基于遗传算法的常规复合式高速 直升机飞行性能参数优化



曾怡兰¹,韩东¹,刘壮壮²
1.南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室,江苏 南京 210016
2.中国航天空气动力技术研究院,北京 100074

摘 要:单旋翼带尾桨式的传统直升机受旋翼气动特性的不利影响,其最大飞行速度等性能受到制约,因此高速直升机成为国 内外研究的热点。为研究基于遗传算法的参数优化对常规旋翼构型复合式高速直升机飞行性能的影响,本文采用动量叶素理 论和Young曲线拟合相结合的方法建立了悬停和低速下负拉力状态螺旋桨气动模型,构建了基于遗传算法的飞行性能优化模 型。以X3高速直升机为样例,对悬停、低速(200km/h)和高速(400km/h)分别进行优化,分析了直升机功率、操纵量和姿态角变 化。结果表明,基于遗传算法的参数优化方法能提升特定速度下复合式直升机的飞行性能。悬停、200km/h和400km/h优化后 的直升机总功率均降低,比基准值分别低16.3%、10.9%和19.6%。高速时最优直升机总功率主要依赖优化旋翼部件,通过显著 降低旋翼总功率来实现。悬停状态的优化参数趋势和操纵量变化与400km/h优化后的相反,而200km/h优化后的旋翼参数变化 趋势与悬停状态一致,螺旋桨参数变化趋势则相反。本文为未来高速直升机总体参数选择、飞行性能优化等提供一定的帮助。

关键词:复合式直升机;螺旋桨;飞行性能;遗传算法;参数优化

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

进入21世纪以来,追求高速成为国内外直升机技术领域的重要发展方向。高速直升机能够快速高效地完成作战任务,拓宽直升机应用领域,目前在国外直升机行业内研制较为成功的高速直升机构型主要是倾转旋翼机、共轴刚性旋翼直升机和复合式直升机^[1-3]。

常规旋翼构型复合式直升机在传统直升机基础上去掉 尾桨部件,增加机翼、螺旋桨等升推力装置,可改善旋翼前 行桨叶的桨尖激波和后行桨叶的气流分离导致的不利影 响,提高直升机的最大飞行速度。由于采用了多升力面、多 推进面、多操纵面技术,常规旋翼构型复合式直升机的总体 布局、总体参数选择、质量重心设计、气动布局、气动效率对 全机的飞行性能、飞行特性、飞行品质都具有决定性的影 响^[3]。为进一步提升其飞行性能,国内外围绕总体布局和 性能优化等方面开展深入研究。H.Yeo^[4]分析了高前进比 下H-34、UH-1D和UH-60A的旋翼性能和AH-56A复合 式直升机的全机性能,研究表明,升力复合布局增大了全机

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2023.09.006

升阻比的最大值,推力复合布局改善高速时的升阻比,完整 的复合布局结合了升力和推力复合的特性,全机升阻比最 大值和高速时飞行性能均有改善。K.Ferguson等^[5]评估了 共轴复合式直升机和常规复合式直升机的性能,并与传统 **百升机进行比较。结果表明,常规复合式比传统百升机消** 耗更多功率,为降低高速时的阻力,复合式直升机需要优化 机身设计。M. W. Floros 等^[6]采用CAMRAD II软件计算了 降速旋翼的复合式直升机性能,高速下自转旋翼的最优总 距发生在旋翼产生少量正拉力时,减慢旋翼转速可降低复 合式直升机的需用功率。杨克龙等四以加装机翼和螺旋桨 的UH-60A直升机为例,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。性能优化方面, O. Rand 等[8] 引入"阻力/功率图"和基于非线性自由尾迹分析方法的优 化策略,分析表明复合式直升机的最优配置依赖于旋翼、推 进器和机翼的效率。S. Hersey 等^[9]提出一种将基本优化问 题转化为一系列近似优化问题求解的多目标优化方法,在

收稿日期: 2023-05-18; 退修日期: 2023-07-16; 录用日期: 2023-08-11

基金项目:国家自然科学基金(11972181);江苏高校优势学科建设工程资助项目

引用格式: Zeng Yilan, Han Dong, Liu Zhuangzhuang. Parameter optimization based on genetic algorithm for flight performance of highspeed compound helicopter with single main rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(09):52-61. 曾怡兰, 韩东, 刘 壮壮. 基于遗传算法的常规复合式高速直升机飞行性能参数优化[J]. 航空科学技术, 2023, 34(09):52-61.

带有升推力装置的共轴复合式直升机模型上进行了应用。 此优化方法鲁棒性好,能够处理多个局部最优问题。王坤 等^[10]采用基于 6σ设计的改进多目标遗传算法对共轴复合 式直升机的总体参数进行优化,优化后的复合式直升机飞 行性能得到较大改善。C. Lienard等^[11]对RACER验证机的 垂尾外形采用基于多保真算法的外形修正及优化策略,修 正后的垂尾能有效地降低气流分离,满足设计要求。

本文在已有直升机飞行性能分析模型基础上,引入 Young曲线拟合和动量叶素理论对悬停和低速下产生负拉 力的螺旋桨建立气动模型,以样机X3直升机总功率为优化 目标,选用旋翼、螺旋桨等部件参数为优化变量,构建基于 遗传算法的性能优化模型,分析不同飞行状态优化后直升 机性能,并研究基于遗传算法的参数优化对常规复合式直 升机的各类功率和操纵量等特性的影响。

1 复合式直升机建模及性能计算

1.1 复合式直升机飞行性能分析模型

本文建立的常规复合式直升机模型由旋翼、螺旋桨、机 翼、机体和平尾、垂尾6部分构成。悬停和低速时,左右螺 旋桨的拉力相等但方向相反,以平衡旋翼反扭矩;飞行速度 超过210km/h后,两侧螺旋桨均提供正前进力,利用垂尾侧 向力去抵消反扭矩。旋翼模型以叶素理论为基础,根据 Pitt-Peters动态入流理论^[12]计算诱导速度,由桨叶惯性力、 离心力和气动力对挥舞铰力矩平衡求解桨叶挥舞角,最后 进行数值积分得到旋翼桨毂力和力矩。机翼、平尾和垂尾 基于升力线理论^[13]建立气动模型。由参考文献[14]确定机 身阻力,体现前飞时机体模型对废阻功率和配平的影响。 产生正向拉力的螺旋桨建模方法^[15],采用动量叶素理 论^[16-18]得到螺旋桨力和力矩。

当螺旋桨产生负向拉力时,随着前飞速度的增大,螺旋 桨会依次经历涡环、湍流和风车状态。本文采用Young曲 线拟合^[19]结合动量叶素理论方法建立产生负拉力的螺旋桨 模型。图1为由Young曲线拟合给出负拉力螺旋桨的轴向 诱导速度。

假定 V_0 为来流速度, v_i 为实际飞行状态下螺旋桨桨盘 处的诱导速度, v_h 为悬停状态下的桨盘处诱导速度。Young 曲线拟合得到的涡环和湍流状态的诱导速度分别为

$$v_{\rm i} = v_{\rm h} \left(1 + \frac{V_0}{v_{\rm h}}\right), \ 0 \le V_0 \le \frac{3}{2} v_{\rm h}$$
 (1)

$$v_{i} = v_{h} (7 - 3 \frac{V_{0}}{v_{h}}), \ \frac{3}{2} v_{h} < V_{0} \le 2v_{h}$$
(2)

式中,螺旋桨的理想自转条件为 $V_0 = 1.75 v_{h^{\circ}}$





若以较大速度前飞,螺旋桨处于气流稳定的风车状态, 螺旋桨模型基于动量叶素理论建立。

距离螺旋桨桨盘中心 r_p 、宽度为 dr_p 的环带轴向速度 v_a 和周向诱导速度 v_b 分别为

$$v_{\rm a} = \frac{V_0}{2} - \sqrt{\left(\frac{V_0}{2}\right)^2 + \frac{\mathrm{d}T_{\rm p}}{4\rho\pi r_{\rm p}\mathrm{d}r_{\rm p}}} \tag{3}$$

$$v_{\rm b} = \frac{d\mathcal{Q}_{\rm p}}{4\rho\pi r_{\rm p}^{\ 2}(V_0 - v_{\rm a})\mathrm{d}r_{\rm p}} \tag{4}$$

式中, V_0 为来流速度; dT_p 和 dQ_p 为螺旋桨环带的拉力和 扭矩。

根据前飞速度确定螺旋桨状态,将初始后由叶素理论 得到的环带拉力和扭矩,代入式(1)~式(4)计算新的轴向和 周向诱导速度。通过不断修正轴向和周向诱导速度,直至 迭代收敛确定螺旋桨各剖面的力和力矩,进行数值积分后 得到螺旋桨总拉力和总扭矩。

复合式直升机的配平方程求解见参考文献[20]。由经 验公式给定初始操纵量和姿态角后,利用牛顿迭代法求解 近似根直至收敛,得到配平后各部件气动力和力矩。与常 规直升机总功率计算不同,复合式直升机总功率由旋翼功 率和螺旋桨功率两部分组成。

1.2 气动部件模型验证

采用UH-60A 直升机的飞行试验数据^[21]验证旋翼模型的正确性,其旋翼和尾桨的参数见参考文献[22]、[23]。图2 给出了在直升机质量系数 *C*_w分别为0.0065、0.0074时,旋翼 功率系数的模型预测值与飞行数据的对比,预测值与试验 值数据吻合较好。

图3给出了不同前进比时螺旋桨拉力系数和功率系数 的模型预测值与飞行数据^[24]的对比,验证的螺旋桨相关参







数见参考文献[24]。将螺旋桨前进比定义为

$$\lambda_{\rm p} = \frac{V_0}{n_{\rm p} D_{\rm p}} \tag{5}$$

螺旋桨的拉力系数和功率系数分别为

$$C_{T} = \frac{T_{\rm p}}{\rho n_{\rm p}^{2} D_{\rm p}^{4}}$$
(6)

$$C_p = \frac{P_p}{\rho n_p^{\ 3} D_p^{\ 5}} \tag{7}$$

式中,*V*₀为来流速度;*n*_p为螺旋桨转速,*D*_p为螺旋桨直径。 从图3可以看出,预测值与试验值数据吻合较好。





Fig.3 Comparison of propeller thrust and power coefficient between prediction and test data

2 性能优化模型

遗传算法是模仿自然界生物进化机制而发展起来的随机 全局搜索和优化方法^[25]。通过对算法中的种群个体进行编码, 确定好适应度函数后再进行选择^[26]、交叉^[27-28]和变异^[29]操作, 不断进化得到满足条件的最优个体或最优适应度。

本文以X3复合式直升机的总功率为优化目标即适应 度函数,选用旋翼、螺旋桨、机翼和平尾部件的特征参数为 优化变量,基于遗传算法建立复合式直升机的性能优化模 型。样机的原始参数见参考文献[15],优化变量中旋翼和 螺旋桨的半径、机翼和平尾的展长、面积在原值20%范围 内,而旋翼和螺旋桨的桨尖速度是由桨尖速度不超过声速 和平衡最大最小值与基准值的差值而定的,变量取值范围 见表1。性能优化流程如图4所示,最终得到直升机的最优 功率和优化后的变量值。





序号	设计变量	原值	优化范围
1	旋翼半径/m	5.965	4.772 ~ 7.158
2	旋翼悬停桨尖速度/(m/s)	224.88	204 ~ 230
3	螺旋桨半径/m	1.5	1.2 ~ 1.8
4	螺旋桨桨尖速度/(m/s)	263.9	240 ~ 280
5	机翼展长/m	5.66	4.53 ~ 6.79
6	机翼面积/m²	6.79	5.432 ~ 8.148
7	水平尾翼展长/m	3.21	2.568 ~ 3.852
8	水平尾翼面积/m ²	1.09	0.872 ~ 1.308



图4 复合式直升机性能优化流程



3 复合式直升机性能优化结果与分析

为得到复合式直升机的最优功率,选取悬停阶段、低速 阶段200km/h和高速阶段400km/h三个不同飞行状态分别 进行基于遗传算法的性能优化。优化过程如图5所示,悬 停、200km/h、400km/h下复合式直升机最优总功率随着迭 代步数的增加而降低,基本在进化代数为40时收敛。图 6~图8为悬停、200km/h和400km/h优化前后三种功率与 样机基准值的对比。优化后三个不同飞行速度下对应的 复合式直升机总功率、旋翼总功率、螺旋桨总功率均有降 低。悬停、200km/h、400km/h优化后的直升机总功率比基 准值要低16.3%、10.9%和19.6%。而旋翼的总功率分别降 低了12.5%、10.3%和80.4%,其中对400km/h优化后的旋 翼从气流中吸收了大量能量,旋翼功率降低显著。三者优 化后的螺旋桨总功率依次降低了22.9%、12.4%和6.7%。





Fig.5 Performance optimization process for hover, 200km/h and 400km/h



Fig.6 Total helicopter power before and after optimization of hover, 200km/h and 400km/h

表2为悬停、200km/h、400km/h优化前后对应的变量 值。悬停时,诱导功率是旋翼和螺旋桨总功率的主要组成 部分,悬停优化后旋翼和螺旋桨半径均增大并转速降低; 200km/h优化后的旋翼参数变化趋势与悬停相同,而螺旋



Fig.7 Total rotor power before and after optimization of hover, 200km/h and 400km/h



Fig.8 Total propeller power before and after optimization of hover, 200km/h and 400km/h

桨参数变化趋势相反,机翼展长和面积增加;而高速时诱导 功率小于型阻功率,400km/h优化后旋翼和螺旋桨半径均 减小但转速增大,机翼展长和面积减小。

图 9~图 11 为 0~450km/h 内,采用基准值与悬停、 200km/h和400km/h优化变量值分别得到的直升机总功率、 旋翼和螺旋桨总功率变化。复合式直升机在高速前飞时机 体是保持水平姿态的,但由于悬停状态优化后机翼展长和 面积显著增加,机翼产生了过多升力,使旋翼和机翼产生的 总升力大于全机总重力,导致机体无法继续维持水平飞行, 视为配平失败。因此,得到悬停状态优化后的直升机最大 平飞速度仅为430km/h。由悬停状态下优化参数值得到的 直升机总功率和旋翼总功率在低速阶段有很好的优化效果,

表2 悬停、200km/h、400km/h优化前后对应的变量值 Table 2 Variable values corresponding to before and after optimization of hover, 200km/hand 400km/h

优化变量	原值	悬停	200km/h	400km/h
旋翼半径/m	5.965	7.1566	6.4311	4.9273
旋翼悬停桨尖速度/(m/s)	224.88	222.36	205.29	205.85
螺旋桨半径/m	1.5	1.63	1.28	1.28
螺旋桨桨尖速度/(m/s)	263.9	247.09	256.16	248.4
机翼展长/m	5.66	6.37	6.22	5.09
机翼面积/m ²	6.79	7.415	6.967	5.954
平尾展长/m	3.21	3.376	3.261	3.03
平尾面积/m ²	1.09	1.27	1.262	1.016





Fig.9 Total helicopter power at baseline and optimized variable values in 0~450km/h





功率节省率高于200km/h和400km/h。而采用400km/h优化 参数值得到的直升机总功率和旋翼总功率在低速时均高于 基准值,当速度超过350km/h后总功率最低,功率节省率最 高。速度为450km/h时,由400km/h优化值得到的直升机、旋 翼总功率分别为 3918.77kW、313.96kW, 功率节省率为 20.0%、67.8%, 高于由 200km/h 优化值得到的16.6%、35.0%。 采用 200km/h 优化参数值得到的旋翼总功率在 0~450km/h 内 均低于基准值, 有全局优化效果, 并且在高速时螺旋桨总功 率优化效果最优。



图 11 0~450km/h基准与优化变量值的螺旋桨功率



图 12 和图 13 给出了 0~450km/h 内基准值与优化变量 值得到的左右侧螺旋桨功率变化。当速度小于 210km/h 时,悬停的螺旋桨半径增加而转速降低,使得螺旋桨的诱导 功率减小,左侧螺旋桨总功率降低,在100~200km/h范围内 进入自转状态。而 200km/h 和 400km/h 优化后的螺旋桨半 径减小,增大了悬停状态下的桨盘诱导速度,使得左侧螺旋 桨开始进入自转状态时的飞行速度增加。右侧螺旋桨功率 在低速时变化很小。速度超过 210km/h 后,左右侧螺旋桨 产生相等的正拉力,螺旋桨功率消耗随速度增加而增加,采 用悬停、200km/h 和 400km/h 优化参数值得到的螺旋桨功率 均低于基准值。

图 14~图 16 给出了 0~450km/h 内基准值与优化变量 值下的总距、横向和纵向周期变距。低速时,机翼升力占 比很小,由旋翼提供绝大部分升力,如图 17 所示,由于对 400km/h 优化后得到的旋翼半径和悬停桨尖速度减小,因 此为提供足够的拉力,采用 400km/h 优化参数值的旋翼总 距显著增大,而悬停阶段优化后的则相反。由图 17 可得, 速度大于 210km/h 后,机翼升力随速度增加而快速增大, 由于 400km/h 优化后的机翼面积和展长均减小,机翼产生 的升力变小,机翼升力占比低于基准值,400km/h 的旋翼 升力占比最大,故 400km/h 优化后旋翼总距依旧高于基准 值。采用 200km/h 和 400km/h 优化参数值得到的横向周期 变距在 0~450km/h 范围内基本比基准值要小。图 16表明,



图 13 0~450km/h 基准值与优化变量值的右侧螺旋桨功率 Fig.13 The right propeller power at baseline and optimized variable values in 0~450km/h



图 12 0~450km/h基准值与优化变量值的左侧螺旋桨功率 Fig.12 The left propeller power at baseline and optimized variable values in 0~450km/h

速度超过210km/h后,由于左右螺旋桨均产生正拉力来提 供飞行时的前进力,因此旋翼作用明显减弱,纵向周期变 距会随速度增加而减小,高速时降至负值。图18为旋翼 的后倒角,当左右螺旋桨均产生正拉力时,旋翼桨盘由前 倾变为后倒,此时螺旋桨除了克服机身阻力外,还需平衡 旋翼向后的水平力。300km/h时,采用400km/h优化后的 参数值得到的后倒角高于基准值,悬停、200km/h优化后 的后倒角比基准值要低。由图16可得,这时三者优化后 的纵向周期变距接近为0,意味着对400km/h优化后的由 吹风挥舞引起的桨盘后倒角更大。低速时,三者优化后的 旋翼后倒角与基准值基本一致,但400km/h优化后由吹风 挥舞造成的后倒角比基准值高,使得旋翼的纵向周期变距



图14 0~450km/h基准值与优化变量值下的旋翼总距

Fig.14 Collective pitch at baseline and optimized variable values in 0~450km/h





会相应增加。

图19和图20给出了0~450km/h范围内基准值与优化 变量值下的左右侧螺旋桨总距。低速时,由于左侧螺旋桨 状态较为复杂,左侧螺旋桨总距变化较大。左右螺旋桨位 于机翼翼梢处,因此低速时螺旋桨的拉力大小受旋翼反扭 矩和机翼展长的影响。400km/h优化后的旋翼反扭矩减 小,但机翼展长也在减小,使得400km/h优化后的螺旋桨拉 力比基准值大,并且优化后的螺旋桨半径减小,导致右侧螺 旋桨的总距需要增加,左侧螺旋桨总距的变化趋势则相反。 当左侧螺旋桨进入自转状态后,三者优化后的螺旋桨总距 与基准值相近。速度大于210km/h后,左右侧螺旋桨的总 距相等,采用悬停、200km/h和400km/h优化参数值得到的



图 10 0~430km/n 基准值与优化受重值下的旋翼纵问 周期变距







Fig.17 Wing liftshare at baseline and optimized variable values in 0~450km/h



图 18 0~450km/h 基准值与优化变量值的旋翼后倒角 Fig.18 The angle of backward tilt at baseline and optimized variable values in 0~450km/h



图 19 0~450km/h基准值与优化变量值的左侧螺旋桨总距

Fig.19 Collective picth of the left propeller at baseline and optimized variable values in 0~450km/h



图 20 0~450km/h 基准值与优化变量值的右侧螺旋桨总距 Fig.20 Collective picth of the right propeller at baseline and optimized variable values in 0~450km/h

螺旋桨总距均比基准值高。

图 21~图 22 为 0~450km/h 范围内基准值与优化变量值 下的机体俯仰角和滚转角。悬停、200km/h 和 400km/h 优化 后的俯仰角在 0~450km/h 内与基准值基本一致。速度小于 210km/h时,通过机体低头和旋翼前倾提供前进推力,俯仰 角随速度增加而增大,而后由螺旋桨提供前进力,机体接近 水平。此时旋翼反扭矩由垂尾产生的侧向力平衡,图 23 给 出 250~450km/h 范围内基准值与优化变量值下的垂尾侧向 力变化。由于 400km/h 优化后的旋翼反扭矩降低,垂尾需 要提供的侧向力减小,机体滚转角会比基准值小,对悬停阶 段优化后的滚转角则相反。

4 结论

本文将 Young 曲线拟合方法和动量叶素理论相结合,











Fig.22 Roll angle at baseline and optimized variable values in 0~450km/h



图 23 250~450km/h基准与优化变量值的垂尾侧向力 Fig.23 Lateral force of the vertical tail at baseline and optimized variable values in 250~450km/h

对悬停和低速阶段产生负向拉力的螺旋桨建立气动模型, 以复合式直升机X3为样机构建了性能优化模型,分析了悬 停、低速200km/h和高速400km/h三个不同飞行阶段优化前 后的各类功率、操纵量和姿态角变化,给出了基于遗传算法 的参数优化对常规复合式直升机飞行性能的影响规律,得 到以下结论:

(1)针对复合式直升机在特定飞行速度下的功率最优问题,采用基于遗传算法的参数优化方法是可行的。为兼顾高低速下的直升机性能,可选用加权的目标函数进行性能优化研究。

(2)高速时最优直升机总功率主要依赖优化旋翼部件,通过显著降低旋翼总功率来实现。旋翼和螺旋桨半径均减小但转速增大,并配置更小的机翼是高速400km/h的优化参数趋势。

(3)悬停状态的优化参数趋势和操纵量变化与400km/h 优化后相反,而200km/h优化后的旋翼参数变化趋势与悬停 状态一致,螺旋桨参数变化趋势则相反。三者优化后的俯仰 角在0~450km/h范围内与基准值基本一致,在螺旋桨均提供 正拉力后机体为水平姿态但旋翼桨盘会后倒。

参考文献

[1] 吴希明,吕乐丰,张广林.民用高速旋翼飞行器发展战略分析 及关键技术展望[J].南京航空航天大学学报,2022,54(5): 827-835.

Wu Ximing, Lyu Lefeng, Zhang Guanglin. Development strategy analysis and key technology prospect of civil high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 827-835.(in Chinese)

[2] 李春华,樊枫,徐明.共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术,2021,32(1):47-52.

Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. The development overview of coaxial rigid rotor helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 47-52.(in Chinese)

- [3] 黄明其,徐栋霞,何龙,等.常规旋翼构型复合式高速直升机发展概况及关键技术[J]. 航空动力学报,2021,36(6): 1156-1168.
 Huang Mingqi, Xu Dongxia, He Long, et al. Development overview and key technologies of high speed hybid helicopter with single main rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36 (6): 1156-1168.(in Chinese)
- [4] Yeo H. Design and aeromechanics investigation of compound helicopters[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 88:

158-173.

- [5] Ferguson K, Thomson D. Performance comparison between a conventional helicopter and compound helicopter configurations[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229 (13): 2441-2456.
- [6] Floros M W, Johnson W. Performance analysis of the slowedrotor compound helicopter configuration[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(2): 22002.
- [7] 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.(in Chinese)
- [8] Rand O, Khromov V. Compound helicopter: Insight and optimization[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(1): 1-12.
- [9] Hersey S, Sridharan A, Celi R. Multiobjective performance optimization of a coaxial compound rotorcraft configuration[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1498-1507.
- [10] 王坤,朱清华,肖升兴,等.基于6σ设计的复合推力高速直升
 机总体参数多目标优化[J].南京航空航天大学学报,2018,50
 (2): 207-212.

Wang Kun, Zhu Qinghua, Xiao Shengxing, et al. Multiobjective optimization of general parameters of high-speed compoind helicopter based on design for $6\sigma[J]$. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 207-212.(in Chinese)

- [11] Lienard C, Din I S E, Renaud T, et al. RACER high speed demonstrator: Tail unit vertical fin aerodynamic design[D].
 Phoenix, USA: The American Helicopter Society International Incorporation, 2018.
- [12] Peters H, David A, Ha Quang, et al. Dynamic inflow for practical applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-68.
- [13] Gudmundsson S. General aviation aircraft design[M]. Oxford, UK:Butterworth-Heinemann Press, 2006.
- [14] Sekula M K, Gandhi F. Effects of auxiliary lift and propulsion an helicopter vibration reduction and trim [J]. Journal of

Aircraft, 2004, 41(3): 645-656.

- [15] 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 Xiaoping, Han Dong, Yang Kelong, et al. Flight performance of compound helicopter with twin propellers[J].
 Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 815-822.(in Chinese)
 - [16] 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.
 Liu Peiqing. Air propeller theory and its applications[M].

Beijing: Beihang University Press, 2006.(in Chinese)

- [17] 刘沛清,马蓉,段中喆,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)
- [18] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. New York: Cambridge University Press, 2006.
- [19] Padfield G D. Helicopter flight dynamics[M]. Second Edition.Washington, D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [20] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M].北京:科学出版社,2012.
 Gao Zheng, Chen Renliang. Helicopter flight dynamics[M].
 Beijing: Science Press, 2012.(in Chinese)
- [21] Yeo H, Bousman W G, Johnson W. Performance analysis of a utility helicopter with standard and advanced rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(3): 250-270.
- [22] Hilbert K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter[R]. NASA-TM-85980, 1984.
- [23] Davids S J. Predesign study for a modern 4-bladed rotor for the RSRA[R]. NANS-TM-CR-166155,1981.
- [24] Theodorsen T, Stickle G W, Brevoort M J. Characteristics of six propellers including the high-speed range[R]. NASA-TP-594, 1937.
- [25] 包子阳. 基于 MATLAB 的遗传算法及其在稀布阵列天线中的应用[M]. 北京:电子工业出版社,2017.
 Bao Ziyang. Genetic algorithm based on MATLAB and its application in rare array antenna[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017.(in Chinese)
- [26] 杨雄,吴东.遗传算法密码分析中改进选择算子研究[J].信 息工程大学学报,2022,23(3): 344-350.

Yang Xiong, Wu Dong. Improved selection operator in genetic algorithm cryptanalysis[J]. Journal of Information Engineering University, 2022, 23(3): 344-350.(in Chinese)

- [27] 刘兴隆. 遗传算法中交叉操作研究及应用[J]. 东北电力大学 学报,2003(4): 34-37.
 Liu Xinglong. The analyzation and the application of the crossover operator of Ga[J]. Journal of Northeast China Institute of Electric Power Engineering, 2003(4): 34-37.(in Chinese)
- [28] 李满枝,王洪涛,王凯华,等.遗传算法模拟生物多序列比对 之交叉算子优化[J].辽宁工程技术大学学报(自然科学版),

2016, 35(12): 1537-1542.

Li Manzhi, Wang Hongtao, Wang Kaihua, et al. Optimal crossover operator of genetic algorithm for multiple sequence alignment[J]. Journal of Liaoning Technical University (Natural Science), 2016, 35(12): 1537-1542.(in Chinese)

[29] 苗振华,孙旭东,邵诚. 一种并行变异自适应遗传算法及其性能分析[J]. 信息与控制,2016,45(2):142-150.
Miao Zhenhua, Sun Xudong, Shao Cheng. An adaptive genetic algorithm with parallel mutation and its performance evaluation [J]. Information and Control, 2016, 45(2): 142-150.(in Chinese)

Parameter Optimization Based on Genetic Algorithm for Flight Performance of High-speed Compound Helicopter with Single Main Rotor

Zeng Yilan¹, Han Dong¹, Liu Zhuangzhuang²

1. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

Abstract: The single-rotor helicopter with tail rotor is adversely affected by the aerodynamic characteristics of the rotor, resulting in its maximum flight speed and other performance being restricted, so the high-speed helicopter has become a hot spot in research at home and abroad. In order to study the effect of parameter optimization based on genetic algorithm on the flight performance of high-speed compound helicopter with single main rotor, a propeller aerodynamic model of negative tension state under hovering and low speed was established by combining blade element momentum theory and Young curve fitting, and a flight performance optimization model based on genetic algorithm was constructed. Taking the X3 high-speed helicopter as an example, the hover, low-speed (200km/h) and high-speed (400km/h) were optimized, and the changes of helicopter power, control strategy and attitude angle were analyzed. Result shows that the parameter optimization method based on genetic algorithm can improve the flight performance of compound helicopter at specific speed. The total power of the optimized helicopter at hover, 200km/h and 400km/h was reduced by 16.3%, 10.9% and 19.6% lower than the baseline values respectively. The optimal total helicopter power at high speeds relies mainly on optimizing the rotor components, which are achieved by significantly reducing the total rotor power. The trends of optimization parameters and control strategy in the hovering state are opposite to those after 400km/h optimization, while the trend of rotor parameters after 200km/h optimization is consistent with that of the hovering state, but the trend of propeller parameters is on the opposite. This paper provides some help for the overall parameters selection and flight performance optimization of the high-speed helicopter in the future.

Key Words: compound helicopter; propeller; flight performance; genetic algorithm; parameter optimization

Received: 2023-05-18; Revised: 2023-07-16; Accepted: 2023-08-11

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11972181); A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions