

确定直升机性能的旋翼功率及拉力简化算法

李嘉林¹, 高 徵²

(1. 空军工程大学 理学院, 陕西 西安 710051; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:为满足直升机部队计算机辅助决策、作战模拟推演等工作需要,用基本的直升机悬停性能和少量的原始数据作支持,对旋翼功率及其拉力计算方法进行建模。通过分析直升机动力学特点,运用动量法和叶素理论,将直升机旋翼功率进行拆分求解,推导出一套旋翼需用功率及可用功率的简化计算方法;根据线性外插法,用剩余功率建立拉力计算模型,对旋翼拉力进行估算。最后通过算例说明简化计算模型的可行性,解决了确定直升机飞行性能和动力学仿真的实际需要,具有较强的实用价值。

关键词:旋翼功率;动量法;叶素理论;线性外插;简化模型

中图分类号: V212.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2009)01-0009-04

信息化作战要求更加迅速简便地计算直升机性能,以便开展作战辅助决策、任务规划、战法研究等工作。部队对直升机性能的掌握除实际经验外主要依据飞行员手册的主要性能参数,缺乏全面性和连续性,因此需要对性能计算进行建模,编制计算机程序模块,并构建直升机动力学仿真模型来辅助完成作战任务。然而,直升机动力学特点表明,直升机性能和仿真模型构建问题十分复杂,现有方法需要大量的数据作支撑^[1]。为此,就要简化算法,运用有限的的数据资源,采取忽略对性能影响较小的因素、与相近似飞机数据比较进行修正、选用经验数据等方法,对性能确定的旋翼功率和拉力简化计算进行建模。

1 旋翼所需功率的计算

旋翼所需功率分为运动功率、诱导功率、型阻功率。直升机的运动方式是一个复杂运动的集和,它包括悬停、垂直飞行、水平飞行、爬升下滑、海豚运动、滑雪运动等多种机动形式,仅运动功率这一项的求解便是一个繁杂的过程。为了简化计算,本文将旋翼所需功率中的运动功率拆分为提供直升机水平飞行动力的平飞功率和提供直升机在竖直方向运动动力的垂直功率,忽略水平与垂直方向飞行的耦合;认为诱导功率和型阻功率只与直线定常飞行有关,忽略机动飞行对两者的影响。将各项功率相加得到旋翼总的所需功率:

$$N_{\text{所需}} = N_{\text{平飞}} + N_{\text{诱导}} + N_{\text{型阻}} + N_{\text{垂直}} \quad (1)$$

1.1 平飞功率的计算

平飞功率主要是用来克服直升机在水平飞行时作用在机身上的气动阻力,也叫废阻力,根据直升机部件空气动力表示方式,废阻力为:

$$X_{\text{废阻}} = \rho V^2 (\sum C_x S) / 2 \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; V 为直升机空速; $(\sum C_x S)$ 为直升机迎风废阻组合系数,可根据气动手册获得其估算值,并通过已知最大平飞速度点进行校正。这时平飞运动功率为:

$$N_{\text{平飞}} = X_{\text{废阻}} V \quad (3)$$

1.2 诱导功率的计算

根据动量法^[2],旋翼所产生的拉力等于流过旋转平面每秒空气质量与排压空气平均速度的乘积,而排压速度等于2倍的诱导速度,所以有:

* 收稿日期:2008-10-30

作者简介:李嘉林(1961-),男,四川内江人,副教授,主要从事飞行力学和系统仿真研究。

E-mail: conquer-5000@163.com

$$T = 2u\rho\pi R^2 V \quad (4)$$

式中: T 为旋翼拉力; R 为旋翼半径; u 为气流诱导速度, 即有:

$$u = T/2\pi R^2 \rho V \quad (5)$$

从式(5)可以看出, 当平飞速度 V 很小时, 诱导速度 u 将会变得很大, 甚至趋于无穷大, 这显然是不符合实际的, 所以需要式(5)进行修正。通过动量法和式(4)可以看出, 当 V 很小时, 其对每秒流过旋翼的空气流量的影响远没有悬停时的诱导速度 $u_{\text{悬停}}$ 产生的影响大。于是我们可以用 V 来分段: 当平飞速度 V 小于悬停时旋翼产生的诱导速度时, 诱导速度用悬停诱导速度 $u_{\text{悬停}}$, 见式(6); 当平飞速度 V 大于悬停时旋翼产生的诱导速度时, 诱导速度 u 按式(5)计算; 悬停时取拉力 T 为重力 G , 见式(7):

$$u_{\text{悬停}} = \sqrt{T/2\pi R^2 \rho} = \sqrt{G/2\pi R^2 \rho} \quad (6) \quad u = \begin{cases} \sqrt{G/2\pi R^2 \rho} = u_{\text{悬停}}, & V \leq u_{\text{悬停}} \\ G/2\pi R^2 \rho V, & V > u_{\text{悬停}} \end{cases} \quad (7)$$

当直升机水平匀速飞行时, 可认为: $T = \frac{G}{\cos\alpha_E}$, α_E 为旋翼迎角。此时诱导功率为:

$$N_{\text{诱导}} = Tu = Gu/\cos\alpha_E \quad (8)$$

1.3 型阻功率的计算

型阻主要决定于旋翼产生的拉力和旋翼桨叶的升阻特性。根据叶素理论得出旋翼拉力系数 C_T 为:

$$C_T = 2G/\rho\pi R^2 (\Omega R)^2 \cos\alpha_E \quad (9)$$

式中: Ω 为旋翼转速。再根据桨叶特征剖面处的升力系数 C_{y7} 得^[3]:

$$C_{y7} = 3C_T/\sigma x \quad (10)$$

式中: σ 为旋翼实度; x 为叶端损失系数, 通常取 0.90 - 0.94。选取直升机桨叶翼型对应的升阻极曲线^[4] 数据, 根据 C_{y7} 确定型阻系数 C_{x7} 。而后选定前进比 μ , 求得型阻修正系数 k_p 为:

$$k_p = k_{p0} (1 + 4.65\mu^2) \quad (11)$$

式中 k_{p0} 取 1.05。则型阻功率系数 m_{kx} 见式(12)。型阻功率见式(13):

$$m_{kx} = \sigma k_p C_{x7}/4 \quad (12) \quad N_{\text{型阻}} = \rho\pi R^2 (\Omega R)^3 m_{kx}/2 \quad (13)$$

1.4 垂直功率的计算

由于垂直功率只在直升机进行垂直方向的运动时产生, 用来改变直升机重力势能的功率, 即有:

$$N_{\text{垂直}} = GV_{\perp} \quad (14)$$

式中 V_{\perp} 为直升机垂直方向的速度。在计算可用功率时, 当 V_{\perp} 为负时 $N_{\text{垂直}}$ 亦取负, 即表示不消耗旋翼提供的功率, 反而增加了机动功率, 这也是符合实际情况的。

2 旋翼可用功率的计算

可用功率是发动机传送到桨毂的功率除去冷却损失、摩擦损失、尾桨消耗功率之后的旋翼输出功率。式(15)表示可用功率与发动机的输出功率 Ne 的关系:

$$N_{\text{可用}} = Ne - N_{\text{冷却}} - N_{\text{摩擦}} - N_{\text{尾桨}} \quad (15)$$

一般来说, 要直接求得 $N_{\text{冷却}}$ 、 $N_{\text{摩擦}}$ 和 $N_{\text{尾桨}}$ 是比较困难的, 可采用近似算法 $N_{\text{可用}} = \zeta Ne$, ζ 为功率传递系数^[5], 在无精确试验数据的情况下, 可按表 1 取值^[6]。

表 1 前进比与功率传递系数的关系

Tab. 1 Relation between moving rate and power transfer coefficient

μ	0	0.05	0.10	0.15	0.20	0.25	0.30	0.35
装涡轮轴 ζ	0.84	0.85	0.87	0.88	0.88	0.88	0.875	0.87
装活塞式 ζ	0.80	0.81	0.82	0.84	0.86	0.87	0.87	-

由于一般飞行手册中都提供了无地效悬停性能的直升机重量、高度和大气条件等数据, 故发动机在各高度下的可用输出功率 Ne 可由直升机悬停性能来确定, 方法如下:

取某高度和大气条件对应的最大悬停重量 G , 由式(6) - 式(8)得到 $N_{\text{诱导}}$, 由式(9) - 式(13)得到 $N_{\text{型阻}}$ 。考虑到一般功率余量为使直升机能够以 0.5 m/s 的速度上升的功率, 则 $N_{\text{余量}}$ 可按 $N_{\text{余量}} = 0.5G$ 计算, 此时旋翼的可用功率都用来作悬停和留余量所用, 即当 $\mu=0$ 时:

$$N_{\text{可用}} = N_{\text{诱导}} + N_{\text{型阻}} + N_{\text{余量}} = \zeta Ne \quad (16)$$

假定随飞行速度变化,上述所得 N_e 为定值,则当 $\mu > 0$ 时可由表 1 求得各飞行速度下的 $N_{可用}$ 。

3 旋翼剩余功率及拉力模型

3.1 剩余功率计算

剩余功率也叫备用功率,是直升机在飞行过程中可用功率和所需功率之差,即:

$$N_{剩余} = N_{可用} - N_{所需} \tag{17}$$

剩余功率决定了旋翼产生的拉力增量,从而决定了直升机在某种状态下的机动能力。相同状态下,剩余功率越多的直升机,其机动性能越好。

3.2 拉力计算模型

考虑到拉力重力比小、机动过载不大,拉力计算建模原理为:在定常状态取得拉力和所需功率的对应值,再由剩余功率对拉力增量进行外推计算,计算时考虑旋翼最大升力系数的限制。在某一速度高度下计算出定常直线飞行的旋翼所需功率 $N_{所需}$ 和可用功率 $N_{可用}$,计算 $N_{平飞所需}$ 和其对应的所需拉力 T_0 。根据式(18)求得此状态旋翼可产生的最大拉力:

$$T_{max} = \min(T_0 + T_0 N_{剩余} / N_{平飞所需}, T_{C_{ymax}}) \tag{18}$$

则旋翼拉力可表示为式(19), φ 为旋翼总距。

$$T = (T_{min} - T_0)(\varphi - \varphi_{平飞}) / (\varphi_{max} - \varphi_{平飞}) + T_0 \tag{19}$$

4 算例

取某型直升机飞行手册的原始数据为依据,用 Matlab 和 Delphi 工具进行算例计算,图 1 为平飞状态。图 2 为额定起飞重量和最大起飞重量状态。

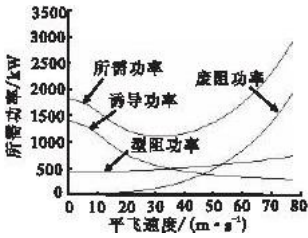


图 1 某型直升机在海平面的功率分布
Fig.1 Power distribution on sea level

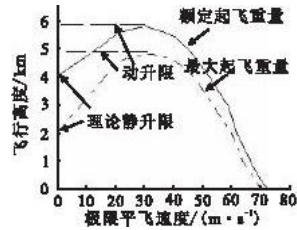


图 2 极限平飞速度随高度的变化
Fig.2 Limited speed with the height

从图 2 的速度包线可以看出该算例直升机的计算所得理论静升限和动升限,该结果与直升机飞行手册性能指标相吻合。

建立直升机的六自由度动力学方程^[7],控制量为与旋翼功率增量相关联的总距和由驾驶杆控制的桨盘角度,两者共同作用,改变旋翼拉力的大小和方向,从而解算直升机运动状态参数。计算在额定起飞重量时,高度 1 000 m,直升机由悬停状态作阶跃操纵,提旋翼总距到最大,其他操纵量保持不变,开始垂直上升时拉力的响应曲线见图 3。图 4 为其垂直上升率的响应曲线。

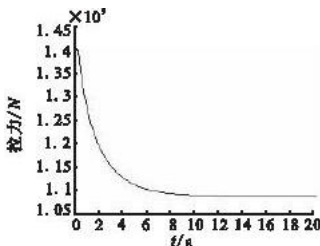


图 3 旋翼拉力随时间的响应
Fig.3 Rotor - pull's response with time

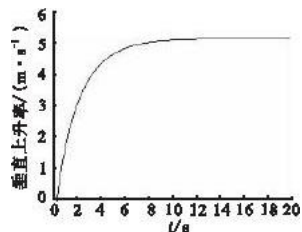


图 4 直升机垂向速度随时间的响应
Fig.4 Vertical - speed's response with time

由于没有考虑旋翼气动力随总距改变的延迟效应,故当有最大总距的阶跃输入时,旋翼拉力会马上达到

旋翼总距阶跃后的拉力值,而后因为随着上升率的增加,剩余功率减少,拉力会减小。当剩余功率减小为0时,拉力会减小并保持为一常值,等于直升机重力,其上升率也会保持一固定值而不再增加。

5 结论

本文将直升机旋翼功率按照水平面和铅垂面的方向进行无耦合拆分,将动量法和叶素理论相结合,简化了旋翼功率的计算。旋翼功率的计算模型以及剩余功率估算拉力的模型是可用的,该方法为直升机作战任务仿真研究提供了较好的建模方法。尤其是在直升机大量详尽数据不足的情况下,对同类工程运用的仿真研究提出了可借鉴的思想,具有一定的参考价值。

由于本文旋翼功率计算方法作了大量简化,用于飞行动力学仿真时对高机动直升机以及对涡旋状态和风车状态的仿真模型还不能适应,需进一步研究改进。

参考文献:

- [1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 西安:西北工业大学, 1962.
WANG Shicun. Helicopter Aerodynamics[M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University, 1962. (in Chinese)
- [2] R. W. 普劳蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
Proty R W. Helicopter Performance Stability and Control[M]. Beijing:Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [3] 张雅铭. 直升机需用功率计算方法研究[J]. 直升机技术,2003,22(1):1-5.
ZHANG Yaming. Research of Computing Method for Helicopter Required Power[J]. Helicopter Technology, 2003,22(1):1-5. (in Chinese)
- [4] 《7210任务》办公室. 直升机气动力手册[M]. 北京:国防工业出版社,1978.
7201 mission'office. Helicopter Air Dynamical Manual[M]. Beijing:National Defence Industry Press,1978. (in Chinese)
- [5] 张学军. 直升机功率旋翼传递系数确定方法[J]. 海军航空工程学院学报,2006,21(5):571-573.
ZHANG Xuejun. Identification of Helicopter Rotor Power Transfer Coefficient[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Academy,2006,21(5):571-573. (in Chinese)
- [6] Green D L. Naval Test Pilot School Flight Testing Manual Helicopter Performance[R]. AD703680, 1968.
- [7] 朱宇,秦超敏,高浩. 直升机六自由度仿真研究[J]. 飞行力学,2004,22(1):45-47.
ZHU Yu, QIN Chaomin, GAO Hao. Research on Six-Degree Simulation of A Helicopter[J]. Flight Dynamics,2004,22(1):45-47. (in Chinese).

(编辑:姚树峰,徐敏)

A Simplified Algorithm of Rotor Power and Pull to Determine Helicopter Performance

LI Jia-lin¹, GAO Zheng²

(1. Science Institute, Airforce Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Engineering Institute, Airforce Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To fulfill the need of computer assistant decision-making and simulating battle drilling, based on the basic helicopter spot performance and a few of original data, the paper makes a model of the Algorithm of rotor's power. By analyzing the characteristics of dynamics and using the momentum theory and blade theory, a computational method of helicopter rotor power and available power is deduced. The rotor power will be respectively calculated as several parts. The pull's calculation model is established with the remnant power by using the linear outer insert method. Finally, a calculated example proves the feasibility of the simplified arithmetic model, thus the problems of flight performance assurance and dynamics simulation are solved. This algorithm is of applied importance.

Key words: rotor power; momentum theory; blade theory; outer insert method; simplified model