

优化转速旋翼性能分析与应用

刘士明¹ 杨卫东¹ 董凌华¹ 武庆中² 吴裕平²

(1. 南京航空航天大学旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016; 2. 中国直升机设计研究所, 景德镇, 333001)

摘要:旋翼转速的变化会对直升机性能产生重要影响, 通过建立优化转速旋翼性能分析综合模型, 包含 Peters-He 广义动态入流模型和全机配平模型, 以国产现役某轻型直升机为例, 分析前飞速度、起飞质量、飞行高度等对变转速旋翼转速优化路径的影响, 分析变转速旋翼技术对提高直升机航时等性能的可能性。分析结果表明: 通过合理降低旋翼转速, 可以使最大起飞质量下的需用功率降低 30%; 起飞质量越轻、飞行高度越低, 旋翼优化转速越低, 需用功率降低越明显; 通过优化转速完全消耗 400 kg 燃油, 通过优化旋翼转速, 可使最大续航时间提高 20.5%, 最大航程提高 8.5%; 桨叶内段布置厚翼型能提高桨叶刚度, 增加大速度时需用功率, 但对中低速度飞行时总体性能影响较小, 不影响长航时的优点。

关键词:直升机; 优化转速旋翼; 变转速; 性能

中图分类号: V212.13

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)06-0888-07

Performance Investigation and Applications of Optimum Speed Rotors

Liu Shiming¹, Yang Weidong¹, Dong Linghua¹, Wu Qingzhong², Wu Yuping²

(1. State Key Laboratory of Helicopter Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Chinese Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The performance of helicopters can be significantly influenced by rotor speed variation. A performance analysis model is built to exam the influences of rotating speed, airspeed, take-off weight and flight altitude on the optimal rotating speed of a specific helicopter with a variable speed rotor. The Peters-He generalized dynamic inflow model and full aircraft trim model are introduced. The result shows 30% reduction in main rotor power is observed through rotor rotating speed reduction for the maximum take-off weight. For lower take-off weights or altitudes, the reductions in rotor speed and power savings are more apparent. The optimal rotating speed can cause a 20.5% increase in endurance and 8.5% in range by thoroughly consuming 400 kg of fuel. Setting thick airfoil at the inner side of blade can increase blade stiffness, which leads to some increments in required power when speeding up, but has little effect on the performance at middle and low speed, and no effect on endurance.

Key words: helicopter; optimum speed rotor; variable rotating speed; performance

为了控制直升机机体振动水平, 保证足够的机动飞行操纵裕度和自转下滑安全性, 通常直升机旋翼以固定转速工作。但当飞行速度、高度或起飞质量低于设计值时旋翼转速会高于所需值, 此时旋翼升阻比降低, 耗油率较高, 所以传统直升机续航能力较差。随着无人直升机被广泛用于空中侦查等任务, 对直升机续航能力的要求越来越高。优化转

速旋翼 (Optimum speed rotors, OSR) 依据前进比、质量、飞行高度等参数优化转速, 可以使各飞行状态都在最优转速工作, 实现需用功率最小, 大幅提高续航能力, 并能减少噪声, 延长旋翼、直升机、传动系统的寿命, 实质性地提高直升机起飞、悬停、操纵等性能^[1-2]。

美国 A160T 蜂鸟无人直升机依靠变转速技术

将续航时间提高到 18 h,使得对变转速旋翼技术的相关研究引起越来越多的关注。文献[3]等研究了变转速旋翼对直升机性能和配平的影响,研究表明降低转速可明显提升直升机性能。Chopra 等分析了变转速旋翼的气动特性,测量了变转速旋翼风洞模型的性能和振动载荷,测试表明降低转速能够有效降低旋翼需用功率^[4-5]。Wei 等学者对变转速旋翼的飞行控制和操纵性进行了研究^[6],Anubhav 等在风洞里对 UH-60 全尺寸旋翼模型在不同旋翼转速情况下的气动载荷进行了实验研究^[7],实验结果表明,降低旋翼转速,可以降低需用功率,提高前飞时的旋翼升阻比。文献[8]总结和讨论了变转速技术对 A160T 的升阻比、需用功率、续航等性能的影响,结果表明转速优化旋翼可以分别使直升机的功率和耗油率降低 30% 和 18%,无地效悬停升限最大可提高 15%。韩东等分析了变转速旋翼的配平规律和需用功率,结果表明降低旋翼转速能够有效降低旋翼需用功率,转速变化对直升机配平影响明显,同时配平限制旋翼不能在过低转速工作^[9-10]。目前对变转速旋翼的需用功率及飞行控制等研究虽已较为全面,但变转速旋翼转速优化路径、考虑质量动态变化的续航性能分析及优化转速旋翼的应用仍值得研究。且当前研究多围绕薄翼型桨叶展开,翼型厚度会对旋翼性能产生直接影响^[11],而变转速旋翼要求采用根部布置厚翼型的刚性桨叶,因此关于翼型厚度的分析也很有价值。

为了分析优化转速旋翼的性能及转速优化路径,本文建立了优化转速旋翼性能分析综合模型,以国产现役某轻型直升机为分析对象,研究前飞速度、飞行高度、起飞质量等参数对优化转速旋翼的性能及最优转速选取的影响,探索国产直升机应用优化转速旋翼技术的可行性,希望本文的研究能为中国长航时直升机的发展提供支持。

1 分析模型

本综合性能分析模型用于优化转速旋翼的性能分析及转速优化路径选取,在满足旋翼平衡和全机配平方程的条件下计算旋翼需用功率,分析优化转速旋翼性能和转速优化路径的影响因素。

1.1 性能分析模型

直升机平飞需用功率计算是性能分析的基础和关键,本模型中直升机需用功率由旋翼的诱导功率 P_i 、型阻功率 P_o 、废阻功率 P_p 、尾桨需用功率 P_{pt} 及发电机、冷却系统、传动系统等功率组成,发电机等其他部分消耗的功率 P_{else} 可按前四者之和的 5% 进行近似,需用功率系数表达式如下

$$C_p = C_{po} + C_{pp} + C_{pi} + C_{pt} + C_{pelse} \quad (1)$$

$$\begin{cases} C_{po} = \iint \frac{\sigma C_d}{2} \mu^3 drd\psi \\ C_{pp} = \frac{1}{2} \mu^3 \frac{C_{fx} A_f}{A} \\ C_{pi} = \iint \lambda \sigma a F_z drd\psi \\ C_{pt} = C_{pot} + C_{pit} \\ C_{pelse} \approx 0.05(C_{po} + C_{pp} + C_{pi} + C_{pt}) \end{cases} \quad (2)$$

式中: α 为翼型升力线斜率, F_z 为桨叶剖面拉力系数, μ 为剖面无因次合速度, C_{fx} 是机身/桨毂阻力系数, A_f 为机身参考面积, A 为桨盘面积。

优化转速对性能的影响主要在于减小了型阻功率^[8],型阻功率的计算精度直接影响最终结论的准确性。本文基于 OA209 翼型在不同马赫数下的实验数据进行性能分析,实验数据迎角范围覆盖 $\pm 20^\circ$,能够满足性能分析要求。尤其是大迎角状态,基于实验数据的气动性能分析比基于小迎角假设的解析解更为精确。机身与桨毂气动力计算很复杂,本模型中废阻功率计算部分及机身气动力计算部分用到的空气动力系数均来自实验数据。尾桨功率的计算方法和旋翼功率计算方法类似,由尾桨型阻功率 C_{pot} 和尾桨诱导功率 C_{pit} 组成,尾桨拉力由全机配平得到。计算续航能力时,考虑飞行过程中燃油质量变化的影响,对于给定的飞行高度可认为耗油率 f 仅是温度 T 与功率 P 的函数,由实验数据插值得到,而功率 P 是质量 W 、转速 RPM、飞行速度 v 的函数。

1.2 旋翼动力学与配平模型

直升机总体性能分析结果的精度主要取决于气动模型的选取,不同动力学模型对结果影响不大,本综合模型中使用基于达朗贝尔原理建立的刚体桨叶动力学模型来求解旋翼的稳态响应。假设油箱围绕重心对称布置,飞行过程中质量变化对重心位置影响不大,配平分析时暂不考虑重心位置的变化。直升机前飞平衡方程如下

$$\begin{cases} F_{x,M} + F_{x,F} - G \sin\theta = 0 \\ F_{y,M} + F_{y,F} - G \cos\theta \cos\gamma = 0 \\ F_{z,M} + F_{z,F} + G \cos\theta \sin\gamma = 0 \\ M_{x,M} + M_{x,F} = 0 \\ M_{z,M} + M_{z,F} - G x_{cg} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $F_{x,M}$ 、 $F_{y,M}$ 、 $F_{z,M}$ 对应旋翼力在体轴系中的 3 个分量, $M_{x,M}$ 、 $M_{z,M}$ 为旋翼力矩,由叶素理论得到, $F_{x,F}$ 、 $F_{y,F}$ 、 $F_{z,F}$ 与 $M_{x,F}$ 、 $M_{z,F}$ 为机身力与力矩在体轴系中的分量,由实验数据得到, x_{cg} 为重心到旋翼轴线的纵向距离,尾桨拉力自动平衡反扭矩。将由初始姿态及操纵量得到的旋翼、机身、尾桨气动力

与力矩带入全机平衡方程组中,使用 Newton 迭代法解此非线性方程组,得到 2 个平衡姿态角和 3 个操纵量 θ_0 、 θ_{1c} 、 $\theta_{1s}^{[12]}$ 。分析流程如图 1 所示。

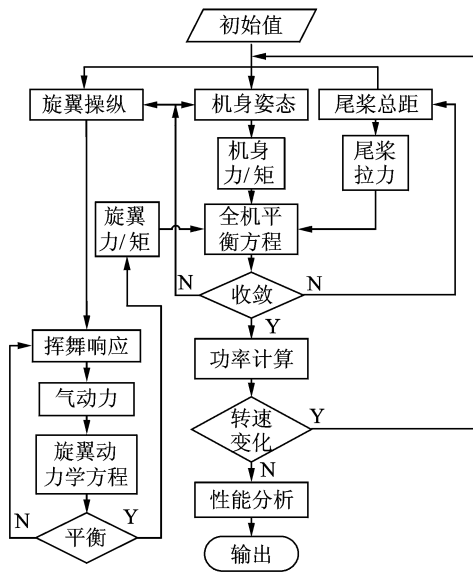


图 1 分析流程图

Fig. 1 Flowchart of calculation

1.3 空气动力学模型

转速优化过程中需反复使用气动力模型,故选用速度较快的叶素理论给出旋翼气动力^[13],入流分布由 Peters-He 广义动态入流模型确定^[14]。理论上 Peters-He 入流模型能用无限阶谐波和径向阶次分布来模拟真实桨盘平面内的诱导入流

$$w(\bar{r}), \psi, \bar{t}) = \sum_{r=0}^{\infty} \sum_{j=r+1, r+3}^{\infty} \psi_j^r(\bar{v}) \times [\alpha_j^r(\bar{t}) \cos(r\psi) + \beta_j^r(\bar{t}) \sin(r\psi)] \quad (4)$$

式中: $\psi_j^r(\bar{v})$ 为径向分布系数, $\alpha_j^r(\bar{t})$ 和 $\beta_j^r(\bar{t})$ 为谐波系数, 可由状态方程的形式计算得到。量纲一形式的动态入流方程如下

$$[\mathbf{M}_C] \begin{Bmatrix} \vdots \\ \alpha_j^r \\ \vdots \end{Bmatrix}^* + [\mathbf{V}_C][\mathbf{L}^C]^{-1} \begin{Bmatrix} \vdots \\ \alpha_j^r \\ \vdots \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{Bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{mc} \\ \vdots \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$[\mathbf{M}_S] \begin{Bmatrix} \vdots \\ \beta_j^r \\ \vdots \end{Bmatrix}^* + [\mathbf{V}_S][\mathbf{L}^S]^{-1} \begin{Bmatrix} \vdots \\ \beta_j^r \\ \vdots \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{Bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{ms} \\ \vdots \end{Bmatrix} \quad (6)$$

式中: \mathbf{M}_C 、 \mathbf{M}_S 体现惯性的影响; \mathbf{L}^C 、 \mathbf{L}^S 体现诱导速度与桨盘载荷之间的非正常关系; \mathbf{V}_C 、 \mathbf{V}_S 体现桨盘的空气流量; τ_n^{mc} 、 τ_n^{ms} 为相应的力函数。本文计算三阶谐波、五阶径向分布能得到比较准确的诱导入流分布。

2 性能分析与转速优化

2.1 模型准确性验证

首先运用本模型对 UH-60 直升机在 8 300 kg、10 602 kg 和 12 773 kg 3 种不同起飞质量, 旋翼转速 258 r/min 时飞行实测得到的需用功率数值进行比较^[15], 结果如图 2 所示。可以看出使用本文中的模型计算得到的旋翼需用功率与飞行测试数据吻合地很好, 本模型能准确地计算旋翼需用功率。

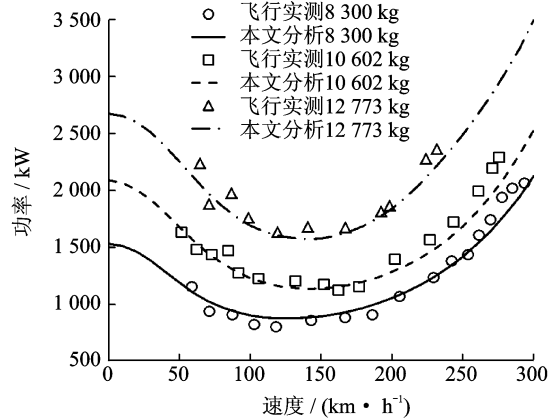


图 2 需用功率模型验证

Fig. 2 Required power model validation

2.2 计算模型参数

本文以国产现役某轻型直升机为分析对象, 主要参数见表 1, 翼型在不同马赫数下的升力系数、阻力系数、力矩系数参考实验数据, 不同高度下的标准大气参数由查表得到。在分析时, 围绕旋翼设计转速 386 r/min, 从 200 r/min 到 400 r/min 每隔 10 r/min 取值计算, 前飞速度从 0 km/h 到 270 km/h, 每隔 10 km/h 进行一次计算, 以能否配平和旋翼是否失速为标准对结果进行取舍。取海平面、0.5 km 和 1 km 3 个高度, 1 800 kg、2 000 kg 和 2 200 kg 3 个起飞质量, 分析高度、起飞质量对变转速旋翼需用功率的影响。

表 1 直升机参数

Tab. 1 Parameters of helicopter

参数	数值
旋翼半径/m	5.345
桨叶片数	3
旋翼转速/(r · min ⁻¹)	386
桨叶质量/kg	33.9
弦长/m	0.35
桨叶预扭角/(°)	-12
翼型	OA209
机身参考面积/m ²	2.762 5
洛克数	6

2.3 起飞质量对优化转速旋翼的影响

该型直升机海平面高度的最大起飞质量为 2 200 kg,此时需用功率随前飞速度和旋翼转速变化的轮廓线如图 3 所示。图中的细虚线是不同前飞速度和不同旋翼转速对应的功率曲线,功率单位为 kW,实线对应纵坐标为该直升机的设计转速 386 r/min,实线与功率曲线的交点即对应飞行速度在设计转速下工作时所需要的功率,粗虚线由不同飞行速度下的最小功率点连接而成,对应的纵坐标即为该飞行速度对应的优化转速。从图 3 可以看出,给定飞行速度时旋翼转速从 200 r/min 增加到 400 r/min 过程中,需用功率变化趋势大体上是先减小再增大,即能找到一个最佳的转速使此状态需用功率最小,计算不同速度需用功率最小值对应的转速,得到图 3 中的粗虚线,就是该状态下基于需用功率考虑的最优转速方案。图中等功率线下侧边界是失速边界,低于这个转速时旋翼发生失速,无法满足配平条件。

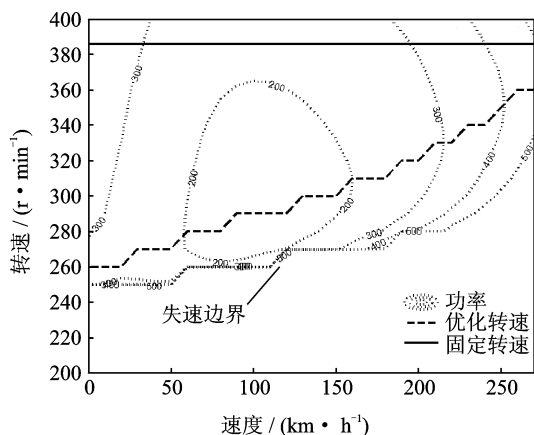


图 3 需用功率曲线及最优转速

Fig. 3 Power contours and optimal rotating speed

旋翼转速的调节可以通过变速器实现,尽管这会一定程度上增加结构质量和复杂性,但是从图 4 中可以看出,通过降低旋翼转速,需用功率减小得很明显,当飞行速度小于 180 km/h 时,需用功率减少超过 20%;飞行速度在 110 km/h 左右时,需用功率减少达 30%。

从图 5 可以看出,采用优化转速工作前后各飞行速度下的型阻功率都得到明显减少,废阻功率基本无变化,前飞状态转速降低后,桨盘平面内诱导速度与拉力分布更不均匀,诱导功率反而有所增大。

图 6 是型阻功率随飞行速度和旋翼转速的变化曲线,图中各条线的含义同图 3,从图中可以看出,型阻功率随旋翼转速变化较为明显,且不同速

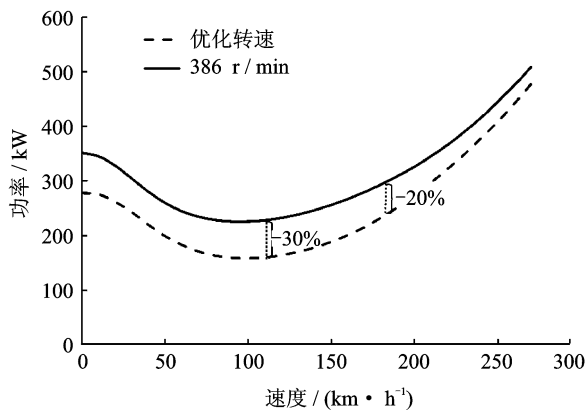


图 4 重 2 200 kg 转速优化前后需用功率比较

Fig. 4 Required power with OSR and constant RPM, 2 200 kg

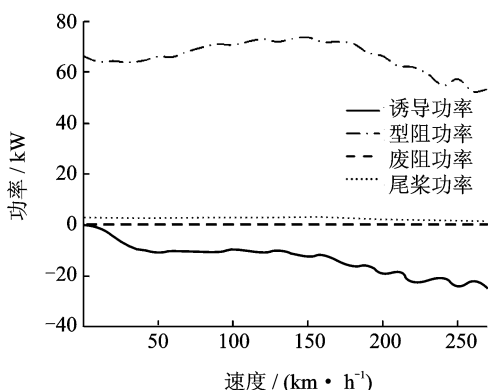


图 5 重 2 200 kg 转速优化后功率减少量

Fig. 5 Power decrement with OSR, 2 200 kg

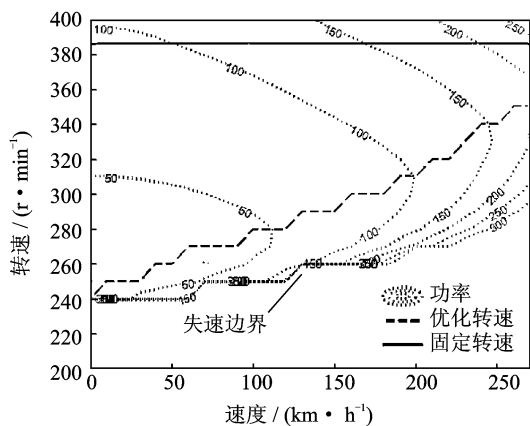


图 6 2 200 kg 海平面型阻功率曲线

Fig. 6 Profile power contours, 2 200 kg, sea level

度情况下型阻功率最小值变化趋势和总需用功率变化趋势相符。当旋翼转速降低时,桨叶剖面需要在较高的迎角下工作以提供足够的升力,翼型阻力系数较大,但剖面处合速度较小,且速度的影响占主导,所以在一定范围内型阻功率随转速降低而减小;但当转速进一步降低时,迎角过大发生失速,阻

力系数的影响占主导,型阻功率随转速降低而增加。可以得出这样的结论:最优转速旋翼的工作原理是通过调节旋翼转速使型阻功率最小,实现优化总需用功率的目的。

对应不同的起飞质量,需要的旋翼拉力不同。使用上述方法对海平面高度、起飞质量为2 000、1 800 kg的情况进行分析,它们的需用功率随飞行速度和旋翼转速的变化规律与起飞质量为2 200 kg的情况下相似。随着质量减小,总体上需用功率有所减小,失速临界转速降低。

图7将不同起飞质量时旋翼最优转速方案进行了比较,图8描述的是海平面高度不同起飞质量时优化转速前后需用功率的减少百分比。从这两张图中可以发现,飞行速度相同时,起飞质量越轻,优化转速越低,需用功率减小比例越大。起飞质量为2 200、2 000和1 800 kg对应的需用功率减少百分比最大值分别为29.90%、36.21%和43.51%。

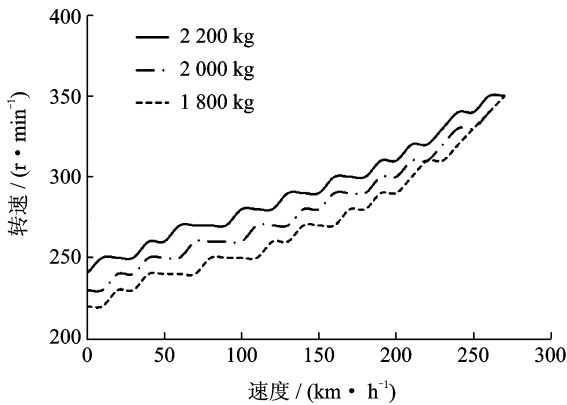


图7 旋翼最优转速方案(海平面)

Fig. 7 Optimal rotor speed schemes, sea level

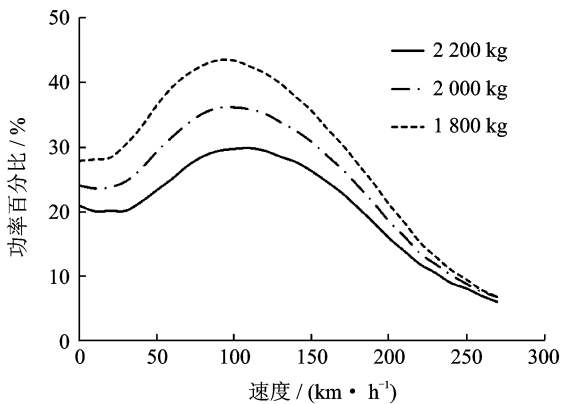


图8 不同起飞质量需用功率减少比较

Fig. 8 Required power decrements with different weights

2.4 飞行高度对优化转速旋翼的影响

当飞行高度变化时,声速和空气密度等大气属性都发生变化,直升机发动机可用功率也随之变

化。对起飞质量为2 200 kg,飞行高度为0.5 km与1 km的状态进行计算,依据需用功率的变化规律可以确定不同高度下的旋翼最优转速变化方案。由图9可见,飞行高度越低,相同飞行速度下的最优转速越低。从图10可以看出,在较低的飞行高度下采用优化转速的效果更为明显。在飞行高度分别为海平面、0.5和1 km时,需用功率减少百分比的最大值分别为29.91%、26.82%与24.00%。

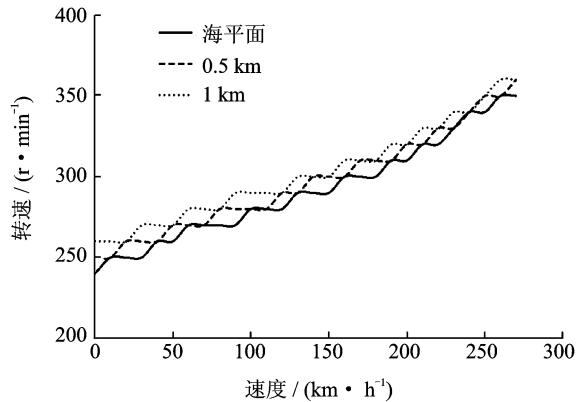


图9 旋翼最优转速方案(2 200 kg)

Fig. 9 Optimal rotor speed schemes, 2 200 kg

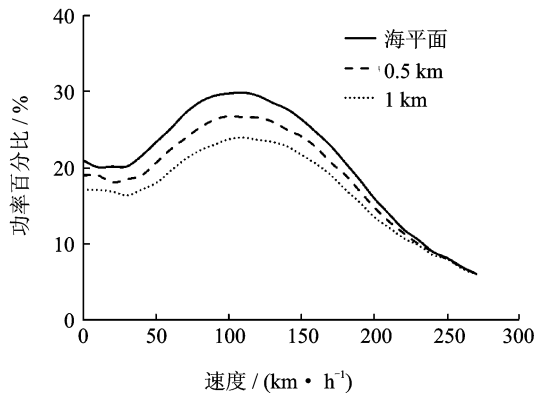


图10 不同飞行高度需用功率减少比较

Fig. 10 Required power decrements with different altitudes

2.5 优化转速旋翼续航性能分析

定义1%起飞质量的燃油能持续的巡航时间为特征航时,1%起飞质量的燃油能达到的航程为特征航程。耗油率可以认为是高度、需用功率及温度的函数,取海平面标准大气温度15℃,分析得到起飞质量为2 200 kg海平面高度时特征航时与特征航程随飞行速度的变化曲线,如图11、12所示。可以看出,速度为100 km/h时特征航时最大,每消耗22 kg燃油能够续航14.8 min,比固定转速工作续航时间增加了15.8%。速度为220 km/h时特征航程最大,每消耗22 kg燃油能够飞行38.2 km,比固定转速工作航程增加了7.9%。

飞行过程中燃油消耗使总重动态变化,相同转

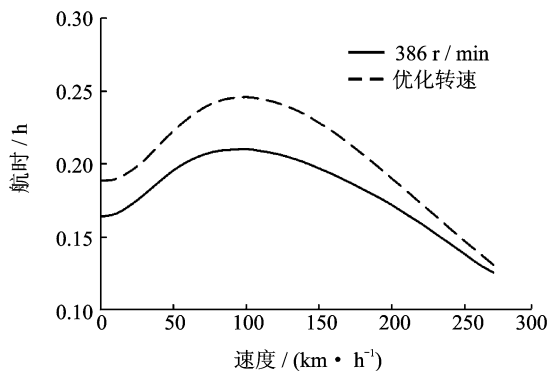


图 11 海平面起飞质量 2 200 kg 特征航时
Fig. 11 Specific endurance for a 2 200 kg vehicle

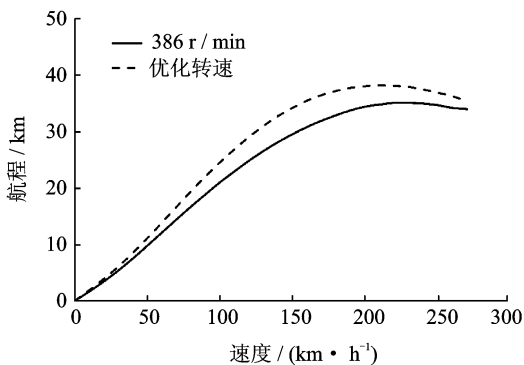


图 12 海平面起飞质量 2 200 kg 特征航程
Fig. 12 Specific range for a 2 200 kg vehicle

速和飞行速度对应的旋翼需用功率也随之变化。以固定转速工作和优化转速工作时不同质量对应的最小耗油率分别如图 13 中的虚线和实线所示,可以看出:质量越小,使用优化转速工作对耗油率的减小效果越明显,质量为 2 200 kg 时,耗油率减少 14.45%,质量为 1 800 kg 时,耗油率减少 19.88%,质量为 1 200 kg 时,耗油率减少 29.05%。按图 14 中的速度与转速方案可以使直升机在不同质量下油耗最小,此时续航时间最长。

假设不考虑进入、退出航线、不可用余油等影

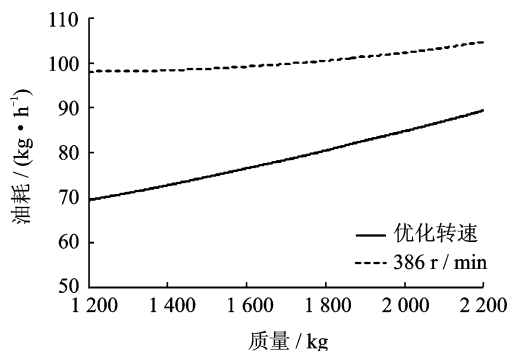


图 13 不同质量对应最小耗油率
Fig. 13 Minimum fuel consumption rate vs. weight

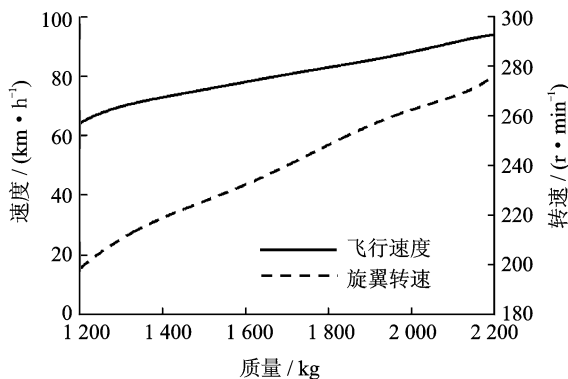


图 14 最大航时速度与转速方案
Fig. 14 Flight & rotating speed scheme for the longest endurance

响,所有燃油完全用于巡航,按完全消耗 400 kg 燃油计算,考虑飞行过程中质量的动态变化,以固定转速和优化转速工作的最大航时分别为 3.9 与 4.7 h,提高了 20.5%;最大航程分别为 701.2 与 766.6 km。当机身结构使用复合材料时,可以有效降低结构质量,增加载油量,当燃油质量达到 1 000 kg 时,按最优转速工作完全消耗这部分燃油可使最大续航时间提高到 12.7 h,而按固定转速工作最大续航时间只能达到 10.0 h,提高了 27%,如表 2 所示,可以看出燃油质量越大,转速优化后续航时间增加得更明显。

表 2 优化转速对续航时间影响

Tab. 2 Endurance with OSR and constant RPM

燃油质量/ kg	转速 = 386 r/min 续航时间/h	OSR 续航时间/h	增量/%
400	3.9	4.7	20.5
600	5.9	7.3	23.7
800	7.9	9.9	25.3
1 000	10.0	12.7	27.0

2.6 桨叶厚度对需用功率影响分析

优化转速旋翼直升机的转速工作范围比较宽,要求旋翼在旋翼激振力频率附近工作时不至于振动过大,装有高刚度轻质桨叶的无铰式旋翼固有特性频率较高,满足这样的条件。增加翼型厚度能够提高桨叶刚度,下面对 0-0.5R 布置 NACA2415 翼型的桨叶进行分析。

需用功率计算结果如图 15 所示,可以看出桨叶内段布置厚翼型后,高速飞行需用功率变大,甚至超过了全 OA209 翼型桨叶固定转速的需用功率;中低速度飞行状态总体性能几乎无变化,包括经济速度 100 km/h 和有利速度 150 km/h 附近,这不会影响优化转速直升机的续航能力。

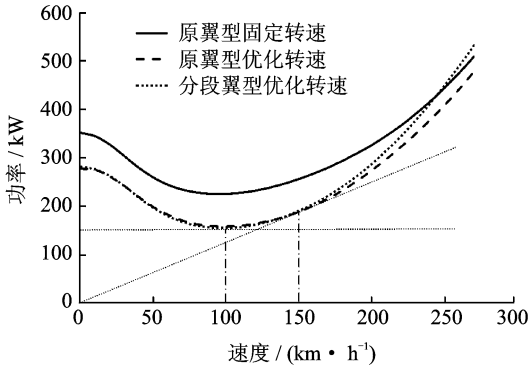


图15 使用厚翼型需用功率比较

Fig. 15 Comparison of required power with thick airfoil

3 结 论

通过对直某型直升机优化转速旋翼研究与分析得到如下结论:

(1)合理降低旋翼转速能有效降低需用功率,海平面高度起飞质量为2 200 kg的情况下,飞行速度为110 km/h左右时,需用功率减少量达到30%。(2)起飞质量越轻、飞行高度越低,相同飞行速度对应的最优转速越低,需用功率降低得越明显,海平面起飞质量为1 800 kg时,需用功率最大减少量达43.51%。(3)变转速旋翼能够有效提高直升机的续航能力,若按本文得到的转速变化方案工作,起飞质量为2 200 kg时完全消耗400 kg燃油可使续航时间从3.9 h提高到4.7 h。(4)对不同翼型厚度的旋翼初步分析结果表明,桨叶内段布置厚翼型会引起大速度前飞时需用功率的增加,但对中低速飞行时总体性能影响较小,不会影响长航时的优点。

本文未对旋翼转速的变化范围进行限制,理想化地认为旋翼转速能够任意连续变化,只对总需用功率进行单目标优化,在后续研究中还会结合发动机特性进行综合分析,设计一套适用于优化转速旋翼的变速装置,设计合理的传动比,深入研究变速装置对直升机质量及可靠性的影响。

参考文献:

- [1] Karem A E. Optimum speed rotor: U. S. Patent Application, 60075509[P]. 1998-02-20.
- [2] Prouty R W. Should we consider variable rotor speeds[J]. Vertiflite, 2004, 50(4): 24-27.
- [3] Jason H S, Farhan G. An investigation of variable speed rotor RPM on performance and trim[C]// American Helicopter Society 64th Annual Forum Proceedings. Montreal: AHS International, 2008: 697-

705.

- [4] Berry B, Chopra I. Wind tunnel testing for performance and vibratory loads of a variable speed mach-scale rotor[C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings. Virginia: AHS International, 2011: 1227-1240.
- [5] Graham B D, Chopra I. Aeromechanics of a variable speed rotor[C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings. Virginia: AHS International, 2011: 1058-1073.
- [6] Wei G, Joseph F H. Helicopter flight control with variable rotor speed and torque limiting[C]// American Helicopter Society 65th Annual Forum Proceedings. Texas: AHS International, 2009: 1617-1627.
- [7] Anubhav D, Hyeonsoo Y, Thomas R. Experimental investigation and fundamental understanding of a slowed UH-60A rotor at high advance ratios[C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings. Virginia: AHS International, 2011: 1105-1130.
- [8] DiOttavio J, Friedmann D. Operational benefits of an optimal, widely variable speed rotor[C]// American Helicopter Society 66th Annual Forum Proceedings. Phoenix: AHS International, 2010: 1011-1017.
- [9] 韩东. 变转速旋翼直升机性能和配平研究[J]. 航空学报, 2012, 34(6): 1241-1248.
Han Dong. Study on the performance and trim of a helicopter with a variable speed rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 34(6): 1241-1248.
- [10] Han Dong, Wang J. Transient loads control of a variable speed rotor during lagwise resonance crossing [J]. AIAA Journal, 2013, 51(1): 20-29.
- [11] 王博, 徐国华, 招启军. 翼型对旋翼悬停气动性能影响的 CFD 模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 478-484.
Wang Bo, Xu Guohua, Zhao Qijun. CFD Simulation of airfoil effect on hovering rotor aerodynamic performance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(4): 478-484.
- [12] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [13] Johnson W. Helicopter theory [M]. New York: Dover Publications, Inc. 1980.
- [14] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 1989.
- [15] 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, 2005, 45(3): 250-270.

