

文章编号:1000-8055(2020)04-0815-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.04.015

基于双螺旋桨推进的复合式直升机飞行性能

何晓萍, 韩 东, 杨克龙, 桑玉委
(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: 为研究螺旋桨和机翼对双螺旋桨推进构型复合式直升机的飞行性能影响,在已有的直升机飞行性能模型基础上耦合螺旋桨和机翼气动模型,建立了该型复合式直升机配平模型。以 X-3 构型直升机为样
例,通过加装螺旋桨和机翼组成不同的配置,给出了直升机各操纵量和姿态角的变化,并通过控制气动部件为
复合式直升机提供推力和升力的不同配比,分析直升机的需用功率和升阻比变化。结果表明:机翼对复合式
直升机升阻比的提升较为明显,且能有效减小总距和横向周期变距;前飞速度大于一定速度后,螺旋桨对复合
式直升机需用功率的降低和对升阻比的提高才开始显现;同时配置螺旋桨和机翼,并合理分配推力和升力,可
有效降低整机的需用功率,进而提升复合式直升机飞行性能。

关 键 词: 飞行性能; 复合式直升机; 螺旋桨气动模型; 机翼气动模型; 需用功率
中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Flight performance of compound helicopter with twin propellers

HE Xiaoping, HAN Dong, YANG Kelong, SANG Yuwei
(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A compound helicopter trim model with aerodynamic models of propeller and wing based on flight performance model of helicopter was constructed to investigate the effect of propeller and wing on the performance of compound helicopter with twin propellers. Taking the X-3 helicopter as an example, by adding different configurations of propeller and wing, the changes of each control strategy and attitude angle of the helicopter were given, and the effect of the variable proportions of propeller's thrust and wing's lift on the helicopter power required and helicopter lift-to-drag coefficient was analysed. Result showed that wing was useful to raise obviously peak lift-to-drag ratio, and also reduce collective and lateral cyclic pitch. The propeller could only improve the peak lift-to-drag ratio and reduce the helicopter power required until the flight speed is up to certain speed. The final compound helicopter configured with propeller and wing could reliably achieve the less helicopter power required just by reasonably distributing thrust and lift, thereby improving the flight performance of the compound helicopter.

收稿日期: 2019-10-14
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);
江苏省高校优势学科建设工程资助项目(PADP);
2019 年研究生创新基地(实验室)开放基金立项资助项目(KFJJ20190102)

作者简介: 何晓萍(1994—),女,硕士生,研究方向为旋翼总体设计。

引用格式: 何晓萍,韩东,杨克龙,等. 基于双螺旋桨推进的复合式直升机飞行性能[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 815-822. HE Xi-
aoping, HAN Dong, YANG Kelong, et al. Flight performance of compound helicopter with twin propellers[J]. Journal of
Aerospace Power, 2020, 35(4): 815-822.

Key words: flight performance; compound helicopter; aerodynamic model of propeller; aerodynamic model of wing; power required

对常规直升机而言,制约其最大飞行速度的因素主要来自三方面:旋翼气动特性、发动机功率和机身阻力。通过设计上的改进和优化,可以有效减小机身阻力,提升发动机功率供给,延缓旋翼气动方面的限制,即改善旋翼前行桨叶气流压缩性和后行桨叶失速特性。常规复合式直升机通过加装推力装置和升力装置,如机翼和螺旋桨,用机翼卸载旋翼的升力,用螺旋桨提供前飞所需推力,进而提升直升机最大飞行速度和飞行性能。

早在 20 世纪 60 年代,McCloud 等^[1]就对高前进比单旋翼的气动性能进行了风洞试验,得到了 H-34 旋翼和 UH-1D 旋翼在前进比高达 0.86 时的旋翼气动特性试验数据。Yeo 和 Johnson^[2]采用 CAMRAD II 软件计算了高前进比复合式直升机旋翼的气动特性,通过确定最优桨叶扭度、旋翼总距和桨叶转速,对复合式直升机的性能进行了优化。相关研究表明,复合式直升机飞行性能的提升依赖于多个方面,不仅与旋翼、推进装置和机翼的效率有关,而且与许多设计参数,如桨盘载荷、机翼载荷、桨叶载荷等密不可分^[3-5]。Rand 和 Khromov^[6]给出了一种“阻力/功率”的研究方法,用于分析复合式直升机中旋翼、推进装置、机翼及机身等部件的特性,探讨了给定速度下,旋翼、推进装置、机翼及机身等的最佳配置。结果表明,推进装置对高速飞行中的直升机是绝对必要的,且推进装置提供的推力越大,为整机节约的需用功率越多;机翼在直升机高速飞行中担当了十分重要的角色,甚至可以为整机提供其所需全部升力,但此时需用功率较大。Ferguson 和 Thomson^[7]为提升直升机的最大飞行速度,将共轴双旋翼复合式直升机与加装机翼、螺旋桨的复合式直升机作对比,讨论了两种复合式直升机的建模问题,研究了它们的动态稳定特性与常规直升机的区别,分析表明,共轴双旋翼直升机有效减小了横向周期变距,加装机翼、螺旋桨的复合式直升机能在高速飞行状态下降低旋翼总距,而两种构型的复合式直升机的高精度动态稳定仿真问题依然需要投入大量的研究。Graham 等^[8]使用综合分析软件 RCAS (rotorcraft comprehensive analysis system)对复合式直升机进行空气动力学分析,评估了其总体配置和性能,探讨了旋翼总距、旋翼转速及机翼襟翼等,对复合式直升机的最大升阻比的

提升和负载的降低等性能提升作用。国内吴裕平等^[9]以共轴双旋翼和带尾部推进桨的复合式直升机气动特性为研究对象,建立了简单实用的全机配平模型和部件气动力模型,得到了不同飞行状态下的操纵量和功率。

本文在已有的直升机飞行性能分析模型和已验证的螺旋桨和机翼模型的基础上,以双螺旋桨推进的复合式直升机为样例建立全机配平模型,通过控制主旋翼与机翼的不同升力分配、主旋翼与螺旋桨的不同推力分配,分析不同配置下该型复合式直升机的性能,研究升力和推力比对直升机的功率和升阻比等特性的影响。

1 复合式直升机性能分析模型

1.1 旋翼气动力模型及验证

旋翼气动模型基于叶素理论建立,由单个叶素的马赫数和迎角,用查表法得到翼型气动参数,从而得到其剖面的气动力;旋翼的诱导速度计算采用 Pitt-Peters 动态入流模型^[10]。挥舞运动会影响气动力和力矩,根据桨叶惯性力、重力和气动力对挥舞铰的力矩平衡,通过迭代至挥舞响应收敛;旋翼的力和力矩通过叶素上的力和力矩沿径向和展向积分得到。

具体建模方法参考文献^[11],采用 UH-60A 直升机的飞行数据验证模型的正确性,其旋翼和尾桨的参数如表 1 和表 2 所示^[12-13]。图 1 给出了直升机起飞质量分别为 8323.3、9474.7、10627.0 kg 和 11651.3 kg(对应直升机质量系数分别为

表 1 主要旋翼参数
Table 1 Main rotor parameters

参数	数值及详情
旋翼半径/m	8.18
旋翼转速/(rad/s)	27.0
桨叶弦长/m	0.527
桨叶扭转角/(°)	-18
桨叶翼型	SC1095/SC1094R8
桨叶片数	4
挥舞铰偏置量/m	0.381
单位桨叶质量/(kg/m)	13.9

表 2 尾桨参数
Table 2 Tail rotor parameters

参数	数值及详情
尾桨半径/m	1.68
尾桨弦长/m	0.247
尾桨转速/(rad/s)	124.6
桨叶扭转角/(°)	-18
桨叶翼型	SC1095
桨叶片数	4

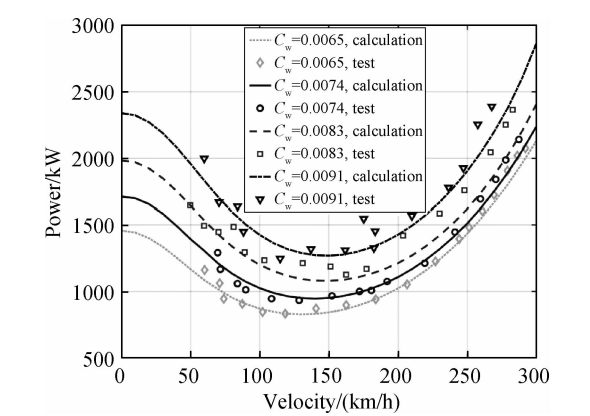


图 1 计算功率与实验数据对比

Fig.1 Comparison between calculation and test data of power

0.0065、0.0074、0.0083 和 0.0091)时的飞行实验测试功率与计算功率的对比,数值吻合较好,证明此模型可用于分析直升机的飞行性能。

1.2 螺旋桨气动动力模型

螺旋桨模型基于动量叶素理论建立^[14-16],并通过数值积分计算。螺旋桨与主旋翼、机翼及其他气动部件之间存在复杂的气动干扰,考虑到本文作为初步性能研究,忽略了气动部件之间干扰问题。螺旋桨的尺寸较小且大多工作在轴流状态,除了考虑轴向诱导速度之外还需考虑周向诱导速度。

设 a 和 b 分别为轴向入流因子和周向入流因子, V_0 为来流速度,则可将轴向速度分量 V_x 和周向速度分量 V_θ 分别表示为

$$V_x = V_0(1 + a)$$
 (1)

$$V_\theta = \Omega_p r_p - b\Omega_p r_p$$
 (2)

式中 Ω_p 和 r_p 分别为螺旋桨的转速和半径。

假设气流为不可压缩的理想气体,气流通过螺旋桨桨盘时应用滑流理论,如图 2, V_s 为流出桨

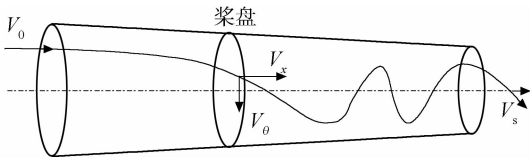


图 2 来流通过螺旋桨桨盘情况

Fig.2 Velocity passing through propeller disc

盘的速度,由动量理论得螺旋桨的推力和扭矩表达式

$$dT = 4\rho\pi rV_0^2(1 + a)adr$$
 (3)

$$dQ = 4\rho\pi r^3V_0^2(1 + a)b\Omega dr$$
 (4)

由叶素理论得知,每个叶片叶素上的来流及受力如图 3 所示,式中 dL 、 dD 表示单位翼型的升力和阻力。螺旋桨环带(如图 4 所示)上的力和力矩即

$$dT = \frac{1}{2}\rho V_1^2 c_p (C_l \cos \phi_p - C_d \sin \phi_p) dr$$
 (5)

$$dQ = \frac{1}{2}\rho V_1^2 c_p (C_l \sin \phi_p + C_d \cos \phi_p) r dr$$
 (6)

式中 c_p 为螺旋桨桨叶弦长, C_l 和 C_d 为翼型升力和阻力系数, V_1 为周向来流和轴向来流的合速度, ϕ_p 为气流相对叶素的入流角,与迎角 α 和安装角 θ 的关系如图 3 所示,其表达式为

$$\phi_p = \tan^{-1} \left(\frac{V_x}{V_\theta} \right)$$
 (7)

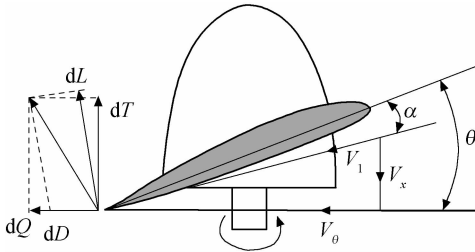


图 3 螺旋桨桨叶叶素受力

Fig.3 Forces acting on the airfoil of propeller

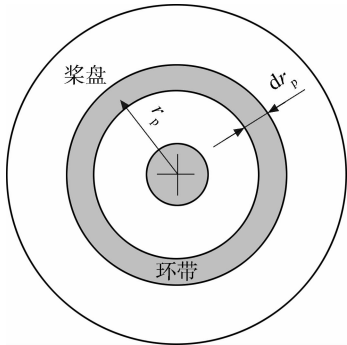


图 4 螺旋桨环带

Fig.4 Propeller belt

将两种计算方法得到的螺旋桨推力和扭矩进行迭代,得到 a 、 b 、 dT 和 dQ 的值,最后将这些力和力矩乘以桨叶片数来计算整个螺旋桨系统产生的合力和合力矩。

1.3 螺旋桨模型验证

参考文献[17],用文献里提到的 B 型号的螺旋桨验证分析模型,该螺旋桨的参数如表 3 所示,桨叶翼型为 Clark-Y 翼型,弦长 c 和桨距 p 的分布如图 5 所示,图中 r/r_p 表示无量纲螺旋桨半径。

表 3 样例螺旋桨参数	
Table 3 Parameters of sample propeller	
参数	数值及详情
螺旋桨直径 D_p/m	3.06
桨叶片数	3
桨叶翼型	Clark-Y
螺旋桨额定转速/(rad/s)	145

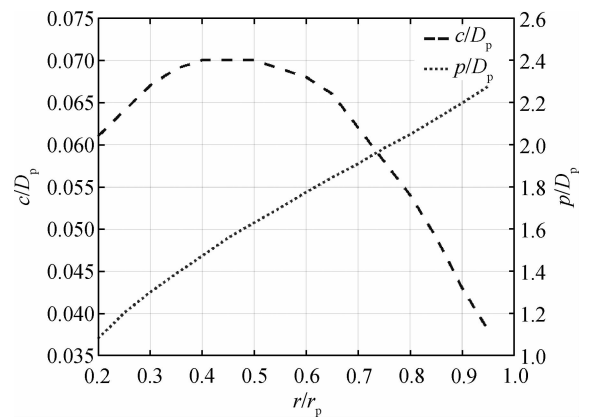


图 5 螺旋桨弦长和桨距分布

Fig. 5 Chord and pitch distributions of propeller

基于前文建立的螺旋桨模型,计算该样例螺旋桨的推力系数。将螺旋桨前进比定义为

$$\lambda_p = \frac{V_x}{n D_p} \tag{8}$$

推力系数定义为

$$C_t^* = \frac{T}{\rho n^2 D_p^4} \tag{9}$$

式中 V_x 为来流速度; n 为螺旋桨转速, D_p 为螺旋桨直径,将计算结果与实验结果进行对比,结果如图 6 所示,计算结果与实验结果吻合较好。

1.4 机翼气动力模型

机翼诱导速度与来流速度叠加后,在机翼的各剖面附近形成了相对下偏的相对速度^[18-19],下

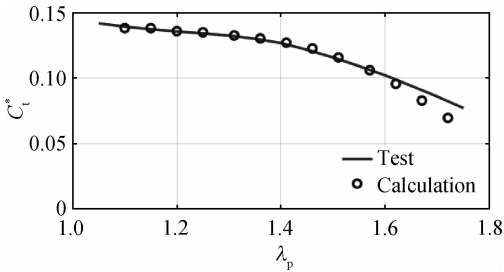


图 6 计算结果与实验数据对比

Fig. 6 Comparison between calculation result and test data

偏的角度 α_i 即为下洗角,机翼剖面真正的迎角为翼型弦线与相对来流之间的夹角,定义 α_{eff} 为有效迎角,如图 7 所示,图中 V 为来流速度, w 为诱导速度。

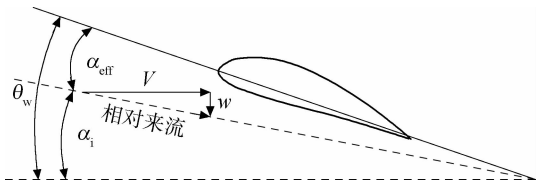


图 7 诱导速度对机翼剖面流动的影响

Fig. 7 Effect of induced velocity on wing section flow

机翼采用椭圆型机翼模型,其诱导速度沿展向为常数,诱导迎角沿展向也是常数。如图 8 所示, B 为机翼展长, C_r 为翼根弦长,则机翼面积 $S = \frac{\pi}{4} B C_r$,展弦比(AR,量符号记为 R_a) $R_a = \frac{4B}{\pi C_r}$ 。

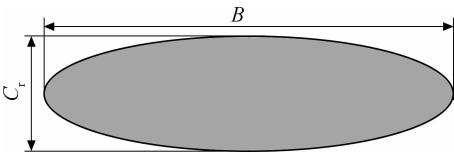


图 8 椭圆形机翼示意图

Fig. 8 Sketch of elliptical wing

由牛顿第二运动定理得知,流管中机翼的升力为

$$L_w = \rho A_t V w \tag{10}$$

其中 A_t 为流管横截面积。而机翼的升力表达式为

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{l,w} \tag{11}$$

式(10)与式(11)相等,得到诱导速度表达式

$$w = \frac{2V}{\pi R_a} C_{l,w} \tag{12}$$

进而得到机翼诱导迎角表达式

$$\alpha_i = \frac{2C_{l,w}}{\pi R_a} \tag{13}$$

机翼为旋翼卸载升力 L_w 时,机翼升力系数表达为

$$C_{l,w} = \frac{L_w}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \tag{14}$$

机翼升力系数 $C_{l,w}$ 与机翼升力线斜率 $C_{l,\alpha}$ 和诱导迎角 α_i 之间存在关系

$$C_{l,w} = C_{l,\alpha}(\theta_w - \alpha_i) \tag{15}$$

式中 θ_w 为机翼安装角。考虑到三维机翼的剖面是二维翼型,翼型类似于无限翼展的机翼,在给定的迎角下,它们产生的升力系数存在一定关系,参考文献[20],得到椭圆型机翼与翼型的升力线斜率之间存在以下换算关系:

$$C_{l,\alpha} = \frac{C_{l,\alpha}}{1 + \frac{C_{l,\alpha}}{\pi R_a}} \tag{16}$$

其中 $C_{l,\alpha}$ 为翼型升力线斜率。通过翼型迎角和马赫数查表得到翼型升力系数。

机翼诱导阻力 $C_{d,i}$ 是由于诱导速度的存在而产生的,其与机翼升力系数存在如下关系:

$$C_{d,i} = \frac{C_{l,w}^2}{\pi R_a} \tag{17}$$

故机翼阻力为机翼型阻 $C_{d,d}$ 与诱导阻力 $C_{d,i}$ 之和

$$C_{d,w} = C_{d,d} + C_{d,i} \tag{18}$$

机翼阻力为

$$D_w = \frac{1}{2}\rho(V^2 + w^2)SC_{d,w} \tag{19}$$

1.5 机翼模型验证

参考文献[21]进行机翼气动模型的验证。样例机翼实验条件如图 9 中文字所示,升力系数随迎角变化呈线性变化的范围取决于机翼的几何

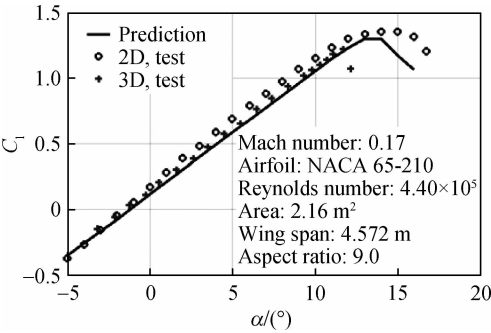


图 9 机翼气动模型验证

Fig. 9 Verification of wing aerodynamic force model

形状和飞行速度。由于机翼诱导迎角相比翼型较大,故机翼诱导速度大于翼型的。忽略机翼后掠角,数据对比如图 9 所示,理论预测与实验结果吻合较好,图中 C_l 表示升力系数、 α 表示机翼迎角。

2 配平策略

复合直升机的合力即为旋翼、机翼和螺旋桨等各部件的力和重力之和,合力矩则为旋翼、机翼和螺旋桨等各部件的力矩之和。配平中需考虑的平衡关系有:垂向,直升机重力 W 、机翼升力 L_w 和旋翼升力 L_{mr} 在垂向上的分量保持平衡;左右螺旋桨的推力差产生的力矩与反扭矩 Q_{mr} 保持平衡。纵向,旋翼后向力 H_{mr} 、机翼阻力 D_w 、机身阻力 D 、旋翼升力 L_{mr} 在纵向上的分量以及左右螺旋桨推力 F_r 、 F_l 等力保持平衡;旋翼俯仰力矩 $M_{y,mr}$ 、机身俯仰力矩 $M_{y,f}$ 和重力及机身阻力在纵向产生的力矩等保持平衡。横向,旋翼侧向力 Y_{mr} 和旋翼升力 L_{mr} 在横向上的分量保持平衡;旋翼滚转力矩 $M_{x,mr}$ 、机身滚转力矩 $M_{x,f}$ 和重力在横向上产生的力矩等保持平衡。

当直升机处于配平状态时,如图 10 所示,可以得到复合式直升机的平衡方程

$$W - L_{mr} - L_w = 0 \tag{20}$$

$$D + H_{mr} + D_w - F_r - F_l - L_{mr}\alpha_s = 0 \tag{21}$$

$$Y_{mr} + L_{mr}\phi_s = 0 \tag{22}$$

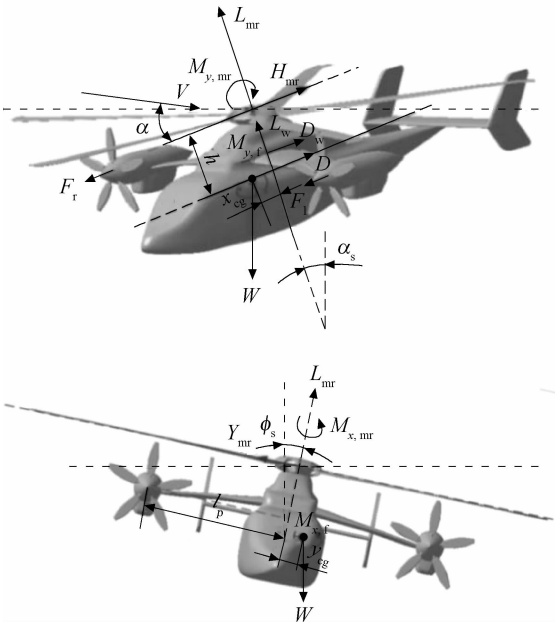


图 10 复合式直升机受力分析图

Fig. 10 Forces and moments acting on a compound helicopter

$$M_{y,mr} + M_{y,f} + W(h\alpha_s - x_{cg}) - hD = 0 \tag{23}$$

$$M_{x,mr} + M_{x,f} + W(h\phi_s - y_{cg}) = 0 \tag{24}$$

$$Q_{mr} - (F_r - F_l)l_p = 0 \tag{25}$$

其中以体轴系为参考坐标系, x_{cg} 和 y_{cg} 分别为直升机重心与 x 轴与 y 轴的距离; h 为旋翼桨毂与直升机重心在 z 轴方向上的距离; l_p 为两螺旋桨轴距的一半; α_s 和 ϕ_s 为机体俯仰角和侧倾角。

假定偏航方向的力矩平衡, 即主旋翼产生的反扭矩由左右两个螺旋桨对机体的力矩差平衡, 则左右螺旋桨推力分别为

$$F_l = \frac{1}{2} \left(T_p - \frac{Q_m}{l_p} \right) \tag{26}$$

$$F_r = \frac{1}{2} \left(T_p + \frac{Q_m}{l_p} \right) \tag{27}$$

考虑到双螺旋桨类构型复合式直升机增加了推进螺旋桨和机翼两个气动力部件而去掉了尾桨, 比常规直升机的 6 个配平量增加了机翼安装角操纵和螺旋桨总距操纵而减少了尾桨总距操纵, 使得配平量超出了方程数量, 即在每种飞行状态下会有多个配平结果。本文中, 为保证机翼和螺旋桨可为直升机提供不同配比的升力和推力, 假设机翼安装角可变并采用变距螺旋桨。

3 需用功率及配平分析

本文采用 EC155 直升机旋翼参数及上述样例螺旋桨和机翼的参数, 研究了螺旋桨和机翼对直升机的功率、升阻比等性能的影响。图 11 和图 12 分别给出了常规直升机(状态 1)、单独配置螺旋桨(状态 2、状态 3)、单独配置机翼(状态 4、状态 5)和同时配置螺旋桨和机翼(状态 6、状态 7)

等不同配置下复合式直升机的需用功率和整机升阻比随前飞速度的变化情况。其中, 状态 1(Baseline)为常规直升机, 状态 2(Condition 2)为主旋翼和螺旋桨分别提供 80% 和 20% 的推力, 状态 3(Condition 3)为主旋翼和螺旋桨分别提供 60% 和 40% 的推力, 状态 4(Condition 4)为主旋翼和机翼分别提供 80% 和 20% 的升力, 状态 5(Condition 5)为主旋翼和机翼分别提供 60% 和 40% 的升力, 状态 6(Condition 6)为主旋翼和螺旋桨的推力占比分别为 60% 和 40%, 且主旋翼和机翼的升力占比分别为 90% 和 10%, 状态 7(Condition 7)为主旋翼和螺旋桨的推力占比分别为 60% 和 40%, 且主旋翼和机翼的升力占比分别为 70% 和 30%。

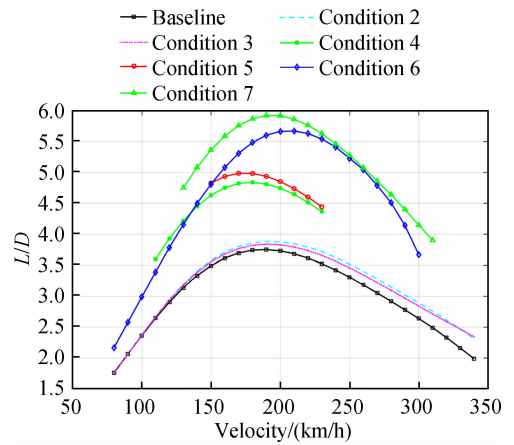


图 12 不同配置下升阻比随速度的变化

Fig. 12 Variation of lift-to-drag ratio with velocity at different configurations

低速阶段单独配置螺旋桨时, 总机需用功率增加, 升阻比下降, 且螺旋桨承担的推力越大, 升阻比下降越明显; 当前飞速度大于一定速度后, 配置螺旋桨的需用功率小于常规直升机, 升阻比也有所提升。单独配置机翼时, 所研究速度范围内的需用功率减小且升阻比增加, 但此时直升机推进力不足, 无法完成速度较高时的配平。同时配置螺旋桨和机翼, 最多为直升机节省功率约 35.82%, 在前进速度为 190 km/h 时, 最大升阻比提高了约 2.18, 且最大升阻比所对应的前飞速度也从 120 km/h 上升到 210 km/h。

当螺旋桨和机翼为旋翼卸载不同程度的推力和升力时, 复合直升机的操纵量和姿态角也发生了变化, 如图 13 所示, 给出了常规直升机(Baseline)、主旋翼和螺旋桨分别提供 60% 和 40% 的推力(Condition 3)、主旋翼和机翼分别提供 80% 和

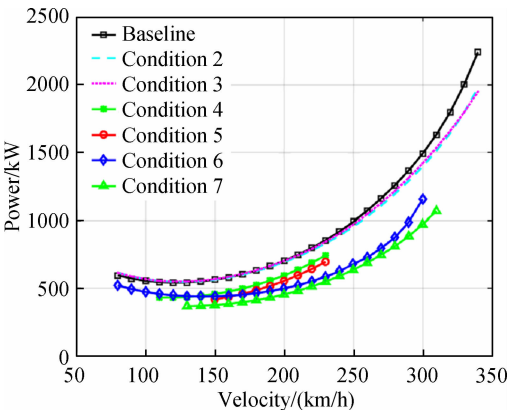


图 11 不同配置下需用功率随速度的变化

Fig. 11 Variation of power required with velocity at different configurations

20%的升力(Condition 4)以及主旋翼和螺旋桨的推力占比分别为 60%和 40%,且主旋翼和机翼的升力占比分别为 90%和 10%(Condition 6)4 种不同的结构与常规直升机的操纵量和姿态角对比。

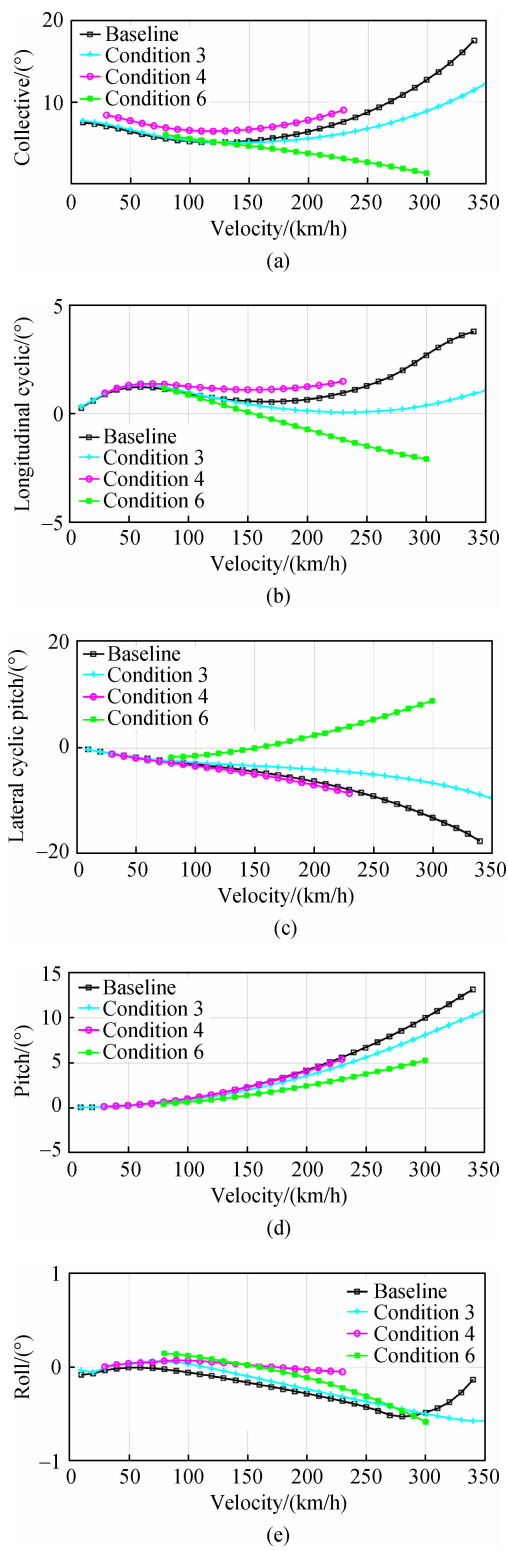


图 13 各操纵量及姿态角变化情况

Fig. 13 Variation of each control strategies and attitude angles

在飞行速度低于 120 km/h 的飞行时,各操纵量与常规直升机相比几乎不发生变化,飞行速度大于 120 km/h 后,各操纵量及姿态角均发生变化。单独配置螺旋桨后,相比于带尾桨的常规直升机,主旋翼总距因螺旋桨提供了一部分推力而减小。另外,复合式直升机左右两个螺旋桨旋转方向相反,使得主旋翼桨盘不必侧倾平衡尾桨升力,即横向周期变距变化较小。主旋翼的纵向周期变距在配置螺旋桨之后也减小,即螺旋桨提供推力后,主旋翼桨盘不必过分向前倾斜提供推力。

机翼的配置使得旋翼承担部分升力,但仍需要较大的旋翼升力纵向分量来抵消较大的机翼阻力,故旋翼总距相比常规直升机较大。机身侧倾角在单独配置机翼后几乎为零,但相比常规直升机是增大的,导致旋翼横向周期变距相比常规直升机的大,以平衡侧倾带来的滚转力矩。旋翼纵向周期变距和机身俯仰角相比于常规直升机变化不大。

螺旋桨和机翼共同配置既为直升机卸载升力又为其提供推力,使得主旋翼总距在速度大于 120 km/h 后快速减小,则产生的旋翼升力也相应减小,导致桨盘需要产生更大的横向及纵向分力平衡其余气动部件的力,故而横、纵向周期变距相比常规直升机变化较大。另外,螺旋桨为主旋翼提供了一部分推力,故机身俯仰角减小。侧倾角与常规直升机模型的配平结果相差不大。

4 结 论

本文通过升力装置和推力装置为直升机卸载不同程度的升力和推力,构建了基于双螺旋桨推进构型复合式直升机飞行性能分析模型,分析了复合直升机的操纵量和姿态角的变化,研究了螺旋桨和机翼对直升机性能的影响,得到以下结论:

- 1) 低速阶段,无论是降低功率还是提升升阻比,机翼对整机的贡献都明显高于螺旋桨,速度大于一定速度后,螺旋桨的贡献开始凸显;
- 2) 配置螺旋桨的复合直升机在飞行速度大于一定速度后,相比于常规直升机,主旋翼总距,横、纵向周期变距,机身俯仰角都明显减小,机身滚转角几乎为零,配置机翼后相应地操纵量和姿态角的变化却不明显,故而机翼有为复合直升机提供安定面的作用;
- 3) 同时配置螺旋桨和机翼后,各操纵量和姿态角在低速阶段变化较小,高速阶段的变化趋势应从螺旋桨和机翼两部分的功用结合分析。

参考文献：

[1] MCCLOUD J L,BIGGERS J C,STROUB R H,An investigation of full-scale helicopter rotors at high advance ratios and advancing tip Mach numbers[R]. NASA TN D-4632, 1968.

[2] YEO H,JOHNSON W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter[J]. Phoenix Arizona; the American Helicopter Society 62nd Annual Forum,2006.

[3] SPREUER W E. Experimental flight tests of the XH-51A compound helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society,1968,13(3):64-69.

[4] YEO H,JOHNSON W. Optimum design of a compound helicopter[J]. Journal of Aircraft,2009,46(4):1210-1229.

[5] KAREM A E. Optimum speed tilt rotor: US6641365B2 [P]. 2003-03-27.

[6] RAND O,KHROMOV V. Compound helicopter: insight and optimization[J]. Journal of the American Helicopter Society,2015,60(1),012001. 1-012001. 12.

[7] FERGUSON K,THOMSON D. Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations[J]. Journal of the Aircraft,2015,52(1):156-167.

[8] GRAHAM B D,YEO H. Performance and loads study of a high-speed compound helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society,2018,63(3):032004. 1-032004. 15.

[9] 吴裕平,习娟,范俊. 共轴刚性旋翼高速直升机配平及旋翼系统气动特性研究[J]. 直升机技术,2018(2):1-7.

WU Yuping,XI Juan,FAN Jun. The trim and the rotor aerodynamic characteristics research of the coaxial-rotor high speed helicopter[J]. Helicopter Technique,2018(2): 1-7. (in Chinese)

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

[11] 张勇刚,崔钊,韩东,等. 加装格尼襟翼旋翼的直升机飞行性能[J]. 航空学报,2016,37(7):2208-2217.

ZHANG Yonggang,CUI Zhao,HAN Dong,et al. Flight performance of helicopter rotors with Gurney flaps[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(7):2208-2217. (in Chinese)

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

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

[14] 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.

[15] 刘沛清,马蓉,段忠喆,等. 平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1775-1781.

LIU Peiqing,MA Rong,DUAN Zhongzhe,et al. Ground wind tunnel test study of the propeller of stratospheric airships[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1775-1781. (in Chinese)

[16] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge,UK:Cambridge University Press,2006.

[17] STICKLE G W. Characteristics of six propellers including the high-speed range[R]. National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) Report No. 594,1937.

[18] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安:西北工业大学出版社,2007.

[19] GUERTIN R G. Development status of the RSRA/X-wing [J]. AIAA 85-4008,1985.

[20] SGUDMUNDSSON G. Aviation aircraft design applied methods and procedures[M]. Daytona Beach:Embry-Riddle Aeronautical University Press,2014:299-398.

[21] 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]. Langley Memorial Aeronautical Laboratory No. 1422,1947.

(编辑:王碧琚)