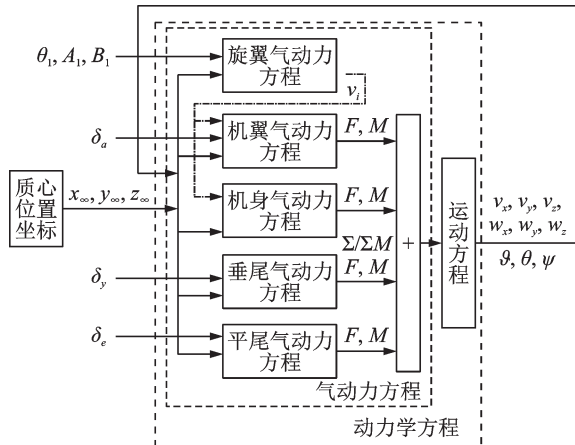


图 6 倾转旋翼飞行器飞行动力学模型框架图

Fig.6 The frame diagram of flight dynamics model of tiltrotor aircraft

本文所搭建的变直径倾转旋翼机飞行动力学模型相较参考文献 [13], 其旋翼采用已投入试验的西科夫斯基公司变直径旋翼方案<sup>[19]</sup>。此方案采用刚性可伸缩桨叶和扭管, 利用其内部的丝杠螺母机构带动桨叶伸缩。针对此旋翼方案, 需对旋翼气动模型进行补充, 即

$$R = \lambda_R R_0 \tag{10}$$

$$R_u = (\lambda_R - 1) R_0 + R_{u0} \tag{11}$$

$$I_{\beta} = I_{\beta 0} + (\lambda_R^2 - 2\lambda_R + \frac{3}{4}) m_b R_0^2 + (\lambda_R - \frac{1}{2}) m_b R_0 R_{u0} \tag{12}$$

式中:  $R$  为旋翼半径,  $R_u$  为桨叶根部剖面半径,  $R_0$  和  $R_{u0}$  为基准旋翼的半径和桨根剖面半径,  $I_{\beta}$  为桨叶挥舞惯性矩,  $I_{\beta 0}$  为基准旋翼的桨叶挥舞惯性矩。  $m_b$  为桨叶质量。

### 2.2 模型验证

为验证本文所建飞行力学模型的准确性, 以倾转旋翼机 XV-15 为算例样机, 进行配平计算, 将其直升机模式及固定翼模式的配平结果与 GTRS 模型对比。算例样机计算输入参数可参考文献 [13] 附录 A。上述两种模式的总矩、俯仰角对比图如图 7、8 所示。从对比结果可以看出, 总矩、俯仰角配平结果相较 GTRS 模型误差在可接受范围内, 且趋势一致, 模型可用作后续分析计算。

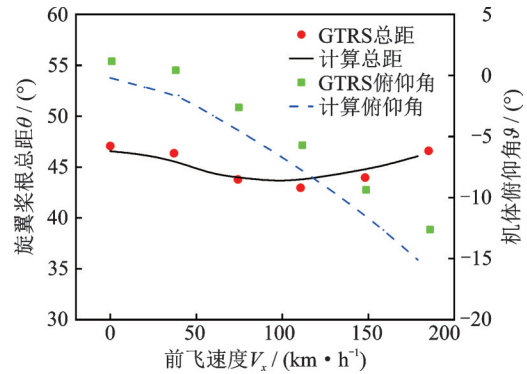


图 7 直升机模式总距及俯仰角配平结果

Fig.7 Collective pitch and pitch trim results in helicopter mode

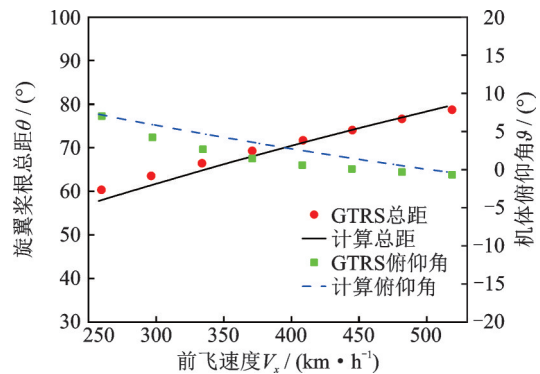


图 8 固定翼模式总距、俯仰角配平结果

Fig.8 Collective pitch, pitch angle trim results in fixed-wing mode

### 2.3 配平结果分析

本文样机变直径旋翼参数部分计算输入参数如表 3 所示。其余计算参数均参考文献 [13] 中 XV-15 参数。

表 3 样机部分计算参数

Table 3 Calculation parameters of prototype

参数	数值
基准旋翼半径 $R_0/m$	3.81
基准旋翼桨根剖面半径 $R_{u0}/m$	1.5
桨叶质量 $m_b/kg$	33.6
基准旋翼桨叶挥舞惯性矩 $I_{\beta 0}/(kg \cdot m^2)$	138.97

选取 1 000 m 高度水平飞行状态下, 旋翼直径变化比  $\lambda_R=0.7$  和 1.15, 飞行速度计算区间为: 直升机模式 0~180 km/h, 固定翼模式 250~520 km/h, 进行配平计算。两种飞行模式变直径前后配平结果如图 9~12 所示。图中同时给出旋翼直径变化比  $\lambda_R=1$  时的配平结果加以对照参考。

直升机模式下, 小直径旋翼桨盘载荷较高, 需用功率中诱导功率占比较大, 随着前飞速度的增加, 诱导功率的降低相较常规直升机更为显著, 因此经济速度点发生右移, 偏出计算范围, 呈现小直

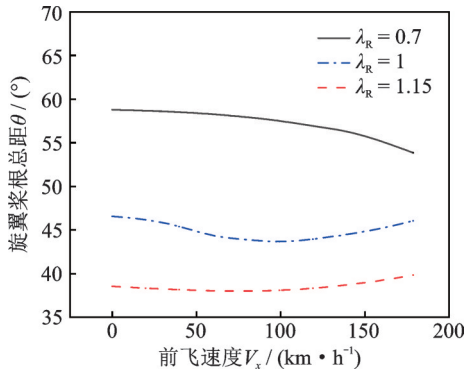


图9 直升机模式变直径前后总距配平结果

Fig.9 Collective trim results before and after diameter variation in helicopter mode

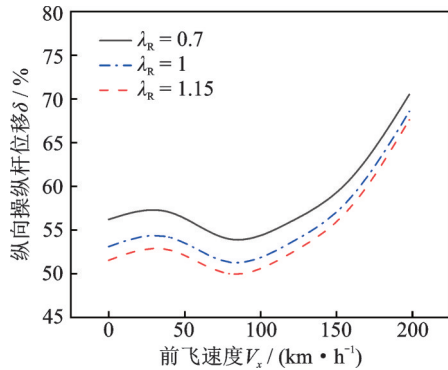


图10 直升机模式变直径前后纵向操纵配平结果

Fig.10 Longitudinal control trim results before and after diameter variation in helicopter mode

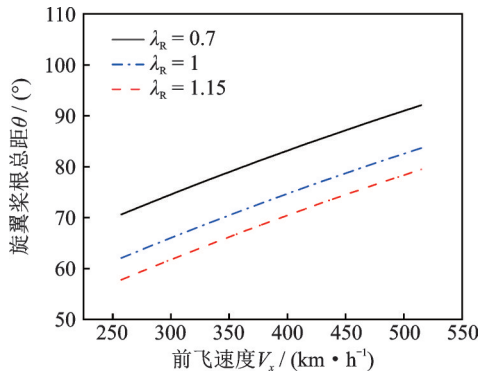


图11 固定翼模式变直径前后总距配平结果

Fig.11 Collective trim results before and after diameter variation in fixed wing mode

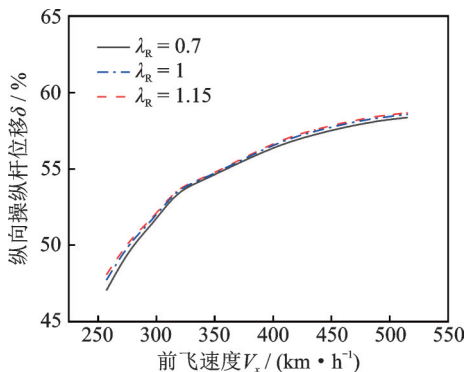


图12 固定翼模式变直径纵向操纵配平结果

Fig.12 Longitudinal control trim results before and after diameter variation in fixed wing mode

径旋翼总距随速度增加而减少的趋势,同时,大直径旋翼总距呈现随速度增加而增加趋势。两总距变化曲线并不存在交点,且差值较大。固定翼模式下,两种直径的旋翼总距均随速度增加而增加,两总距变化曲线差值基本保持不变。这是由于直升机模式下,旋翼作为主升力面,使得大直径旋翼的平衡总距远小于小直径旋翼。而固定翼模式下,旋翼作为水平方向拉力面,不同直径旋翼的平衡总距亦有不小的差距。

直升机模式下,小直径旋翼纵向操纵杆位移大于大直径旋翼,但二者差值随速度增加逐渐减小。这是由于旋翼直径越大,旋翼单位周期变距导致的旋翼拉力变化量越大。而随着速度增加,升降舵对于俯仰方向操纵的占比逐渐增加,而升降舵不受旋翼直径改变影响,所以二者配平量逐渐接近。固定翼模式下,两直径旋翼纵向操纵杆位移随速度增加逐渐增大。由于旋翼周期变距操纵锁定,只由升降舵控制,故二者操纵量基本一致。

2.4 变直径时机选择

由上述分析可知,样机变直径前后总距相差较大,且不存在操纵量一致的速度点,而纵向操纵杆位移则相差较小。因此,本文采用了一种分析操纵量不变时,变直径过程对于飞行状态的影响的方法,用以选择最佳变直径时机。此方法所选变直径时机变直径前后操纵量差距小、变直径过程操纵误差导致的飞行状态变化小,安全可靠。计算流程如图13所示。

具体计算流程为:

(1)旋翼变直径过程时间取5 s,以每0.05 s为一计算点,将旋翼直径进行线性改变。

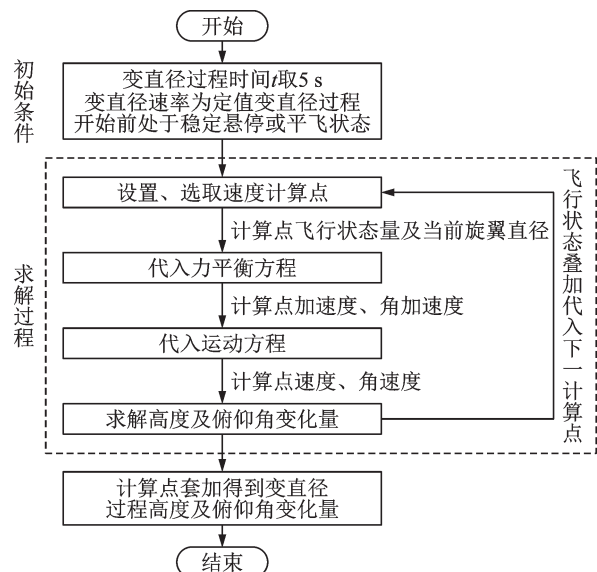


图13 变直径过程高度及俯仰角变化计算流程

Fig.13 Calculation flow of height and pitch angle change during diameter variation

(2)维持变直径前操纵量不变,针对当前旋翼直径代入力平衡方程,求解各方向加速度、角加速度。

(3)将所得加速度、角加速度代入运动方程,修正当前飞行状态数值,用以下一计算点计算。

(4)根据各计算点处垂直方向速度和俯仰方向角速度计算该点处 0.05 s 内垂直方向高度变化以及俯仰角变化,并叠加得到变直径全过程垂直方向高度变化量及俯仰角变化量。

采用此方法,计算不同飞行状态旋翼增、减直径时,样机垂直方向高度变化曲线如图 14、15 所示,俯仰角变化曲线如图 16、17 所示。

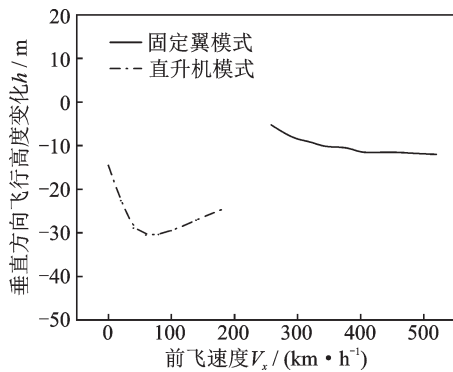


图 14 旋翼直径减小过程垂直方向飞行高度变化

Fig.14 Change of flight height in vertical direction during rotor diameter reduction

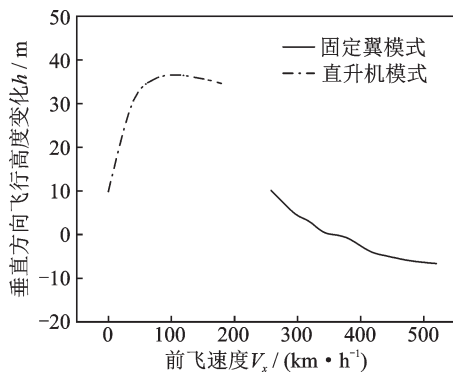


图 15 旋翼直径增大过程垂直方向飞行高度变化

Fig.15 Change of flight height in vertical direction during rotor diameter increase

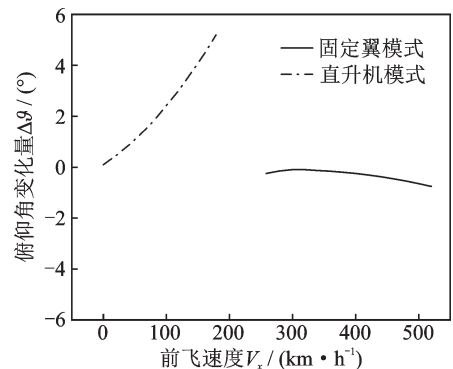


图 16 旋翼直径减小过程俯仰角变化

Fig.16 Change of pitch angle during rotor diameter reduction

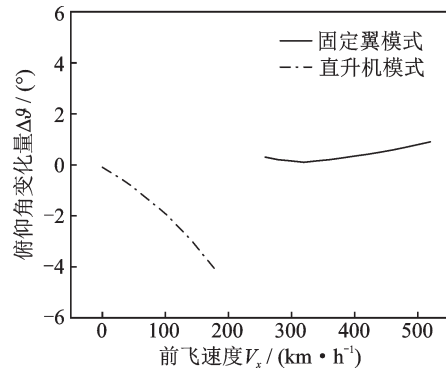


图 17 旋翼直径减小过程俯仰角变化

Fig.17 Change of pitch angle during rotor diameter increase

从图中可以看出,旋翼直径减小过程中,样机在各速度点均存在飞行高度下降的现象。其中,直升机模式下,垂直方向飞行高度变化量随前飞速度增加,呈先增后减趋势;固定翼模式下,呈持续增大趋势。且固定翼模式各点垂直高度变化均小于直升机模式。旋翼直径增大过程中,样机在部分速度点存在飞行高度下降或上升现象。其中,直升机模式下,垂直方向飞行高度变化量随前飞速度增加,呈先增后减趋势;固定翼模式下,各点垂直高度变化均小于直升机模式,且在飞行速度为 360 km/h 时,飞行高度变化基本为 0。

同时,旋翼直径减小过程中,样机在直升机模式发生抬头现象,固定翼模式发生低头现象;旋翼直径增加过程中,样机在直升机模式发生低头现象,固定翼模式发生抬头现象。两种旋翼直径变化过程中,直升机模式悬停状态俯仰角变化量较小,随前飞速度增大变化量增大;固定翼模式下,各飞行速度小且均有较小的俯仰角变化量。

因此,本样机旋翼变直径时机选择为:1 000 m 高度,飞行速度为 250 km/h 时,即直升机模式向固定翼模式倾转过渡后飞行速度最低时,完成旋翼直径减小操纵;飞行速度为 360 km/h,飞行状态为固定翼模式时,完成旋翼直径增大操纵。

### 3 变直径过程操纵策略

基于上文研究,选择 1 000 m 飞行高度,飞行速度为 250 km/h 时进行旋翼直径增加过程配平计算,飞行速度为 360 km/h 时,进行旋翼直径减小过程配平计算。因固定翼飞行模式变直径前后纵向操纵杆位移量变化极小,机身俯仰角同样变化不大,故文中只给出总距随时间变化曲线,如图 18 所示。旋翼直径减小和增大过程中,旋翼桨根总距分别随变直径过程时间增加和减小。

在目前较为成熟的西科夫斯基公司的变直径旋翼结构基础上,通过将其扭管改进为随扭管长度方向变截面扭转角的形式,可将旋翼变直径过程中

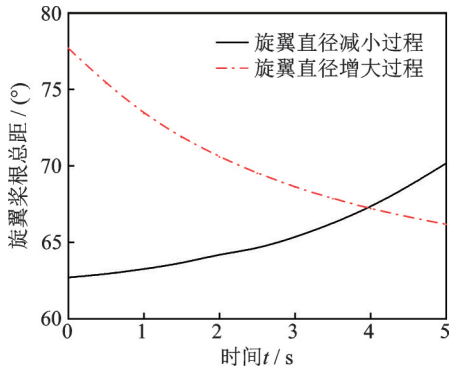


图18 旋翼桨根总距随变直径时间变化曲线

Fig.18 Variation curve of rotor root collective pitch with variable diameter time

总距的操纵量转化为机械结构带来的总距附加量,从而实现旋翼变直径过程时自动的总距增减,变直径旋翼桨叶结构如图19所示,

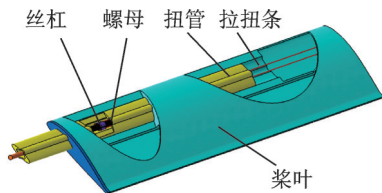


图19 变直径旋翼桨叶结构

Fig.19 Variable diameter rotor blade structure

取图18中旋翼直径增减过程中总距随时间的两条变化量曲线,做一条平均值曲线。将变直径结构中的扭管按照此曲线定制成各截面扭转角不同的外形,如图20所示。所述扭管截面扭转角随长度位置变化关系如图21所示。

由于扭管扭转角曲线为两总距变化曲线平均值,因此其在任意位置与两条总距变化曲线的差值均大小相等,符号相反。由此可选择在操纵系统上设置结构实现随变直径时间变化的固定总距操纵量,从而实现变直径过程中自动变总距操纵。变截面扭管方案中总距操纵量随变直径时间关系如图22所示。其也可直接由驾驶员手动操纵,相较无变截面扭管方案,增减直径过程具有操纵方式一致、训练掌握难度低的特点,且操纵量变化显著减小,操作出现误差时对飞行状态影响也较小,较为安全。

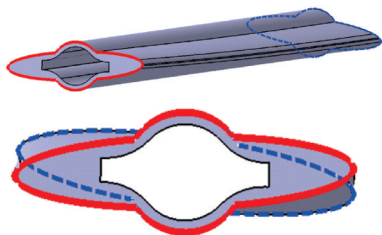


图20 变截面扭管外形图

Fig.20 Outline drawing of variable section torsion pipe

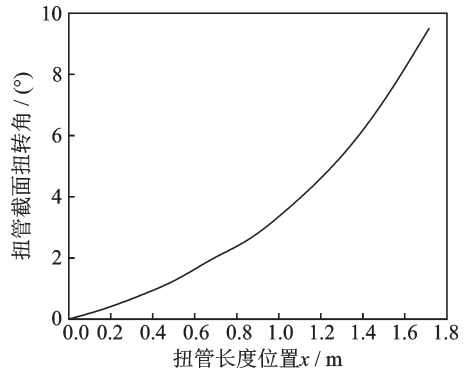


图21 扭管截面扭转角随长度位置变化关系

Fig.21 Variation of twist angle of twisted tube section with length and position

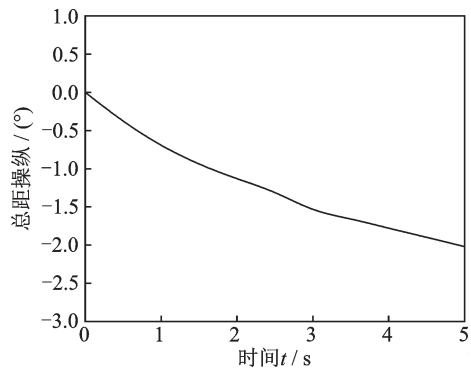


图22 变截面扭管方案中总距操纵量随变直径时间关系

Fig.22 Relationship between collective pitch control amount and variable diameter time in variable cross-section torsion tube scheme

### 4 结 论

本文基于建立的倾转旋翼机飞行性能计算模型和飞行动力学模型,计算了样例倾转旋翼机的飞行性能和配平结果。经过对变直径前后以及变直径过程的飞行性能计算和配平分析,得到如下结论:

(1)变直径倾转旋翼机的最佳旋翼直径变化比 $\lambda_R$ 为0.7~1.15,此时样机可获得最佳的悬停升限和最大速度性能,且小直径状态有助于倾转过渡走廊的拓宽。

(2)在最佳旋翼直径变化范围内,倾转旋翼机在直升机模式向固定翼模式倾转过渡后飞行速度最低时,完成旋翼直径减小操纵;飞行状态为固定翼模式时,完成旋翼直径增大操纵,有利于变直径过程飞行状态的稳定。针对算例样机,最佳的变直径飞行速度分别为:360 km/h固定翼模式前飞时完成旋翼直径增大过程,250 km/h固定翼模式前飞时完成旋翼直径减小过程。

(3)给出了算例样机按上述方案变直径时所需的操纵曲线。同时,按直径增减过程的操纵平均值



曲线,设计了变截面扭管代替传统扭管等措施,用以简化变直径过程中驾驶员操纵。

#### 参考文献:

- [1] DAVIS S J, MOFFITT R, QUACKENBUSH T R, et al. Aerodynamic design optimization of a variable diameter tilt rotor [C]//Proceedings of Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. Washington D C, USA: American Helicopter Society, 1995.
- [2] SCOTT M. Summary of technology needs for high speed rotorcraft study [C]//Proceedings of the 27th Joint Propulsion Conference.[S.l.]: AIAA, 1991.
- [3] PRADENBURGH E A. Development of the TRAC variable diameter rotor concept [C]//Proceedings of VTOL Research, Design, and Operations Meeting. Philadelphia, US: Vertical Flight Society, 1969.
- [4] PRADENBURGH E A, MATUSKA D G. Advancing tiltrotor state-of-the-art with variable diameter rotors [C]//Proceedings of AHS 48th Annual Forum. Washington D C, USA: American Helicopter Society, 1992.
- [5] FARHAN G. Centrifugal force actuated variable span helicopter rotor[P].US: 12/432409, 2009-11-26.
- [6] STUDEBAKER K, MATUSKA D G. Variable diameter tiltrotor wind tunnel test results[C]//Proceedings of the 49th AHS Annual Forum. Washington D C, USA: American Helicopter Society, 1993.
- [7] MISTRY M, GANDHI F. Performance improvement with variable rotor span and RPM[C]//Proceedings of the 66th Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. Washington D C, USA: American Helicopter Society, 2010.
- [8] 娄红顺. 基于广义动态尾迹模型的变直径倾转旋翼气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- LOU Hongshun. Research on aerodynamic characteristics of variable-diameter tilt-rotor based on generalized dynamic wake model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [9] 邵松. 虚拟样机技术在倾转旋翼设计中的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- SHAO Song. Research on application of the virtual prototyping technology to tilt-rotor design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [10] 邵松, 薛立鹏, 张呈林. 变直径倾转旋翼试验模型设计与仿真分析[C]//全国直升机年会. 北京: 科学出版社, 2006.
- SHAO Song, XUE Lipeng, ZHANG Chenglin. Design and simulation analysis of variable diameter tilt rotor test model [C]//Proceedings of National Helicopter Annual Conference. Beijing: Science Press, 2006.
- [11] 薛立鹏, 邵松, 张呈林. 变直径倾转旋翼设计研究[J]. 机械科学与技术, 2008 (10): 1202-1206.
- XUE Lipeng, SHAO Song, ZHANG Chenglin. Research on the design of a variable-diameter tilt rotor [J]. Mechanical Science and Technology, 2008 (10): 1202-1206.
- [12] 薛立鹏. 倾转旋翼机气动/动力学多学科设计优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- XUE Lipeng. Research on multidisciplinary design optimization of tilt rotor aerodynamics/dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [13] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method of tilt-rotor aircraft flight dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [14] 《7210任务》办公室. 直升机气动力手册. 第二册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1978.
- [15] CARLSON E, ZHAO Y, CHEN R. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative [C]//Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, C A, USA: [s. n.], 1999.
- [16] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. Chicago: Courier Corporation, 2012.
- [17] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26 (10): 2174-2180.
- CAO Yunyun, CHEN Renliang. Analysis of tilt angle-velocity envelope of nacelle of tiltrotor aircraft [J]. Journal of Aerodynamics, 2011, 26 (10): 2174-2180.
- [18] 陈仁良, 高正. 直升机飞行动力学(第二版) [M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- CHEN Renliang, GAO Zheng. Helicopter flight dynamics [M]. Second Edition. Beijing: Science Press, 2019.
- [19] KANG Y S, PARK B, CHO A, et al. Envelop expansion flight test of flight control systems for TR-60 tilt-rotor UAV [C]//Proceedings of the 13th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2013).[S.l.]: IEEE, 2013.