

升推力装置对复合直升机飞行性能的提升

杨克龙, 韩 东, 石启鹏

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

摘 要: 为探讨升推力装置对常规复合式直升机的飞行性能影响,建立了一种复合式直升机性能分析模型。以加装机翼和螺旋桨的 UH-60A 直升机为样例,探讨了机翼和螺旋桨参数、升推力分配对全机性能的影响机理。结果表明:低速时,机翼和螺旋桨效率低,加装机翼和螺旋桨会降低全机升阻比;螺旋桨转速越高或桨叶负扭越大,导致螺旋桨的型阻功率越大,升阻比降低越明显。高速时,机翼和螺旋桨效率增加,螺旋桨承担绝大部分推力、机翼承担大部分升力,并降低旋翼转速,为旋翼卸载,降低了旋翼诱导和型阻功率,显著提升了全机性能;升阻比随升推力分配分别先增加后降低。300 km/h 时,100%、90%、85%和 80%旋翼转速时,对升推力进行优化分配后,将基准直升机的升阻比分别提升了 4.0%、21.33%、27.0%和 30.6%。

关 键 词: 复合式直升机; 机翼和螺旋桨参数; 飞行性能; 升阻比; 升推力分配

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Lifting and propulsion devices for flight performance improvement of a compound helicopter

YANG Kelong, HAN Dong, SHI Qipeng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To analyze the effects of lifting and propulsion devices for flight performance improvement of a compound helicopter, a model of performance prediction was developed. Based on the UH-60A helicopter equipped with a wing and a propeller, the influence mechanism of parameters of the wing and propeller, lift and propulsive force shares on the performance was analyzed. At low speeds, due to the low efficiency of the wing and propeller, equipping the wing and propeller decreased the lift-to-drag ratio of the helicopter. The higher rotor speed or blade twist of the propeller led to larger profile power of the propeller, and further reduced the lift-to-drag significantly. At high speeds, the efficiency of the wing and propeller was higher; the performance was significantly improved when the wing and propeller offloaded most of the lift and propulsive force with the decrease of the main rotor speed; the lift-to-drag ratio increased first and then decreased as increasing the lift and propulsive force shares. At a speed of 300 km/h, optimizing the lift and propulsive force share, at

收稿日期: 2020-04-09

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11972181); 旋翼空气动力学重点实验室开放基金(RAL20180201-1); 研究生创新基地(实验室)开放基金(KFJJ20190102); 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

作者简介: 杨克龙(1993—),男,博士生,主要从事直升机总体设计。

引用格式: 杨克龙,韩东,石启鹏.升推力装置对复合直升机飞行性能的提升[J].航空动力学报,2020,35(11):2429-2439. YANG Kelong, HAN Dong, SHI Qipeng. Lifting and propulsion devices for flight performance improvement of a compound helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2429-2439.

100%, 95%, 85% and 80% of main rotor speed, increased the lift-drag ratio by 4.0%, 21.33%, 27.0% and 30.6%, respectively.

Key words: compound helicopter; wing and propeller parameters; flight performance; lift-to-drag ratio; lift and propulsive force shares

21 世纪以来, X-49A“速度鹰”^[1-2]、X-2^[3-4]、S-97、X-3^[5]等一批复合式直升机的成功研制,极大地提升了直升机的最大飞行速度、航程、升限等飞行性能。复合式直升机通过操纵升力和推力装置,将全机所需的升力由主旋翼和升力装置承担,推力可由主旋翼和推力装置承担,主旋翼在一定程度上被卸载。改变升推力分配,为降低全机需用功率、拓展直升机飞行包线,提升了飞行性能提供了效途径。

近些年,随着对直升机高速度、大航程、高升限等性能指标的迫切需求,国内外在复合式直升机方向的研究呈井喷式发展。Orchard、Floros 等^[6-7]分析了只加装机翼的复合式直升机性能,研究表明,随着前飞速度的增加,旋翼在逐渐降低转速的同时,桨盘迎角也应当后倾,操纵旋翼使其趋于自转,机翼承担绝大部分升力,可明显提升全机升阻比。Rand 等^[8]采用风洞配平法给出了不同速度时,旋翼、机翼和推进装置的最佳配置,高速时,旋翼功率最小时,总功率并不一定最小。不同的旋翼工作状态会对应相同的全机功率。通过优化升推力分配,使旋翼、机翼和螺旋桨三者的效率较高,可以提升全机升阻比。Bowen、Yeo^[9-10]运用冗余控制的方法分析了基于 AH-56 改装的复合式直升机飞行性能。配平时,固定旋翼总距,通过操纵平尾来改变机身的俯仰角,从而改变旋翼和机翼之间的升力分配。高速时,降低旋翼转速,机翼和螺旋桨承担绝大部分升推力,最大可将全机功率降低 16%。

国内方面,对复合式直升机的研究整体上起步相对较晚,以理论研究为主。复合式直升机的研究大多集中在旋翼/机翼气动干扰方面^[11-12]。李建波^[13]总结了国外复合式直升机的发展过程和规律,在常规直升机的基础上加装升力装置和推力是复合式直升机的发展主流之一,也符合我国直升机从常规直升机到复合式直升机的更新换代需求。曹飞等^[14]研究了一种复合式直升机的飞行性能,为简化配平,约束桨盘迎角为零,操纵螺旋桨和机翼来配平全机阻力和俯仰力矩,对过渡飞行状态旋翼和机翼的升力分配进行了分析,表明复合式直升机可通过旋翼向机翼卸载降低直

升机前飞时的需用功率,以提高最大前飞速度,降低旋翼转速,有助于进一步提升飞行性能。

以上研究一般使推力装置承担全部推力,对旋翼和升力装置之间的升力分配关注较多。本文建立了一种常规复合式直升机飞行性能分析模型,考虑了推力装置与旋翼直接的推力分配对飞行性能的影响,并以加装机翼和螺旋桨的 UH-60A 直升机为样例,探讨了机翼和螺旋桨参数对复合式配平和飞行性能的影响机理,在此基础上,考虑了旋翼转速的影响,通过优化升推力分配,提升全机飞行性能。

1 飞行性能分析模型

1.1 常规直升机飞行性能分析模型

常规直升机飞行性能模型包括旋翼、机身和尾桨模型。旋翼模型基于叶素理论建立。桨叶模型为带挥舞铰偏置量的刚性梁模型。诱导速度模型基于 Peters 等^[15]入流建立,将桨盘的诱导速度表示为径向位置 r 和桨叶方位角 ψ 的函数,其 1 阶谐波表达形式如下式为

$$v = v_0 + v_c \frac{r}{R} \cos \psi + v_s \frac{r}{R} \sin \psi \tag{1}$$

式中 v_0 为旋翼桨盘中心的诱导速度, v_c 和 v_s 为诱导速度 1 阶谐波量的正弦分量和余弦分量, R 为旋翼半径。

由查表法获得翼型气动特性,叶素速度分量和所受气动力如图 1 所示, θ 、 ϕ 和 α 分别为叶素

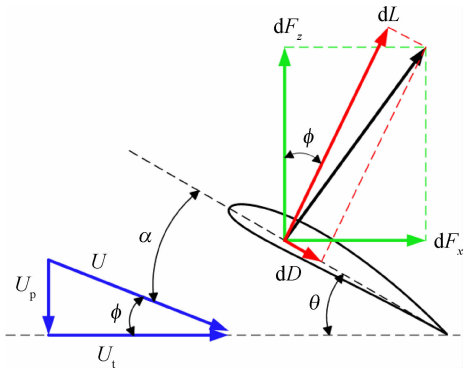


图 1 叶素速度分量和所受气动力
Fig. 1 Velocities and forces on a blade element

桨距角、入流角和迎角, U_t 和 U_p 分别为来流的切向和垂向速度, U 为气流合速度。 dL 和 dD 为叶素升阻力。将叶素产生的升阻力分别投影到垂直和平行于桨盘平面的方向上,可以得到

$$dF_x = -(dL \sin \phi + dD \cos \phi) \tag{2}$$

$$dF_y = 0 \tag{3}$$

$$dF_z = dL \cos \phi - dD \sin \phi \tag{4}$$

如图 2 所示,将 dF_x 、 dF_y 和 dF_z 沿径向和展向积分得到旋翼拉力 T_{mr} 、后向力 H_{mr} 和侧向力 Y_{mr} 为

$$T_{mr} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R dF_z d\psi \tag{5}$$

$$H_{mr} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R [dF_x \sin \psi + dF_y \cos \psi] d\psi \tag{6}$$

$$Y_{mr} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R [-dF_x \cos \psi + dF_y \sin \psi] d\psi \tag{7}$$

式中 N_b 为旋翼桨叶片数, e 为桨叶挥舞铰偏置量。同理可得,旋翼扭矩 Q_{mr} 、滚转力矩 $M_{x_{mr}}$ 和俯仰力矩 $M_{y_{mr}}$ 为

$$Q_{mr} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R r dF_x d\psi \tag{8}$$

$$M_{x_{mr}} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R r dF_z \sin \psi d\psi \tag{9}$$

$$M_{y_{mr}} = -\frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_e^R r dF_z \cos \psi d\psi \tag{10}$$

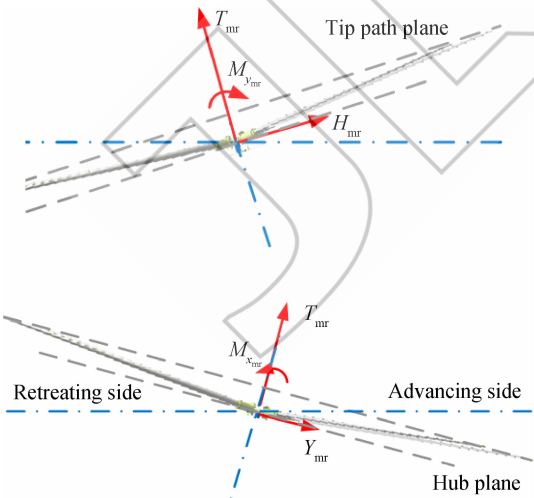


图 2 旋翼力和力矩

Fig. 2 Forces and moments acting on a main rotor

根据桨叶惯性力、离心力和气动力对挥舞铰力矩平衡迭代至挥舞响应收敛,得到稳态旋翼桨毂力和力矩。

机身作为带有气动力和力矩的刚体模型。尾桨模型基于均匀入流建立。通过旋翼的反扭矩直接

计算尾桨拉力和需用功率。模型建立详细过程可参考文献[16-17]。现已有研究表明旋翼、机体、机翼和螺旋桨之间的气动干扰对飞行性能有一定影响,但影响极为有限^[18-20],本文暂不考虑各部件间气动干扰对性能的影响,重点探讨升推力分配对复合式直升机飞行性能的影响。

1.2 机翼气动力模型

机翼的气动力模型基于升力线理论建立^[21]。图 3 给出了机翼及其剖面(翼型)气动力示意图,将翼展 b 沿展向分成 M 部分,用角度 θ 描述机翼展向位置,机翼展向位置 θ_m 处的环量用傅里叶级数表示为

$$\Gamma(\theta_m) = 2bV_\infty \sum_{m=1}^M A_m \sin(m\theta_m) \tag{11}$$

根据比奥-萨瓦定理,机翼所有尾涡在 θ_m 处引起的诱导迎角为

$$\alpha_m(\theta_m) = \arctan \left[\frac{-w(\theta_m)}{V_\infty} \right] = \sum_{m=1}^M m A_m \frac{\sin(m\theta_m)}{\sin \theta_m} \tag{12}$$

式中 V_∞ 为来流速度, $w(\theta_m)$ 为机翼诱导速度。

根据翼型升力系数定义和库塔-儒科夫斯基定理,可得升力系数和有效迎角的关系为

$$C_l = \frac{2\Gamma(\theta_m)}{V_\infty c(\theta_m)} = C_{la} [\alpha_{\text{eff}}(\theta_m) - \alpha_{i=0}(\theta_m)] \tag{13}$$

式中 $c(\theta_m)$ 为展向 θ_m 处的弦长, $\alpha_{i=0}(\theta_m)$ 为 θ_m 处

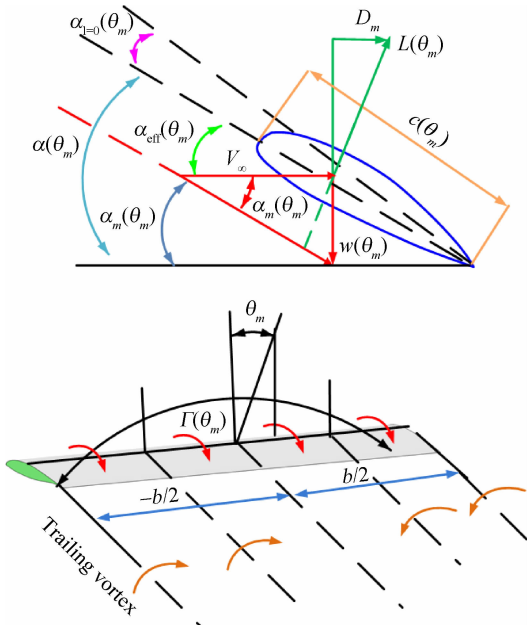


图 3 机翼及其翼型气动力

Fig. 3 Aerodynamics of wing and airfoil

的零升迎角。

展向 θ_m 处的几何迎角 $\alpha(\theta_m)$ 为有效迎角 $\alpha_{\text{eff}}(\theta_m)$ 和诱导迎角 $\alpha_m(\theta_m)$ 之和,即

$$\alpha(\theta_m) = \alpha_{\text{eff}}(\theta_m) + \alpha_m(\theta_m) \quad (14)$$

将(12)式和(13)式带入(14)式整理,得到展向任意位置处迎角和环量的关系式为

$$\frac{2b}{\pi V_{\infty} c(\theta_m)} \sum_{m=1}^M A_m \sin(m\theta_m) + \sum_{m=1}^M m A_m \frac{\sin(m\theta_m)}{\sin\theta_m} = \alpha(\theta_m) - \alpha_{l=0}(\theta_m) \quad (15)$$

同理,可建立展向 m 个不同位置处迎角和环量的关系式并联立求解,可得到 A_m ,最后可确定 $\Gamma(\theta_m)$ 的值,将式(13)沿展向积分可得机翼升力。

1.3 螺旋桨气动模型

采用组合叶素-动量理论^[22]计算螺旋桨气动力和力矩。相比于旋翼,螺旋桨半径小,转速和桨叶载荷高,而且工作在轴流状态。除轴向诱导速度外,还需考虑旋转平面内的周向诱导速度。图4给出了螺旋桨桨叶叶素所受气动力。 V_0 为直升机前飞速度(垂直于螺旋桨桨盘平面), Ω_p 和 r_p 为螺旋桨的转速(rad/s)和半径。 θ_p 、 ϕ_p 和 α_p 分别为叶素安装角、入流角和迎角。 v_i 和 u_i 为轴向和周向诱导速度。

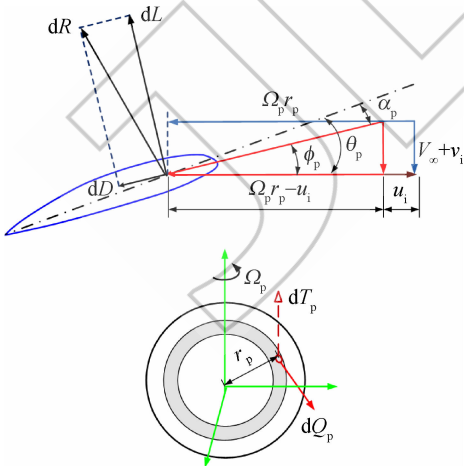


图4 螺旋桨桨盘平面内叶素气动力

Fig. 4 Aerodynamics of airfoil segment over the propeller rotor disk

根据动量和动量矩定理,螺旋桨桨盘平面内环形微圆面积上的拉力和扭矩为

$$dT_p = 4\rho\pi r_p (V_0 + v_i) v_i dr \quad (16)$$

$$dQ_p = 4\rho\pi r_p^2 V_0 (V_0 + v_i) u_i dr \quad (17)$$

由叶素理论建立的拉力和扭矩的表达式^[23]为

$$dT_p = \frac{1}{2} \rho V_0^2 c_p N_p (C_l \cos \phi_p - C_d \sin \phi_p) dr \quad (18)$$

$$dQ_p = \frac{1}{2} \rho V_0^2 c_p N_p (C_l \sin \phi_p + C_d \cos \phi_p) r dr \quad (19)$$

式中 c_p 为螺旋桨桨叶弦长, N_p 为螺旋桨桨叶片数。将式(16)、式(17)和式(18)、式(19)联立,根据拉力和力矩相等,可以确定轴向和周向诱导速度,将叶素的拉力和力矩沿展向和周向积分,可得到螺旋桨拉力和力矩。

2 复合式直升机配平模型

根据整机上3个方向上力和力矩平衡,在常规直升机的配平^[23]基础上,增加了机翼升力、螺旋桨推力和力矩,复合式直升机的平衡方程为

$$W - T_{mr} - T_w = 0 \quad (20)$$

$$Y_{mr} + T_{tr} + T_{mr} \phi_f = 0 \quad (21)$$

$$D_f + D_w + H_{mr} - T_{mr} \theta_f - T_p = 0 \quad (22)$$

$$M_{y_{mr}} + M_{y_f} + W(h\theta_f - x_{cg}) - hD_f + h_p T_p = 0 \quad (23)$$

$$M_{x_{mr}} + M_{x_f} + W(h\theta_f - y_{cg}) + T_{tr} h_{tr} - Q_p = 0 \quad (24)$$

$$Q_{mr} - T_{tr} l_{tr} = 0 \quad (25)$$

式中 W 为起飞重力, T_w 为机翼升力, T_{tr} 为尾桨拉力, ϕ_f 为机身侧倾角, D_f 为机身阻力, D_w 为机翼阻力, θ_f 为机身俯仰角, T_p 为螺旋桨推力, M_{y_f} 为机身俯仰力矩, x_{cg} 全机重心到旋翼桨毂中心的水平距离, h 为全机重心到旋翼桨毂中心的垂向距离, h_p 为螺旋桨安装高度(螺旋桨桨毂中心到旋翼桨毂中心的垂向距离), M_{x_f} 为机身滚转力矩, y_{cg} 全机重心到旋翼桨毂中心的侧向距离, h_{tr} 为尾桨桨毂中心到旋翼桨毂中心的垂向距离。 l_{tr} 为尾桨桨毂中心到旋翼桨毂中心的水平距离。复合式直升机构型以及所受力和力矩如图5所示。

复合式直升机增加了机翼和螺旋桨,配平方程只能求6个未知量,存在两个冗余自由度。本文先给定推力和升力分配,然后通过迭代算法求出螺旋桨和机翼的操纵量,最后采用牛顿迭代法求解平衡方程,通过解近似根不断迭代直至收敛,从而可求得各部件的气动力和力矩,进而得到全机的需用功率及相关参数,计算流程如图6所示。

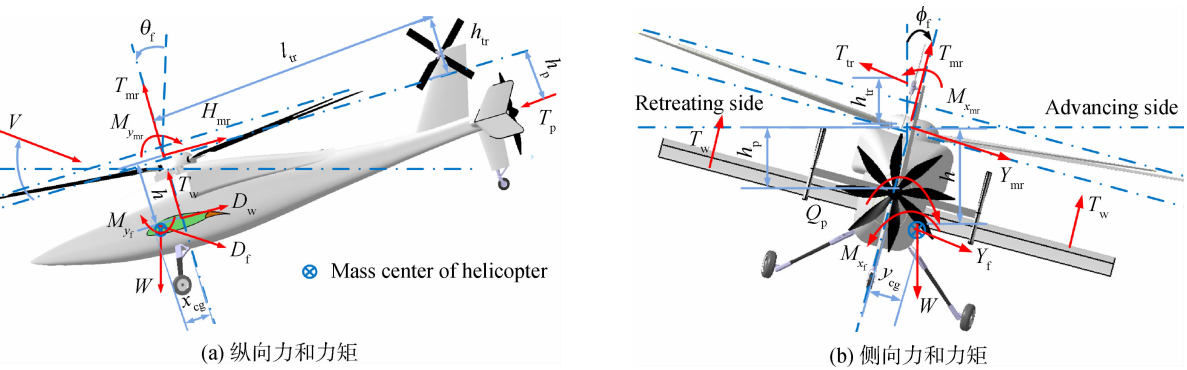


图 5 复合式直升机受力和力矩

Fig. 5 Forces and moments acting on a compound helicopter

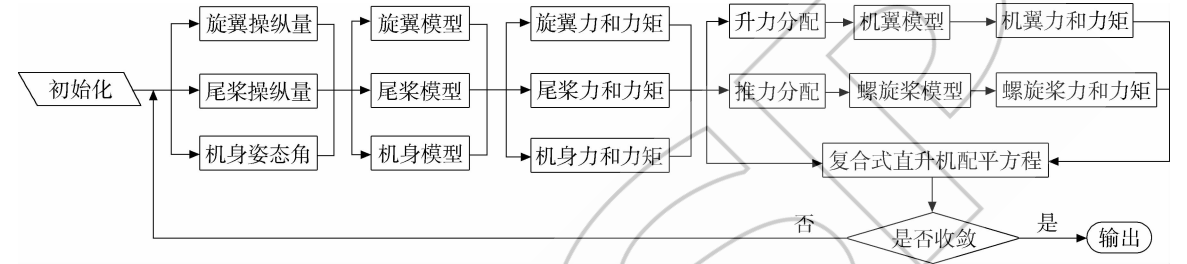


图 6 复合式直升机性能计算流程图

Fig. 6 Flowchart of a compound helicopter performance prediction

3 模型验证

基于 UH-60A 直升机^[24-26]的复合式直升机参数见表 1。图 7 给出了直升机重力系数分别为 0.0065、0.0074、0.0083 和 0.0091 时旋翼需用功率与实际试飞行测试数据^[27]对比,常规直升机性能模型计算所预测的需用功率与实际试飞数据吻合较好。

表 1 复合式直升机参数

参数	旋翼	尾桨	螺旋桨	机翼
半径/m	8.18	1.68	1.55	
展长/m				8
弦长/m	非线性	0.247	0.3	1.2
转速/(rad/s)	27.0	124.6	138.1	
负扭/(°)	非线性	−18	−40	0
翼型	SC1095, SC1094 R8	SC1095	Clark Y	NACA 65-210
桨叶片数	4	4	8	
展弦比				8.3
挥舞铰偏置量/m	0.381			
桨叶线密度/(kg/m)	13.9			

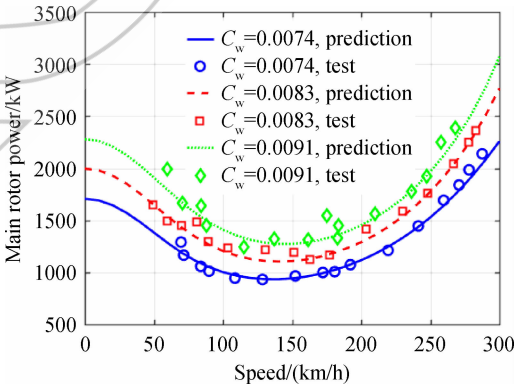


图 7 旋翼需用功率计算值与测试值对比

Fig. 7 Comparisons of main rotor power required between prediction and test data

图 8 给出了不同机翼迎角时机翼升力系数计算值、测试值^[28]和文献^[29]计算值的对比,机翼相关参数见文献^[28]。由图可明显看出,预测值与测试值吻合较好,证明此模型可以预测机翼的气动特性。

图 9 给出了不同前进比时螺旋桨效率计算值与测试值^[30]的对比,验证的螺旋桨相关参数见文献^[30]。由图可明显看出,预测值与测试值吻合较好。其中,螺旋桨的前进比和效率定义为

$$\lambda = V_0 / (n_p D_p)$$
(26)

$$\eta = T_p V_0 / P_p$$
(27)

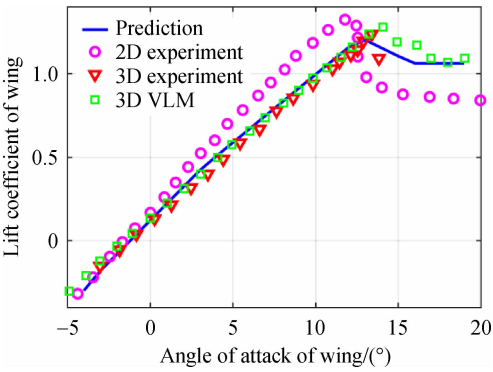


图 8 机翼升力系数计算值与测试值对比
Fig. 8 Comparison of lift coefficient of wing between prediction and test data

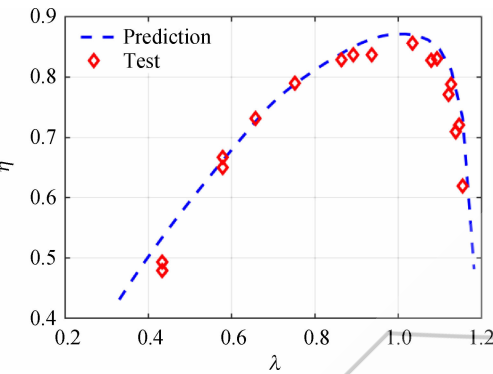


图 9 螺旋桨效率计算值与测试值对比
Fig. 9 Comparison of propeller efficiency between prediction and test data

式中 n_p 为螺旋桨转速 (r/s), D_p 为螺旋桨直径, P_p 为螺旋桨总功率。

4 螺旋桨和机翼参数对飞行性能影响

在本文分析中,以未加装机翼和螺旋桨的常规直升机为基准直升机 (baseline)。直升机重力系数为 0.0074 (对应起飞质量为 9 475 kg),飞行高度为海平面。探讨螺旋桨参数对飞行性能的影响时,假设螺旋桨承担全部推力,机翼面积为 9.6 m^2 ,机翼安装角为 4°。旋翼和机翼承担升力。探讨升力分配对飞行性能的影响时的影响时,通过改变机翼安装角来改变机翼承担的升力大小。机翼面积为 9.6 m^2 ,螺旋桨承担全部推进力。复合式直升机的升阻比定义为

$$L/D_{ch} = WV_0/P_{ch} \tag{28}$$

式中 P_{ch} 为全机总功率,包括旋翼功率 P_{mr} 、螺旋桨功率 P_p 和尾桨功率 P_{tr} ,即

$$P_{ch} = P_{mr} + P_p + P_{tr} \tag{29}$$

4.1 螺旋桨

图 10 给出了不同螺旋桨桨叶负扭时全机升阻比变化。基准直升机 (baseline) 为未加装机翼和螺旋桨的常规直升机。低速时,加装机翼和螺旋桨会降低全机升阻比,桨叶负扭越大,全机升阻比降低越明显。当速度大于 300 km/h 时,桨叶负扭越大,越利于全机升阻比和最大飞行速度提升。400 km/h 时,桨叶负扭为 -45° 时,全机升阻比为 2.01,比桨叶负扭为 -40° 时的 (对应升阻比为 1.96) 增加了 2.5%。

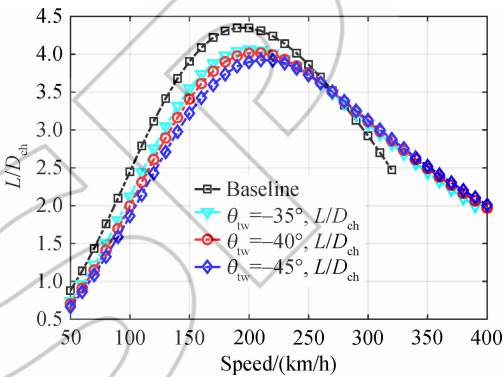


图 10 不同螺旋桨桨叶负扭时 L/D_{ch} 对比
Fig. 10 Comparison of L/D_{ch} for different propeller blade twists

图 11 给出了螺旋桨效率和功率变化曲线,低速时,桨叶负扭 (θ_{tw}) 为 -35° 的螺旋桨功率比 -40° 和 -45° 的低,对应的效率较高,但随着速度增加,螺旋桨功率也增加,300 km/h 时,桨叶负扭为 -35° 的螺旋桨功率比 -40° 和 -45° 的高,效率降低。当速度大于 300 km/h 时,桨叶负扭较大的螺旋桨工作效率开始提高,400 km/h 时,桨叶负

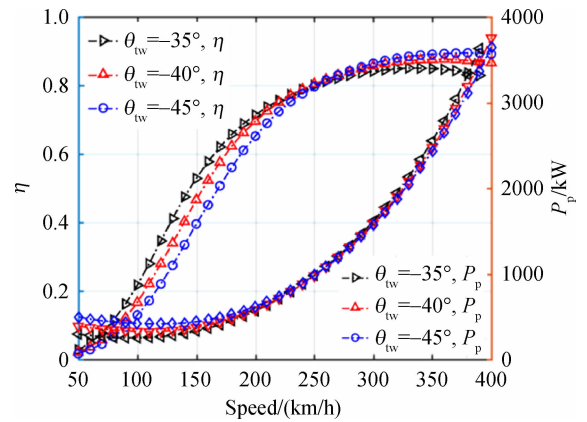


图 11 不同螺旋桨桨叶负扭时效率和功率对比
Fig. 11 Comparison of propeller efficiency and power for different propeller blade twists

扭为 -45° 的螺旋桨效率可以达到 0.89,比桨叶负扭为 -40° 时的效率(对应效率为 0.86)增加了 3.5%。低速时螺旋桨效率太低,加装螺旋桨反而会增加全机功率,螺旋桨适合在高速状态工作,以更大程度发挥其效率。

图 12 给出了螺旋桨转速对飞行性能影响,高速时,加装螺旋桨和机翼提升全机升阻比和最大飞行速度,但要求螺旋桨转速要高,较低转速的螺旋桨不能提供足够推力。加装机翼和螺旋桨将直升机升阻比提升了 4.0%。最大飞行速度可达到 400 km/h,将直升机最大飞行速度提升了 25%。

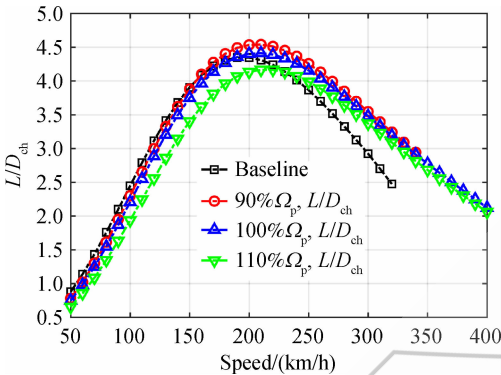
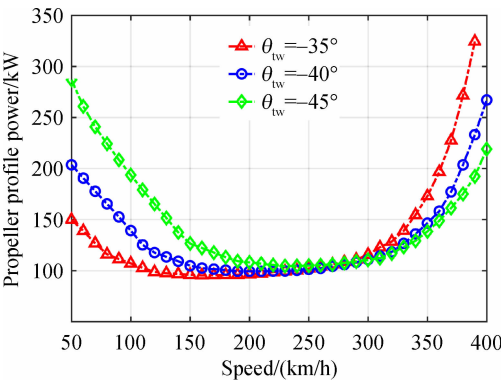
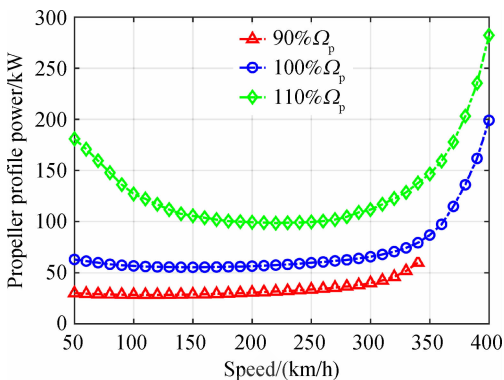


图 12 不同螺旋桨转速时全机 L/D_{ch} 对比
Fig. 12 Comparison of L/D_{ch} for different propeller rotor speeds

图 13 给出了不同螺旋桨桨叶扭度和螺旋桨转速时螺旋桨的型阻功率。不同速度时,承担相同推力时,螺旋桨诱导功率相同。但低速时,螺旋桨桨叶扭度过大,或螺旋桨转速过高,对应的型阻功率越大,导致螺旋桨总功率增加。高速时则相反。较小桨叶扭度或者螺旋桨转速更适合低速飞行,高速时,则需要增大桨叶扭度或者螺旋桨转速,利于性能提升。



(a) 不同螺旋桨桨叶扭度

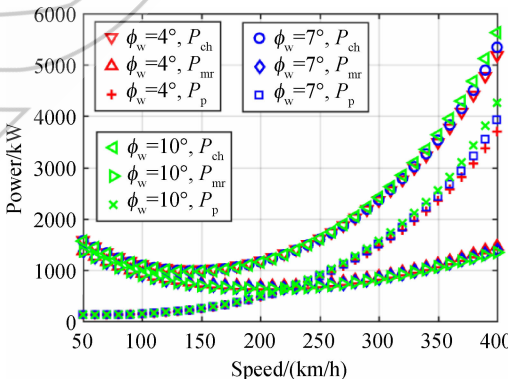


(b) 不同螺旋桨转速

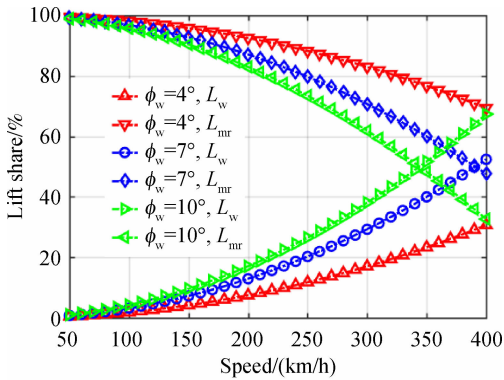
图 13 不同桨叶扭度和螺旋桨转速时螺旋桨型阻功率
Fig. 13 Profile power for different blade twists and rotor speeds of propeller

4.2 机翼

图 14 给出了不同机翼安装角时各部分功率变化和升力分配。低速时,较大安装角可以使机翼承担更多升力,也更利于功率节省,高速时,安装角为 10° 的机翼可以承担全机 70.2%的升力,但会增加更多功率消耗,不利于性能提升。400 km/h 时,



(a) 功率变化

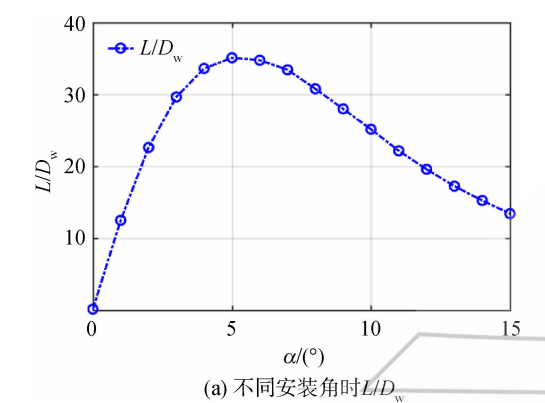


(b) 升力分配

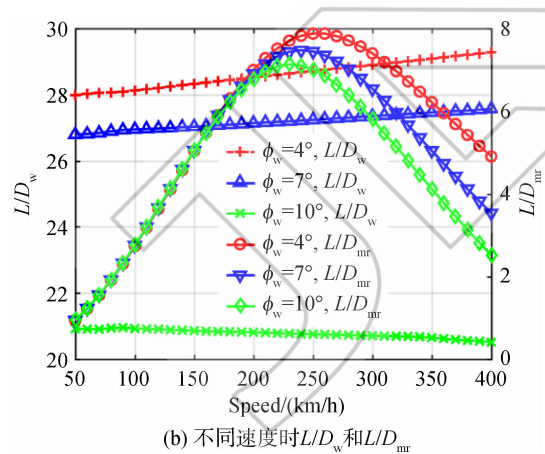
图 14 不同机翼安装角时全机性能对比
Fig. 14 Comparisons of flight performance for different installation angles of wing

机翼安装角为 7° 和 10° 时的全机功率比 4° 时分别增加了 2.1% 和 4.6%，但螺旋桨功率分别增加了 6.2% 和 13.2%。

图 15 给出了不同机翼安装角时,旋翼和机翼升阻比对比。由图 15(a)可以看出,机翼的最优安装角为 5° 。高速时,机翼的安装角对旋翼升阻比影响较大,机翼安装角处于最优升阻比安装角附近时,旋翼的升阻比较高。较大机翼安装角时,机翼可以卸载更多的升力,但阻力更大,机翼没有处于较优升阻比,会导致旋翼和机翼之间的升力不是较优的分配,从而导致旋翼消耗更多功率,螺旋桨也需要消耗更多功率来产生更大推力来克服机翼阻力。



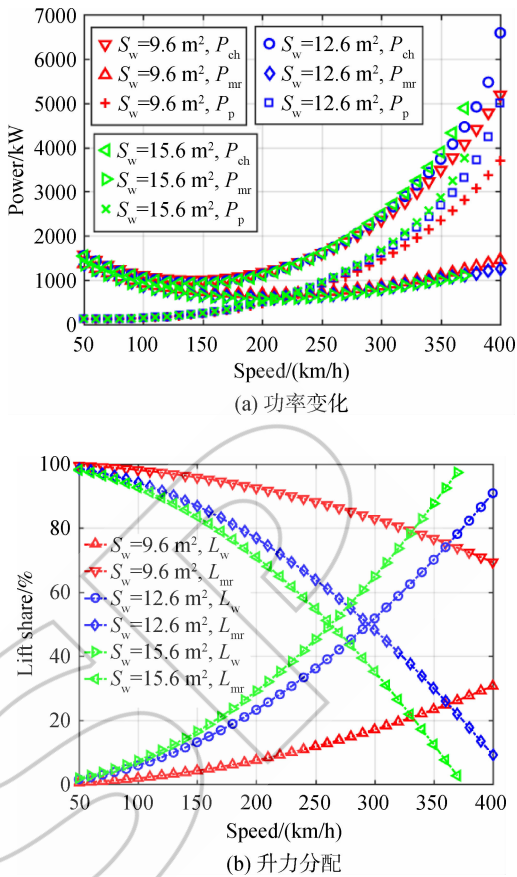
(a) 不同安装角时 L/D_w



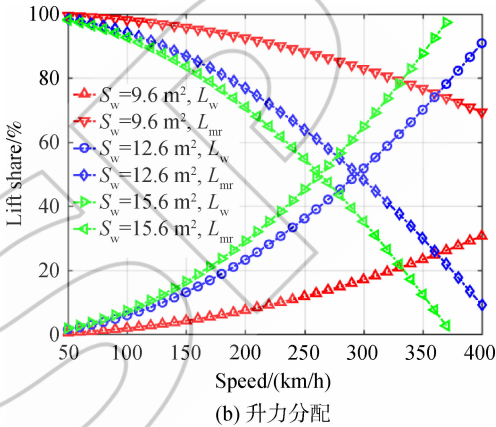
(b) 不同速度时 L/D_w 和 L/D_{mr}

图 15 不同机翼安装角时 L/D_w 和 L/D_{mr}
Fig. 15 L/D_w and L/D_{mr} for different installation angles of wing

图 16 给出了不同机翼面积时各部分功率和升力分配变化,机翼安装角为 4° 。低速时,较大机翼面积利于全机和旋翼功率减少。高速时,机翼面积增大,全机和旋翼功率相应增加。机翼面积为 15.6 m^2 时,在速度达到 260 km/h 时,就可以承担全机 50% 的升力,随着速度继续增加,机翼面积越大,消耗越多螺旋桨功率,从而增加了全



(a) 功率变化

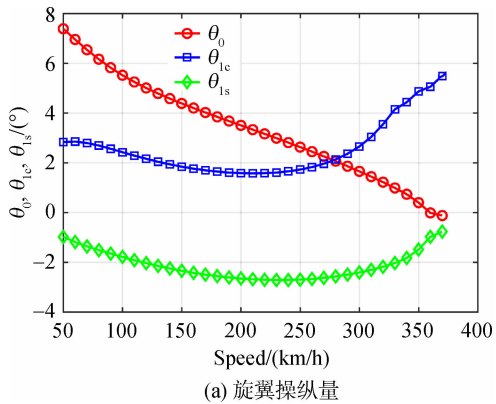


(b) 升力分配

图 16 不同机翼面积时功率和升力分配变化
Fig. 16 Comparisons of power and lift share for different wing areas

机功率,不利于性能提升。

图 17 给出了机翼面积为 15.6 m^2 时,旋翼操纵量(总距 θ_0 、侧向周期变距 θ_{1c} 、纵向周期变距 θ_{1s})和升阻比变化。速度达到 370 km/h 时,旋翼升力基本被机翼完全卸载,旋翼总距为零。此时旋翼基本不提供升力,仅消耗功率,旋翼升阻比非常小,如图 17(b)所示,近于零,速度继续增加时,机翼面积过大,将产生大于全机重力的升力,导致全机无法配平。



(a) 旋翼操纵量

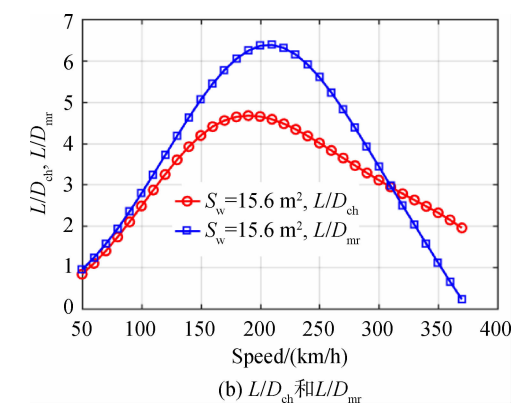


图 17 不同速度时旋翼操纵量 L/D_{mr} 和 L/D_{ch} 变化

Fig. 17 Main rotor controls, L/D_{mr} and L/D_{ch} for different speed

5 升力和推力分配

假定螺旋桨推力和机翼安装角可变,探讨旋翼/机翼之间升力分配、旋翼/螺旋桨之间推力分配对全机飞行性能的影响。

图 18 给出了 300 km/h 时,不同旋翼转速(Ω)时升推力分配对全机性能影响。可以看出,存在最优升力和推力分配,可使全机升阻比达到最优。100% Ω 、90% Ω 、85% Ω 和 80% Ω 时的最优升推力分配分别是 22% 和 65%、26% 和 75%、28% 和 75% 以及 32% 和 80%。升阻比随升力分配先增加后降低,因为此时机翼升阻比较高,随着机翼承升力增加,旋翼的一部分升力被卸载,旋翼用来提供升力所需要的功率也降低。但机翼承担升力过大时,旋翼则需要消耗功率产生足够拉力来提供全机的推进力,升阻比也随之下降。升阻比随推力分配也先增加后降低,如图 18(a)和图18(b)所示,100% Ω 和 90% Ω 时,螺旋桨承担 10%左右的推力时,全机升阻比陡降,是因为螺旋桨承担小部分推力时,螺旋桨的效率过低,会增加更多功率消耗。随着螺旋桨承担推力增加,螺旋桨效率开始提高,螺旋桨也进一步卸载了旋翼的一部分推力,提升了全机升阻比,当螺旋桨承担的推力继续增加时,旋翼大部分的推力被卸载,但旋翼又得消耗功率提供足够升力,导致升阻比降低。中高速时,螺旋桨承担大部分推力,机翼承担小部分升力,利于全机升阻比提升。随着旋翼转速降低,螺旋桨和机翼承担的推力和升力也相应增加。100% Ω 、90% Ω 、85% Ω 和 80% Ω 时,对升推力进行优化分配后,将基准直升机的升阻比(图 10 所示,升阻比为 3.00)分别提升 4.0%、21.33%、27.0%和 30.6%。

图 19 给出了 300 km/h 时,基准直升机旋翼

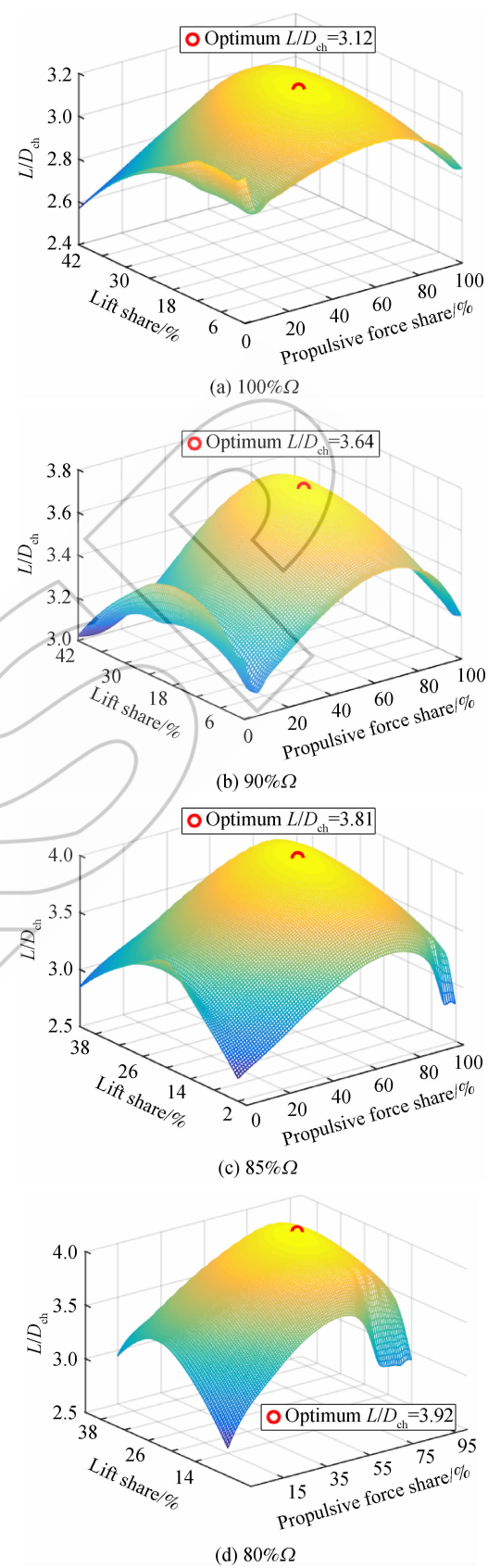
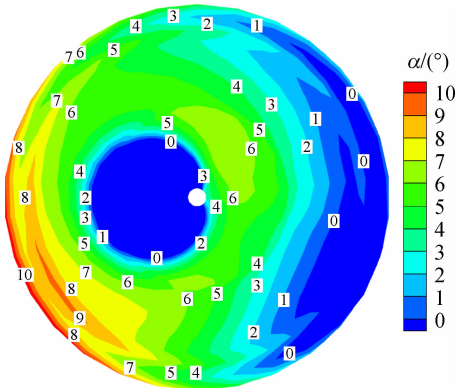
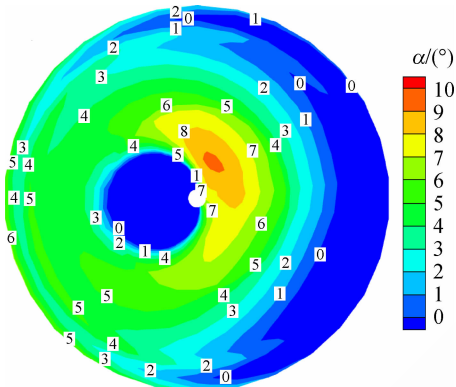


图 18 300 km/h 时不同旋翼转速时升推力分配对全机性能影响

Fig. 18 Effects of lift and propulsive shares on the performance for different main rotor speeds at 300 km/h



(a) Baseline



(b) 升推力优化分配, 100%Ω

图 19 300 km/h 时旋翼桨盘平面内叶素迎角分布对比
Fig. 19 Comparisons of lift angle of attack of blade
airfoil segment over the main rotor disk
at 300 km/h

桨盘平面内叶素迎角与经过升推力优化分配(图 18(a))的对比。优化升推力分配,明显降低了叶素迎角,尤其是后行侧迎角。高速时,螺旋桨承担了大部分推力,机翼承担了部分升力,机翼和螺旋桨同时卸载了一部分旋翼的升力和推力,使旋翼提供的升力和推力降低,降低了旋翼需用功率,提升了全机性能。

图 20 给出了 300 km/h 时,最优升推力分配时主旋翼功率对比。100%Ω 时,通过升推力优化分配,机翼承担了 22% 的升力,明显降低了基准直升机的旋翼的诱导功率,从 202.5 kW 降低到 125.04 kW,降低了 38.3%。但旋翼转速没有降低,型阻功率 665.7 kW 降低到 626.0 kW,仅降低了 5.0%。80%Ω 时,通过升推力优化分配,螺旋桨承担了 80% 的推力,机翼承担了 32% 的升力,旋翼的诱导功率为 96.62 kW,将基准直升机旋翼的诱导功率降低了 46.7%。型阻功率为 266.3 kW,将基准直升机旋翼的型阻功率降低了 60%。优化升推力分配,并降低旋翼转速,可以旋翼卸

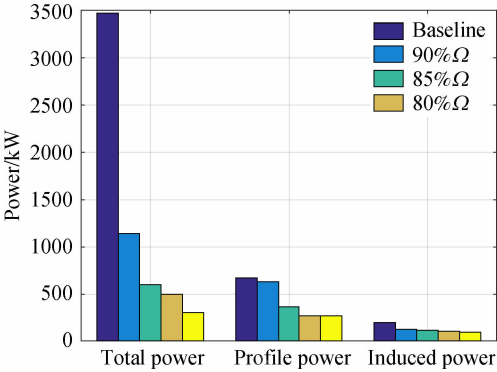


图 20 最优升推力分配时主旋翼功率对比
Fig. 20 Comparisons of main rotor power at the optimal lift and propulsive force shares

载,明显降低旋翼功率,从而提升全机飞行性能。

6 结 论

本文建立了一种复合式直升机性能分析模型,以加装机翼和螺旋桨的 UH-60A 直升机为样例,分析了机翼和螺旋桨参数、升推力分配对复合式直升机飞行性能的影响,得出如下结论:

- 1) 低速时,螺旋桨桨叶负扭越小,螺旋桨效率越高,对全机升阻比降低的影响越小。高速时,较小桨叶负扭的螺旋桨会失速,不能提供足够的推力,桨叶负扭越大,螺旋桨效率越高,越利于提升全机升阻比和最大飞行速度。400 km/h 时,桨叶负扭为 -45° 比桨叶负扭为 -40° 时升阻比增加了 2.5%。
- 2) 低速时,会降低全机升阻比。螺旋桨转速越高,对升阻比降低越明显。高速时,加装螺旋桨可提升全机升阻比和最大飞行速度。最大飞行速度可达到 400 km/h,最大飞行速度提升了 25%。
- 3) 低速时,较大机翼安装角利于性能提升,高速时则相反。较大安装角虽然可以卸载更多的升力,但机翼的阻力过大,如果机翼没有处于较优升阻比,会导致旋翼和机翼之间的升力分配不是较优分配,旋翼会消耗更多功率,螺旋桨也需要消耗更多功率来产生更大推力来克服机翼阻力。
- 4) 低速时,较大机翼面积利于全机和旋翼功率减少。高速时,机翼面积增大,全机和旋翼功率也相应增加,机翼面积过大会导致螺旋桨不能产生足够推力来克服机翼阻力,全机难以配平。
- 5) 存在最优升力和推力分配,可使全机升阻比达到最优。高速时,升阻比随升推力分配分别先增加后降低。300 km/h 时,100%Ω、90%Ω、85%Ω 和 80%Ω 时,对升推力进行优化分配后,将

基准直升机的升阻比分别提升 4.0%、21.33%、27.0%和 30.6%。

参考文献:

[1] COLUCCI F. Compound interest[J]. Vertifilite, 2001, 47(2): 24-27.

[2] COLUCCI F. Speed hawk-phase I[J]. Vertifilite, 2007, 53(4): 18-22.

[3] HIESCHBERG M. Sikorsky pushers forward with X2 technology demonstrator[J]. Vertifilite, 2005, 51(3): 12-14.

[4] WALSH D, WEINER S, ARIFIAN K, et al. High airspeed testing of the sikorsky X2 technology demonstrator[C]// 67th Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society, Virginia Beach, USA: Vertical Flight Society, 2011: 2999-3010.

[5] HIESCHBERG M. X2, X3, S-97 and X-49: the battle of the compounds is joined[J]. Vertifilite, 2010, 56(4): 16-22.

[6] ORCHARD M, NEWMAN S. The fundamental configuration and design of the compound helicopter[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2003, 217(6): 297-315.

[7] FLOROS M W, JOHNSON W R. Performance analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(2): 1-12.

[8] RAND O, KHROMOV V. Compound helicopter: insight and optimization[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(1): 1-12.

[9] BOWEN G, YEO H. Performance and loads study of a high-speed compound helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2018, 63(3): 20-34.

[10] YEO H. Design and aeromechanics investigation of compound helicopters[R]. Jeju Island, Korea: Vertical Flight Society, 2018.

[11] 邓艳敏, 陶然, 胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(1): 10-14.

DENG Yanmin, TAO Ran, HU Jizhong. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 10-14. (in Chinese)

[12] 万佳, 陈铭. 复合式直升机前飞状态旋翼-机翼干扰计算分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2459-2464.

WAN Jia, CHEN Ming. Rotor-wing interaction analysis of a compound helicopter in forward flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2459-2464. (in Chinese)

[13] 李建波. 复合式直升机技术发展分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 149-158.

LI Jianbo. Analysis of technology development of compound helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(2): 149-158. (in Chinese)

[14] 曹飞, 陈铭. 一种单旋翼复合式直升机能特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 772-779.

CAO Fei, CHEN Ming. Performance characteristics of single rotor compound helicopter[J]. Journal of Beijing Uni-

versity of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 772-779. (in Chinese)

[15] PETERS D A, HAQUANG, N. Dynamic inflow for practical application[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-68.

[16] 韩东. 变转速旋翼直升机性能及配平研究[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1241-1248.

HAN Dong. Study on the performance and trim of helicopters with variable speed rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1241-1248. (in Chinese)

[17] 董晨, 韩东, 杨克龙. 独立桨距控制对直升机飞行性能的影响[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 1241-1248.

DONG Chen, HAN Dong, YANG Kelong. Effect of individual blade pitch control on flight performance of helicopters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 1241-1248. (in Chinese)

[18] FELKER F F, LIGHT J S. Aerodynamic interactions between a rotor and wing in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 33(2): 64-68.

[19] PASSE B J, SRIDHARAN A, BAEDER J D. Computational investigation of coaxial rotor interactional aerodynamics in steady forward flight[R]. AIAA 2015-2883, 2015.

[20] KIM H W, KENYON A R, BROWN R E. Interactional aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. Aeronautical Journal, 2008, 113(1140): 65-78.

[21] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design[M]. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann Press, 2013.

[22] 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.

[23] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. New York: Cambridge University Press, 2006.

[24] HILBERT K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter[R]. NASA-TM-85890, 1984.

[25] DAVIS S J. Predesign study for a modern 4-bladed rotor for the RSRA[R]. NASA-TM-166155, 1981.

[26] BOUSMAN W. Aerodynamic characteristics of SC1095 and 1094R8 airfoils[R]. NASA-TP-212265, 2003.

[27] YEO H, BOUSMAN W, JOHNSON W R. Performance analysis of a utility helicopter with standard and advanced rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(3): 250-270.

[28] SIVELLS J C. Experimental and calculated characteristics of three wings of NACA 64-210 and 65-210 airfoil Sections with and without 2 degree washout[R]. NASA-TP-1422, 1947.

[29] SANTOS P D. Aero-structural wing analysis using a vortex, lattice method coupled with an equivalent plate model [D]. Covilha, Portugal: University of the Interior Border Engineering, 2011.

[30] THEODORSEN T, STICKLE G W, BREVOORT M J. Characteristics of six propellers including the high to speed range[R]. NASA-TP-594, 1937.