

复合式直升机过渡飞行功率特性

曹 飞¹, 陈 铭¹, 田 力², 邓阳平²
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为研究复合式直升机其特殊飞行方式下的动力系统功率分配问题,建立了由气动部件和机械传动部件数学模型组成的复合式直升机性能综合计算模型. 通过对其飞行条件进行约束,建立了该种飞行器的过渡飞行边界,并对边界内不同过渡路线下的功率进行计算,分析了气动部件和传动部件对复合式直升机过渡飞行过程中的功率影响,并通过地面试验模拟该飞行方式下的功率使用状况对计算模型进行数据验证,结果表明虽然计算值与试验值存在 6% 的误差,但比传统性能计算方法精度提高了 4%. 通过该方法可建立一种更为有效的复合式直升机性能计算方法.

关 键 词: 复合式直升机; 动力系统; 功率分配; 数学模型; 功率损耗

中图分类号: V275 **文献标志码:** A

Power characteristics of the compound helicopter in transition flight mode

CAO Fei¹, CHEN Ming¹, TIAN Li², DENG Yang-ping²
(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To study the power and transmission system's power division of compound helicopter in its particular flight style, a comprehensive performance calculation model that consists of the mathematical model combining the aerodynamics parts and mechanical drive system parts was established. By limiting the flight conditions, the compound helicopter's transition flight border was established. After calculating the power of different routes in the transition flight border, what impact the aerodynamics parts and mechanical drive system parts had on the compound helicopter during the transition flight was analyzed. By a ground test simulating power division in that flight style, the date validation for mathematical model was made. Although there is error of 6% between the computing result and the experimental result, the accuracy has been improved 4% compared with the traditional calculation method. According to this method, it's possible to establish a more effective compound helicopter performance calculation method.

Key words: compound helicopter; power system; power division; mathematical model; power loss

随着直升机在军用及民用领域的应用需求越来越大,人们对其性能要求也越来越高,垂直起降,悬停虽然是直升机的自身优势,但其速度,航程和升限等性能却远不及固定翼飞机. 而人们追求直升机的高速度、远航程、长航时和高升限已成为未来直升机发展的必然趋势,其中采用复合式

直升机布局就是一种有效的解决方式^[1-2].

复合式直升机与普通直升机相比在机身加装了机翼升力系统和水平推进系统. 目前美国军方在 UH-60 直升机基础上改装的“速度鹰”就是典型的代表, 它比原型机提高了飞行速度, 还使航程提高了近 3 倍. 同时欧洲直升机公司高速直升机计划中试飞的 X-3 飞机也与该布局相似. 在最近研究中表明该种布局形式已成为一种重型直升机布局的主要候选者^[3-7]. 这种飞行器在悬停、低速时以直升机模式飞行, 随着前飞速度的增加机翼开始产生升力为旋翼卸载, 同时机身后部的推进螺旋桨为飞机提供水平推力, 该过程也称为过渡飞行模式, 最终当飞机达到一定速度后由机翼承担大部分升力进入高速模式飞行. 通过这种飞行方式飞行器延缓了旋翼前行桨叶激波失速和后行桨叶气流分离问题, 从而扩展了其飞行包线. 由于复合式直升机这种特殊的飞行方式, 为了使其能够在 3 种模式下安全飞行, 其动力系统的功率分配特性和传动效率的研究是不可缺少的.

本文主要通过建立复合式直升机的旋翼、机翼、和螺旋桨等气动部件的力学模型和机械传动系统模型, 组建了其性能综合计算模型对其过渡飞行模式下的飞机需用功率和功率传递效率进行计算. 结合传动系统地面试验台模拟不同过渡飞行状态下的各轴需用功率使用情况, 获得飞行器总需用功率, 并通过该试验对建立的数学模型进行验证. 本文通过该方法解决了直升机性能计算中的固定功率利用系数法无法适用于复合式直升机功率性能的计算问题, 为复合式直升机总体设计和性能计算的研究提供了技术支持.

1 复合直升机性能综合计算模型

目前复合式直升机按照构型分类可分为单旋翼式, 共轴双旋翼式和交叉旋翼式等, 如图 1 所示. 但无论采用哪种构型, 该种飞行器在飞行时, 功率都由发动机产生, 经过传动轴, 减速器把动力分别传递到旋翼轴和推进轴来驱动主旋翼和推进螺旋桨. 根据这些部件的特点, 本文把它们抽象为输入输出都是功率的功能单元. 将发动机抽象为功率发生源, 旋翼和推进螺旋桨抽象为执行部件, 其他部件则为中间环节. 以下为各部件的数学模型.

1.1 旋翼模型

旋翼模型采用经典叶素理论积分方法求解旋



图 1 复合式直升机构型分类图

Fig. 1 Classification of the compound helicopter

翼产生的气动力和力矩^[8], 其旋翼诱导速度的傅里叶级数形式为

$$u_i(r, \psi) = \lambda_0 + \lambda_s \frac{r}{R} \sin \psi + \lambda_c \frac{r}{R} \cos \psi \quad (1)$$

式中 λ_0 , λ_s , λ_c 分别为入流常数项、正弦项和余弦项, 通过 Pitt-Peters 入流模型处理^[9]. 挥舞响应采用韦恩·约翰逊经验公式处理^[10]. 而叶素迎角为

$$\alpha = \theta_0 + \frac{r}{R} \theta_{tw} - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi \quad (2)$$

其中 θ_0 , θ_{tw} , A_1 , B_1 为桨叶总距角、扭转角、横向周期变距和纵向周期变距. 通过得到的叶素迎角计算翼型升力系数和阻力系数, 可得剖面叶素升力和阻力, 并计算出单片桨叶的升力和阻力, 然后按坐标系分解, 积分求出桨轴坐标系中的桨毂力和力矩.

1.2 螺旋桨模型

螺旋桨的拉力和扭矩采用的是改进后简化的叶素理论积分方法得到, 诱导功率采用直接系数法修正^[11-12].

$$T_{pro} = \frac{m}{2} \rho V_{tip}^2 c_{pro} R_{pro} a_0 \times [g(\lambda) \theta_0 + h(\lambda) \theta_{tw} - f(\lambda) (1 + \epsilon) \lambda] \quad (3)$$

$$Q_{pro} = \frac{m}{2} \rho V_{tip}^2 c_{pro} R_{pro}^2 a_0 \times [g(\lambda) \theta_0 \lambda - f(\lambda) \lambda^2 + h(\lambda) (\theta_{tw} \lambda + \epsilon)] \quad (4)$$

其中 m , c_{pro} , R_{pro} , a_0 , θ_0 , θ_{tw} , V_{tip} 分别为螺旋桨桨叶个数、弦长、半径、升力线斜率、总距角、扭转角和桨尖线速度. 令 $\epsilon = \overline{C_d} / a_0$, $\overline{C_d}$ 为平均阻力系数, 定义入流比为 $\lambda = V_\infty / V_{tip}$, $f(\lambda)$, $g(\lambda)$, $h(\lambda)$ 为 λ 的函数分别为

$$f(\lambda) = \int_0^1 (\lambda^2 + x^2)^{1/2} dx \quad (5)$$

$$g(\lambda) = \int_0^1 x (\lambda^2 + x^2)^{1/2} dx \quad (6)$$

$$h(\lambda) = \int_0^1 x^2 (\lambda^2 + x^2)^{1/2} dx \tag{7}$$

式中 $x=r_{\text{pro}}/R_{\text{pro}}, r_{\text{pro}}$ 为螺旋桨径向站位.

1.3 机翼模型

对于机翼气动模型, 本文将机翼划分为滑流区和自由流区两部分, 其中自由流区与常规固定翼飞机计算方法相同, 而旋翼对机翼的滑流区面积, 通过式(8)获得^[13], 即

$$S_{\text{wss}} = S_{\text{ssmax}} \left[\sin\left(a \frac{\pi}{2}\right) + \cos\left(b \frac{\pi}{2}\right) \right] \frac{u_{\text{max}} - u}{u_{\text{max}}} \tag{8}$$

式中 $S_{\text{wss}}, S_{\text{ssmax}}, u$ 分别为机翼滑流面积, 最大机翼滑流面积, 飞机体轴速度, 参数 a, b 数值需满足式(9), 即

$$\begin{aligned} \sin\left(a \frac{\pi}{2}\right) + \cos\left(b \frac{\pi}{2}\right) &= 1 \\ \sin\left(a \frac{\pi}{3}\right) + \cos\left(b \frac{\pi}{3}\right) &= 0 \end{aligned} \tag{9}$$

机翼迎角表达式由式(10)给出, 即

$$\alpha_w = \theta_w + \tan^{-1}\left(\frac{\omega_w - v_0}{u_w}\right) \tag{10}$$

式中 $\alpha_w, \theta_w, u_w, \omega_w, v_0$ 为机翼迎角、机翼安装角、机翼体轴系下速度和诱导速度.

1.4 传动系统模型

对于机械传动系统模型主要研究的是其功率损失, 而传动功率损失主要是由传动构件之间相互运动引起的机械摩擦阻力造成. 由于传动系统中传动构件种类繁多, 且任意一个构件模型的功率损耗都可作为单独问题进行分析研究, 而这并不是本文内容的研究重点. 所以本文采用的传动系统模型是最为简化的, 既通过单台发动机驱动, 使用最简单的带轮和齿轮组合形式把发动机转速降低到旋翼转速和螺旋桨转速, 其传动系统结构示意图如图 2 所示.

根据该传动系统建立的功率损失模型主要有

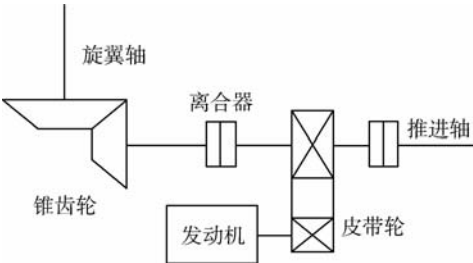


图 2 传动系统结构图

Fig. 2 Transmission system structure

1) 皮带轮摩擦功率损失模型

$$P_{\text{pulley}} = \frac{v_1 + v_2}{2EA} F_e^2 + \frac{EAh^2 v_1 (1 + i^2)}{24R_1^2 i^2} \tag{11}$$

式中 P_{pulley} 为皮带轮组功率损耗, E 为带的弹性模量, A 为带的截面面积, h 为带高, i 为带轮传动比, v_1 为主动轮速度, v_2 为从动轮速度, F_e 为有效拉力, R_1 为主动轮半径.

2) 锥齿轮啮合功率损失模型^[14-15]

$$P_{\text{bevel}} = \overline{f_{\text{ave}}} F_n \overline{v_s} \times 10^{-3} + \frac{90\,000 \overline{v_i} b_i h_o \epsilon_a}{\cos \beta_i} \tag{12}$$

式中 P_{bevel} 为圆锥齿轮组功率损耗, $\overline{f_{\text{ave}}}$ 为平均滑动摩擦因数, F_n 为齿面法向载荷, h_o 为弹性动力油膜厚度, $\overline{v_i}$ 为啮合点处平均滑动速度, ϵ_a 为重合度, b_i 为有效齿宽, β_i 为齿轮分度圆螺旋角.

3) 轴承摩擦功率损失模型

轴承摩擦损失模型采用的是 Harris 经验公式^[16].

1.5 发动机模型

$$Q_{\text{eng}} = Q_{\text{max}} - \frac{Q_{\text{max}} - Q_p}{(n_p - n_t)^2} (n_t - n_{\text{out}})^2 \tag{13}$$

式中 Q_{eng} 为发动机输出扭矩, n_{out} 为输出转速, Q_{max} 为最大输出扭矩, n_t 为最大扭矩时转速, Q_p 为最大功率时扭矩, n_p 为最大功率时转速.

本文以一种单旋翼、大机翼、推进螺旋桨为构型的复合式直升机为研究对象, 反扭矩通过尾桨配平其功率计入推进轴功率, 表 1 参数为模型算例, 整个性能综合计算模型计算流程如图 3 所示, 最终获得飞机的发动机使用功率.

表 1 复合直升机参数

Table 1 Compound helicopter parameters

参数	数值	参数	数值
旋翼半径 R_c/m	1.2	机翼翼展	$1.77R_c$
旋翼弦长	$0.07R_c$	机翼展弦比	8.85
旋翼桨叶片数	2	平尾展长	$0.5R_c$
旋翼转速/(r/min)	970	垂尾展长	$0.25R_c$
螺旋桨直径	$0.45R_c$	机身长度	$1.05R_c$
螺旋桨桨叶片数	4	尾桨直径	$0.42R_c$
尾桨桨叶片数	4	发动机功率/kW	8

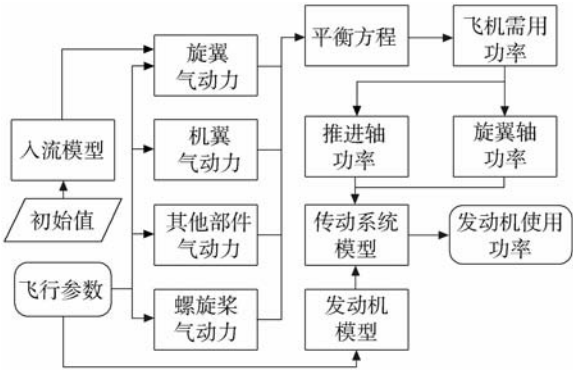


图 3 计算流程
Fig. 3 Calculation process

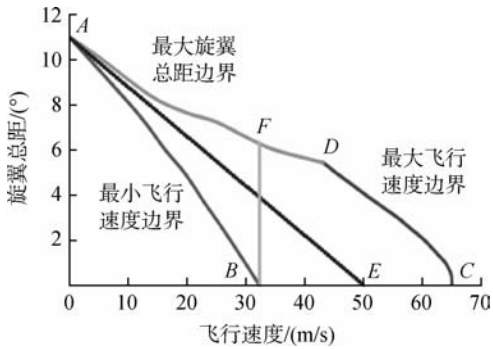


图 4 复合式直升机过渡边界
Fig. 4 Compound helicopter transition border

2 过渡飞行气动特性影响

2.1 过渡飞行边界曲线建立

由于复合式直升机在过渡飞行时包括两种过程，一种是从直升机模式通过旋翼卸载过渡到固定翼模式，另一种是从固定翼模式通过旋翼加载过渡到直升机模式。为了研究在过渡过程中飞机需用功率的变化特性，本文首先建立了复合式直升机过渡飞行边界曲线。该边界主要由 3 部分组成即最小飞行速度边界，最大飞行速度边界和最大旋翼总距边界。计算模型在飞机过渡飞行中通过机翼安装角和螺旋桨总距变化代替旋翼配平阻力和俯仰力矩，使机身俯仰角不变，通过周期变距约束旋翼桨尖轨迹平面与机身轴 X 不相交，使得推力始终由螺旋桨提供，旋翼则只提供升力，所以最小飞行速边界是指飞机通过机翼最大可用偏角获取机翼最大升力系数，进行飞行过渡；最大飞行速度边界指飞机在桨叶压缩性和最大发动机可用功率限制下进行的过渡条件；最大旋翼总距边界是限制总距使用范围边界，因为旋翼总距一定时，旋翼拉力随飞行速度增加而增大，直到桨叶反流区出现并在桨叶上占据一定范围，该边界主要为了防止过渡配平时出现旋翼拉力大于飞行器自身重力需要机翼产生负升力进行配平。图 4 则为某高度下复合式直升机过渡飞行边界条件曲线。

2.2 不同过渡路线下的功率变化

由于旋翼升力的产生由多个参数共同决定，对于确定尺寸的旋翼，当转速固定时，旋翼升力主要由旋翼总距的大小决定，而旋翼的卸载过程就是旋翼总距逐渐降低直到旋翼升力变为零的过程。由图 4 可知 A 点为旋翼在某转速下悬停时旋翼总距最大值点，也是旋翼卸载的起始点。BC 边

界为旋翼卸载结束边界，由于参与计算的桨叶翼型为对称翼型，所以该边界旋翼总距值为零。而从 A 点起到 BC 边界任意一点的连线即为旋翼卸载路线，该路线必须在边界内才能保证卸载过程可实现。为了研究过渡过程中复合式直升机需用功率变化特点，本文选取侧重机翼承载过渡的 AB 路线、总距随速度线性变化的 AE 路线和侧重旋翼承载过渡的 AFB 路线作为卸载分析路线。

图 5 中给出了飞机在各条过渡路径上维持水平飞行的飞机需用功率随总距变化曲线，由图 5 可看出 AB 路线、AE 路线和 AFB 路线中 FB 段功率是随着总距的降低有着先减小后增大的趋势，而 AFB 路线在 F 处发生转折，并非平滑过渡，因此该路线飞机需用功率曲线也发生了拐折。而在 3 条过渡路线上的最小飞行需用功率点都产生在旋翼与机翼共同承担一部分升力的飞行状态下，而不是完全进入固定翼或直升机模式下飞行，这也是复合式直升机飞行的特点之一。

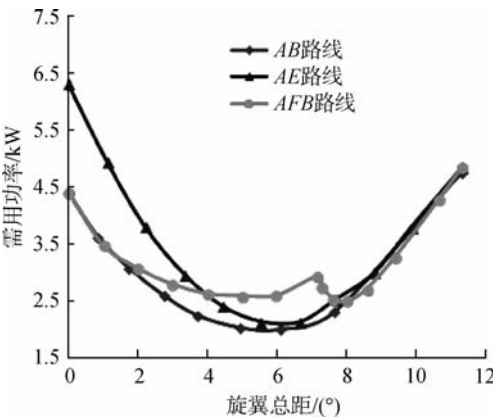


图 5 过渡路线功率与总距关系
Fig. 5 Relationship between power and collective pitch in different routes

针对 3 条过渡路线功率变化的特点,本文通过机翼和旋翼在过渡过程中的升阻特性变化进行解释,机翼和旋翼升阻特性变化如图 6 所示,其中旋翼升阻比由式(14)确定,即

$$L_{\text{rotor}}/D_{\text{rotor}} = L_{\text{rotor}}V_{\infty}/P_{\text{rotor}} \quad (14)$$

当复合式直升机从悬停到某一飞行速度范围内过渡飞行时,由于复合式直升机的大展弦比机翼和 0° 倾斜的旋翼桨盘在较小的机翼攻角和较大的旋翼总距下拥有较高的升阻比这使得整机升阻比得到显著提高,降低了飞行需用功率,但当飞行速度逐渐增加后,全机阻力始终是增大的,同时随着机翼攻角增大,旋翼总距的降低,机翼和旋翼升阻比也随之降低这使得总需用功率增大. 其中 AFB 路线转折的原因是由于飞行速度的不变使得旋翼卸载后旋翼阻力降低,而飞机损失的升力是机翼通过改变攻角补偿的,而机翼升阻特性在速度不变时随攻角的变化正是这种先增大后减小的变化.

由于 AB 路线和 AFB 前半段路线是分别通

过机翼提供最大升力和旋翼提供最大升力进行过渡的,所以图 7 中 AB 路线旋翼轴需用功率最小,推进轴需用功率最大,AFB 路线则反之. 当各路线旋翼完全卸载到 0° 总距时,旋翼功率消耗主要由诱导功率变为型阻功率,这因为叶素阻力系数在此速度范围相差不大所以卸载后旋翼功率相差不大. 而 AE 路线由于最终飞行速度比其他两条路线高,推进螺旋桨为了克服更大的全机阻力,则需要更高的功率.

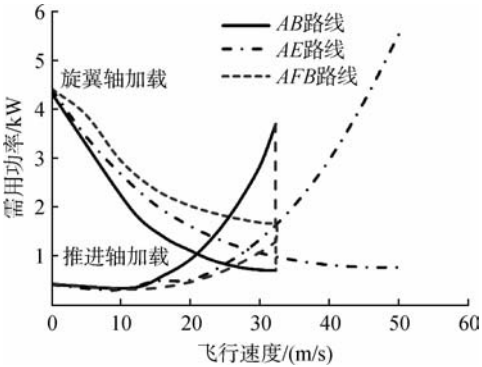


图 7 过渡路线各输出轴需用功率与速度关系

Fig. 7 Relationship between require power and flight speed of the output shaft

3 动力系统功率特性研究

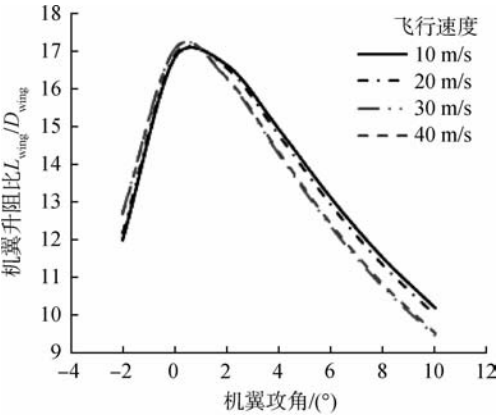
在飞行器性能计算中,其性能的好坏受飞机需用功率和发动机使用功率的大小来约束. 而在传统直升机飞行性能计算中,两者关系一般由下式决定^[17-18],即

$$P_{\text{need}} = \xi P_{\text{engine}} \quad (15)$$

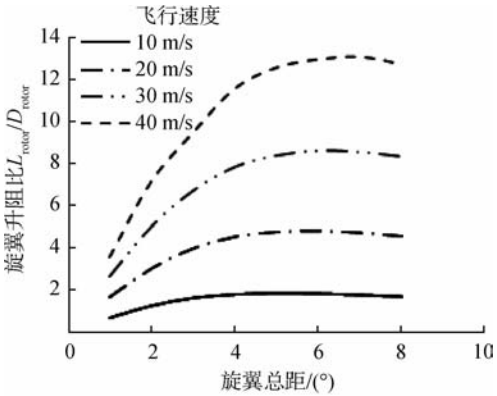
式中 P_{need} 为飞机需用功率,受飞机气动特性影响, P_{engine} 为当前高度下发动机使用功率,受发动机高度特性系数影响,由发动机厂商提供; ξ 为功率利用系数,通常由经验估算或手册获得一个固定数值,其主要由传动系统的最大传动效率决定. 对于复合式直升机在过渡飞行时,选用不同过渡路线时,其总需用功率变化范围如图 5 所示是不同的,同时旋翼轴与推进轴的需用功率又是交替变化的,因此传统的固定功率利用系数方法无法适用于复合式直升机的性能计算. 为此本文引入了机械传动损耗模型构建了更为全面的性能计算方法,同时通过功率试验台研究过渡过程中功率传递效率的变化特点,并与模型计算结果进行了试验对比.

3.1 功率试验台的建立

该试验平台分别由驱动系统、功率加载系统、



(a) 机翼升阻特性



(b) 旋翼升阻特性

图 6 机翼、旋翼升阻特性

Fig. 6 Lift to drag ratio of the wing and rotor

参数测量系统和数据处理系统 4 部分构成,系统构成如图 8 所示.

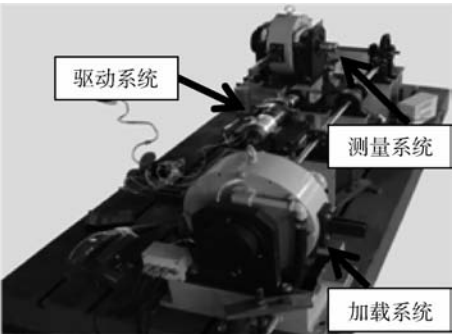


图 8 功率分配试验台
Fig. 8 Power division test stand

动力系统按照图 2 构建了由发动机,传动轴和减速器组成的 1 : 1 实物系统,发动机的工作转速由遥控机和定速仪控制,使发动机在不同功率载荷下维持恒定转速. 功率加载系统采用两组可编程控制的电涡流测功机对旋翼轴和推进轴分别进行功率加载,从而精确的模拟不同飞行状态下的需用功率输出状态. 由扭矩传感器和转矩转速功率采集仪组成的参数测量系统分别测出动力输入和输出轴的转速,扭矩和功率. 通过控制计算机和数据采集卡实时采集各输入输出轴的参数变化,实现各飞行状态的功率模拟,并在试验完成后对数据进行分析,得到各个状态下传动系统的传动效率. 其工作原理如图 9 所示.

3.2 传动效率的计算与验证

由于传动系统是位于发动机轴与功率输出轴之间的动力传递装置,其传动效率是一项重要技术指标,它对复合式直升机的性能,经济性和整个动力系统的可靠性有着直接影响. 由于目前传动系统损失模型主要是针对单个部件进行研究的,为了检验本文建立的传动系统整体模型首先对各输出轴单独进行不同转速变化下的加载试验和计算,其数据对比如图 10 所示. 图中推进轴单独加载的传递系统效率计算值主要由带轮传动损耗和轴承损耗模型决定,而旋翼轴单独加载的传递系统效率则由带轮损耗,轴承损耗和齿轮损耗模型决定. 而从该图中发现各输出轴再进行单独加载时,整个传动系统的传动效率是随输入功率增大而增加的,随转速增加而降低的.

而对于复合式直升机在其直升机模式进行悬停和固定翼模式进行高速前飞时可认为是旋翼轴与推进轴在分别进行单独加载并且是进行较大的

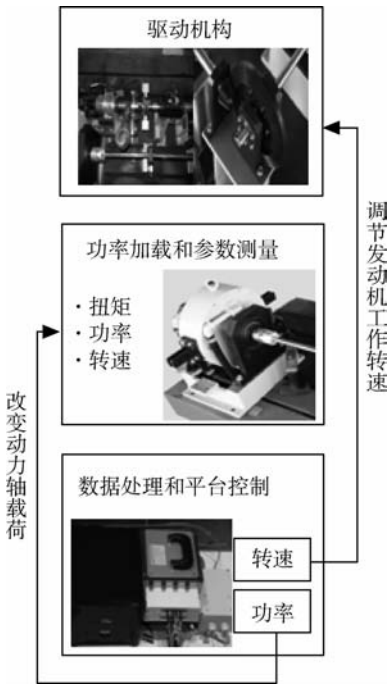
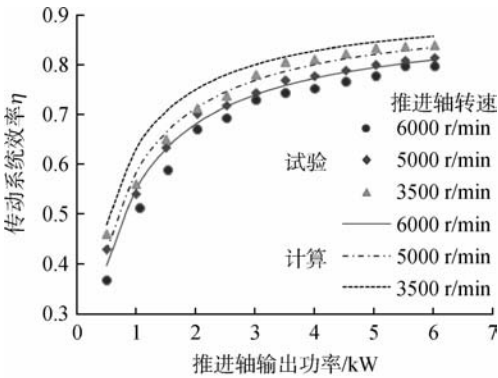
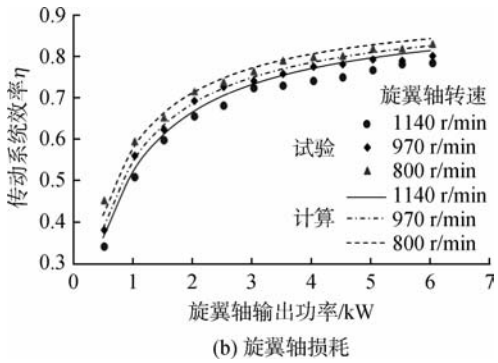


图 9 试验台工作流程图
Fig. 9 Operation of the test stand



(a) 推进轴损耗



(b) 旋翼轴损耗

图 10 输出轴单独加载功率损耗

Fig. 10 Power loss of the output shaft in separate load

加载,所以其传动系统效率是很高的. 而在过渡过程中,通过前面研究发现对于不同过渡路径的选取其飞机需用功率和各轴需输出功率是不同的,

所以根据前面获得的各输出轴在不同过渡路线的所需功率曲线,进行了各过渡路线下的动力系统功率损耗计算与试验。通过图 5 和图 11 可以发现整个动力系统的传动效率在整个过渡过程都是随总需用功率一起变化的,但在变化时当推进轴加载占主要加载时要比旋翼轴占主要加载时有更好传动效率,这是由于减少了一级传动损耗既齿轮传动的损耗。而图 10 与图 11 中虽然计算值与试验值存在一定误差,但其传动效率变化趋势是相同的,这说明齿轮和带轮这些主要功率传递构件的损耗是主要损耗影响。

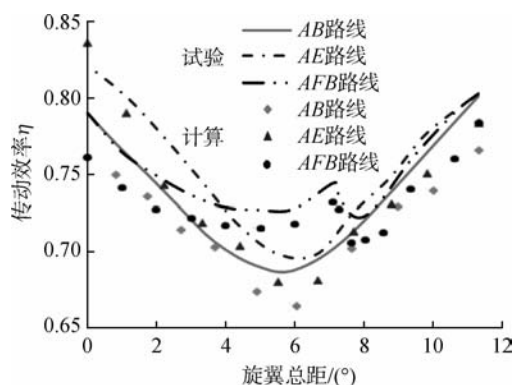


图 11 过渡路线功率损耗对比

Fig. 11 Power loss comparison in transition route

图 12 则为复合式直升机在 AE 过渡路线中分别用损耗模型和传统功率利用系数法获得的发动机使用功率和试验值的对比图,两种方法的差别主要体现在小功率飞行状态下,这是因为传统方法的功率利用系数是根据传动器设计功率的最优传递效率获取的,而忽视了传动效率随功率变化的特点。因此该图更为有效的说明了使用本文方法比传统直升机性能计算方法要获得更为精准

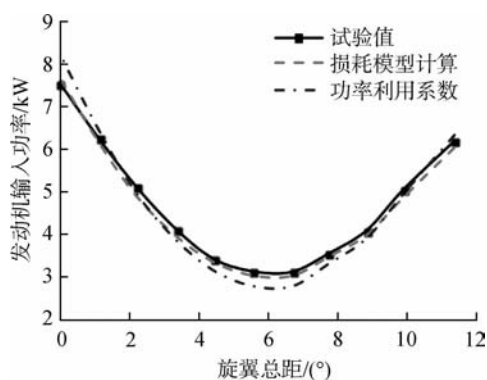


图 12 AE 过渡路线发动机使用功率计算对比

Fig. 12 Engine power comparison in transition route of AE

的计算结果,为后续的复合式直升机性能计算提供了技术支持。

4 结 论

本文通过建立数学计算模型和地面试验方法研究了气动部件和机械传动部件结合后对复合式直升机在过渡飞行模式下的功率特性影响,通过研究表明:

1) 复合式直升机在过渡飞行时,其需用功率变化主要由机翼与旋翼组合配平升阻特性决定。

2) 在过渡飞行边界内,其最小需用功率飞行状态点处于旋翼与机翼共同承担升力的状态下,而不是单独由旋翼或者机翼承担全部升力。

3) 复合式直升机在过渡飞行时动力系统总传动效率是随总需用功率变化的,而且受动力系统内部传动级数的影响。

4) 虽然传动损耗计算模型的计算精度与试验值存在一定的误差,但加入该模型的性能计算方法比传统的固定功率利用系数法更适合复合式直升机性能计算。

参考文献:

- [1] 倪先平. 未来直升机技术发展展望[J]. 航空制造技术, 2008(3): 32-37.
- NI Xianping. Outlook of future helicopter technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(3): 32-37. (in Chinese)
- [2] Harris F D. Airplane vs STOL vs VTOL[R]. NASA CR-2010-216385, 2010.
- [3] Moodie A M, Yeo H. Design of a cruise-efficient compound helicopter[R]. Virginia Beach, US: 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2011.
- [4] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. Design and technology requirements for civil heavy lift rotorcraft[R]. San Francisco, US: American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference Report, 2006.
- [5] Floros M W, Johnson W. Stability and control analysis of the slowed-rotor compound helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(3): 239-253.
- [6] Yeo H, Johnson W. Aeromechanics analysis of heavy lift slowed rotor compound helicopter[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 501-508.
- [7] Floros M W, Johnson W. Performance analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54: 022002. 1-022002. 12.
- [8] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2006.
- [9] Peters D A, HA Q N. Dynamic inflow for practical applica-

tions[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988,33(4):64-68.

[10] Johnson W. Helicopter theory[M]. New Jersey: Princeton University Press,1994.

[11] Dreier M E. Introduction to helicopter and tiltrotor flight simulation[M]. Reston, VA: American Insititute of Aeronautics and Astronautics,2007.

[12] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

[13] Carlson E B,ZHAO Yiyuan,Robert T N. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative[J]. AIAA-99-3961,1999.

[14] Mirosław S. Model of energy losses in a gearbox[J]. Modelling Simulation and Control,1995,59:1-5.

[15] Anderson N E, Loewenthal S H. Spur-gear-system efficiency at part and full load[R]. NASA TP-1622,1980.

[16] Harris T A. Rolling bearing analysis[M]. New York:John Wiley and Sons,1984.

[17] 张呈林,郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京:国防工业出版社,2007.

[18] 张锡金,马文彪,李陆豫,等. 飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2002.

(编辑:秦理曼)