

换算旋翼转速对直升机飞行性能的影响分析

刘国强*, 田磊

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 旋翼转速是影响直升机飞行性能的一个重要因素, 环境温度变化对换算旋翼转速产生影响, 同时换算旋翼转速大小也能体现旋翼压缩性影响程度。在保持其他参数不变的情况下, 因环境温度变化导致的换算旋翼转速变化, 分析低温和高温两种状态下的换算旋翼转速, 对比直升机功率系数变化, 研究不同换算旋翼转速对直升机性能带来的影响。

关键词: 直升机; 换算旋翼转速; 等拉力系数飞行

中图分类号: V223.6

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 02-0007-04

直升机的使用环境比较复杂, 低温环境条件下直升机性能会和常温有不同表现, 主要表征在同等压力高度下环境温度影响大气密度变化, 改变换算的旋翼转速大小, 对直升机性能产生影响。大气密度变化可以通过无因次的拉力系数和功率系数来消除, 而换算旋翼转速对直升机功率带来的影响则不能消除。

国外获得直升机飞行性能方法主要是对比几种不同换算旋翼转速采用保持重量比密度(变密度高度飞行)或者重量比压力(变压力高度飞行)不变来得到。变密度高度飞行的好处是飞行结束后得到的飞行数据直接反应直升机性能, 缺点是飞行前试飞工程师和飞行员需要做好充分飞行前计算和地面工作, 试飞比较复杂; 变压力高度飞行好处是飞行后数据能直接体现发动机的换算功率, 不需要再单独换算, 但是需用功率要根据不同换算旋翼转速插值计算。在我国, 平飞一般采用等压力高度飞行, 需要修正因温度和重量变化对直升机功率的影响, 修正不可避免地会造成一定误差。本文拟采用变密度高度飞行方法, 针对国内直升机旋翼转速不可调节的情况, 采用改变环境温度来改变换算旋翼转速, 研究换算旋翼转速对直升机影响, 来探索适合国内飞行的另一种试飞方法。

影响直升机飞行的外界因素主要包括: 大气温度、大

气压力、旋翼转速、飞行重量和飞行速度等。为了更好地研究换算旋翼转速对飞行性能的影响, 这里要排除其他因素带来的干扰, 但是通过上述来看, 影响直升机飞行的因素很多, 很难单一研究换算旋翼转速对直升机性能带来的影响。无因次方法可以解决这些问题, 采用无因次组合可以简化性能数据的表示和减少所需的飞行试验工作量。本次对比不同温度下的换算旋翼转速, 悬停采用无因次后的直升机拉力系数和功率系数对比, 前飞采用随着燃油消耗改变密度高度的方法来保持拉力系数不变。

为了研究不同换算旋翼转速下直升机性能变化情况, 这里选取-20℃~+20℃典型的温度区间, 试验飞机采用某运输直升机, 采用无因次处理方法, 单一观察因温度变化导致换算旋翼转速变化对性能带来的影响。

1 无因次的分析方法

根据动量-叶素理论直升机的悬停和平飞需用公式, 可以看出直升机功率受到哪些因素的影响。无因次后的悬停和前飞功率表达式如下所述。

引入的无因次拉力系数和功率系数表达式:

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (1)$$

收稿日期: 2015-10-21; 退修日期: 2015-12-07; 录用日期: 2015-12-16

*通讯作者. Tel.: 029-86839714 E-mail: lqg-1207@163.com

引用格式: LIU Guoqiang, TIAN Lei. Analysis effect of conversion rotor speed to helicopter flight performance[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(02): 07-10. 刘国强, 田磊. 换算旋翼转速对直升机飞行性能的影响分析[J]. 航空科学技术, 2016, 27(02): 07-10.

$$C_P = \frac{P}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^3}$$

悬停状态功率: $C_P = \sqrt{2} C_T^{3/2} + \frac{\sigma C_D}{8}$, 其中 $\sigma = \frac{bc}{\pi R}$ 表示桨叶实度。

平飞考虑桨叶压缩性和失速影响, 平飞状态功率为:

$$C_P = \frac{1}{2} C_T^2 / \mu + \frac{1}{8} \sigma C_D (1 + 3\mu^2) + \frac{1}{2} \mu^3 C_{DP} + C_{pm} + C_{ps} \quad (2)$$

其中, C_{pm} 为压缩性功率损失, C_{ps} 为失速造成的功率损失。压缩性造成的功率损失取决于旋翼转速、前飞速度和马赫数, 所以 $C_{pm} = f(\mu, M_b)$, 同样后行桨叶失速造成的功率损失是旋翼转速和前飞速度的函数 $C_{ps} = f(\mu)$ 。对于给定的直升机有:

$$\begin{cases} C_P = \frac{P}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^3} \propto \frac{P}{\delta \omega^3} \\ C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \propto \frac{W}{\rho \Omega^2} \propto \frac{W}{\delta \omega^2} \\ \mu = \frac{V}{V_T} \propto \frac{V}{\Omega} \propto \frac{V}{\omega} \\ M_b = \frac{V_T}{a} \propto \frac{\Omega}{\sqrt{T}} \propto \frac{\Omega}{\sqrt{\theta}} \end{cases} \quad (3)$$

这样总的功率表达式为:

$$C_P = f(\mu, \frac{\omega}{\sqrt{\theta}}, C_T) \quad (4)$$

对于悬停状态 $\mu=0$, 式(4)可以简化为 $C_P = f(\frac{\omega}{\sqrt{\theta}}, C_T)$ 。

上式中, $\omega = \Omega/\Omega_0$ 是旋翼转速比, $\theta = T/T_0$ 为温度比, $\delta = \rho/\rho_0$ 密度比, $\omega/\sqrt{\theta}$ 为换算旋翼转速。

2 飞行方法设计

通过上述简化的函数关系式(4)可以看出, 直升机的飞行性能受前进比、拉力系数和换算旋翼转速的影响。在给定的飞行速度(悬停飞行速度为0)要保持拉力系数 C_T 恒定, 对于悬停飞行, 同一组重量的不同悬停高度飞行要在短时间完成, 避免燃油消耗带来重量变化过大, 并且同一状态的3~4组重量在同一天或者温度基本相同的情况下完成, 避免相隔时间太久造成温度变化过大。对于前飞, 需要随着燃油消耗直升机增加飞行高度来改变密度的方法, 保持 C_T 为常数。为了让飞行员能够直观高效地执行变高度飞行, 这里将燃油消耗量和环境温度以及飞行高度做成1张三维表格, 以便飞行中插值求解。具体的示例表格如表1、表2所示。本次低温试验高度上的平均环境温度为 -16°C , $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.056$; 常温试验场试验高度上的平均温度为 15°C , $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.0$ 。

表1 低温条件下飞行高度随燃油消耗关系表(单位:m)
Table 1 Relational tables of flight altitude with the fuel consumption at low temperature (m)

当地温度/ $^\circ\text{C}$	剩余油量/kg			
	W_0	W_0-100	W_0-200	...
...	...	...	...	...
-22.5	1882	1946	2010	...
-20	1825	1890	1955	...
-17.5	1765	1831	1898	...
-15	1705	1773	1840	...
-12.5	1644	1712	1780	...
...	...	...	...	...

表2 常温条件下飞行高度随燃油消耗关系表(单位:m)
Table 2 Relational tables of flight altitude with the fuel consumption at room temperature (m)

当地温度/ $^\circ\text{C}$	剩余油量/kg			
	W_0	W_0-100	W_0-200	...
...	...	...	...	...
25	1349	1437	1527	...
22.5	1419	1506	1593	...
20	1487	1573	1659	...
17.5	1555	1639	1724	...
15	1621	1704	1787	...
...	...	...	...	...

3 试验结果及分析

3.1 悬停试验

悬停采用无因次的拉力系数和功率系数, 考虑换算旋翼转速, 对飞行数据作归化处理, 飞行结果如图1、图2所示。

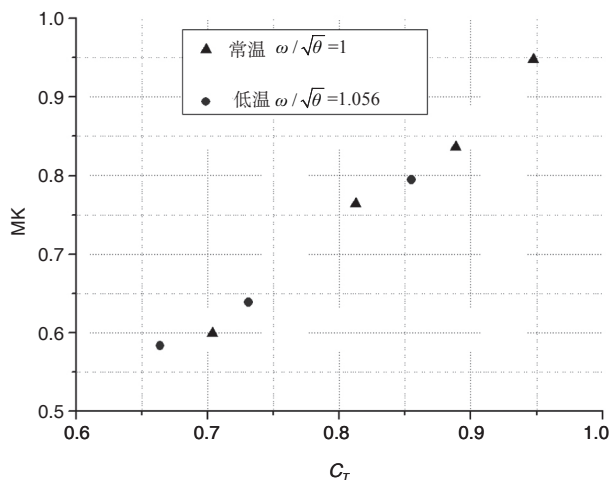


图1 地效内悬停结果

Fig.1 Within ground effect hover results

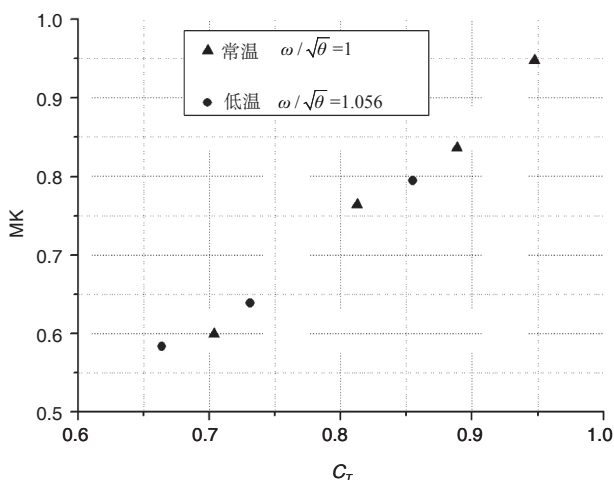


图2 地效外悬停结果

Fig.2 Outside ground effect hover results

从飞行结果来看,同样拉力系数下,地效内外功率系数相差明显,在 $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.056$ 和 $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.0$ 时,二者线性度良好。

3.2 前飞试验

通过表1或者表2数据,本次模拟目标为海平面标准大气情况,其中 $\frac{W}{\delta} = 13000\text{kg}$,低温下飞行重量为13000kg。常温下保持 $\frac{W}{\delta} = 13000\text{kg}$ 不变,由于地面温度升高需要减少重量,实际飞行重量为11000kg。本文的2次变高度模拟的拉力系数相同,只有温度不同,试验的 $\frac{W}{\delta}$ 结果如图3所示。

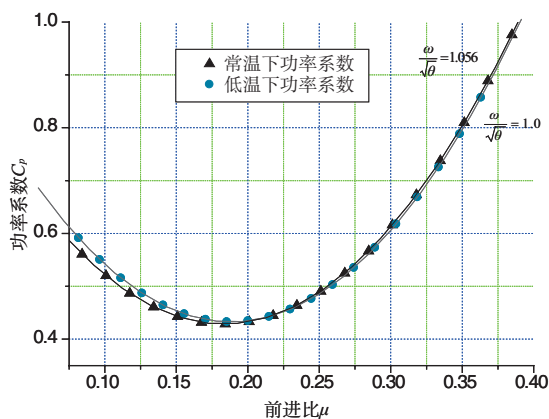


图3 变高度飞行中的实际飞行重量比

Fig.3 Actual flight-weight ratio in variation altitudes

图4中飞行数据做了归一化处理。从图3可以看出,在小速度的4个飞行速度点(即)偏差较大,分析数据造成原因有两点:第一是由于进入初始高度前,爬升时间较长燃油消耗

较大而飞行员没有严格按照相应消耗燃油调升飞行高度;第二,爬升1400m温度降低和标准大气不符合,实际降温比标准情况多,造成实际飞行高度上密度较大,产生一定偏差。通过后期调整在以后数值基本一致。低温平均重量与实际重量偏差为0.55%,常温下平均重量与实际重量偏差为1.9%,两者相差都不是很大,因重量偏差带来的性能影响不大。

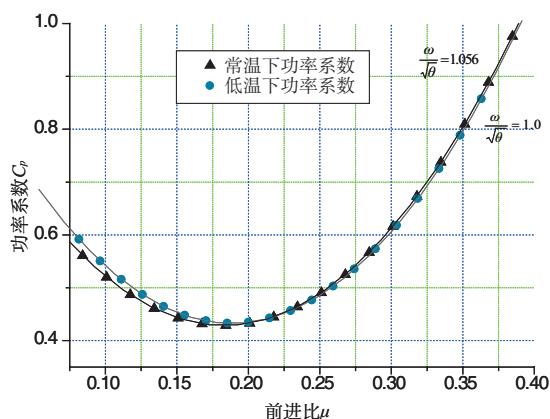


图4 功率系数随前进比变化

Fig.4 Power coefficient with heading ratio variation

从图4不同换算旋翼转速下飞行速度对应的功率系数可以看出,常温下飞行的最大桨尖马赫数 $Ma = 0.8514$,低温下的飞行的最大桨尖马赫数 $Ma = 0.8698$ 。在 $\mu < 0.2$ 时,换算旋翼转速 $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.056$ 和 $\frac{\omega}{\sqrt{\theta}} \approx 1.0$ 对应的功率系数最大偏差量为 $\Delta C_p = 3.58\%$,这主要是由于前期飞行中因重量误差造成;在 $\mu > 0.2$ 时,二者的功率系数几乎相等,产生的偏差值 $\Delta C_p < 0.1\%$ 。从本次飞行可以看出在 $Ma \leq 0.8698$ 时,因换算旋翼转速不同造成的性能损失可以忽略不计,也可以得到此时翼型所处的马赫数还没有达到其临界马赫数。

4 结论

通过悬停和前飞试验,对于国内的直升机飞行可以得到如下结论:

(1) 在其他参数不变的条件下,单一因环境温度变化 ($-20^\circ\text{C} \sim +20^\circ\text{C}$ 区间内) 导致的换算旋翼转速变化,对于试验的运输类系列直升机在中低高度造成的飞行性能改变量不大,可以忽略;

(2) 通过本文研究,探索了一种适合国内直升机性能飞行的试飞方法,该方法可作为国内性能飞行的一种补充和完善。

5 后续设想和改进

飞行中随着高度升高环境温度也随之变化,为了得到

初始飞行高度,就需要通过迭代的方法求解,这就需要根据当天飞行前地面温度迭代出所需的飞行高度。更精确的方法是根据机上温度指示,实时解算飞行高度,但是本文选用的试验机上没有配备这样专门的计算设备,所以这种方法不好实现。

由于根据地面实时预测的大气状态在实际飞行高度上往往有所偏差,造成飞行后的数据也带来误差,后期将调整试验方法,采用试验高度上温度实时解算,提高飞行精度。

AST

参考文献

- [1] U S Naval Test Pilot School. U S naval test pilot school flight test manual[Z]. 1996.
- [2] Engineering design handbook, helicopter performance testing[Z]. Headquarters, US Army Materiel Command, AUGUST 1974.
- [3] W Z Stepniewski. Rotary-wing aerodynamics volume I - Basic theories of rotor aerodynamics (with application to helicopters) [R]. NASA Contractor Report 3082.
- [4] Johnson W. Helicopter theory[M]. Princeton University Press, 1994.
- [5] 中国飞行试验研究院 译.英帝国试飞员学校教程[Z].1991.

Chinese Test Flight Establishment translated. British empire test pilot school tutorials[Z].1991.(in Chinese)

- [6] Alastair 著, 中国飞行试验研究院 译.直升机试验与评估[Z]. 2006.
Alastair writed, Chinese Test Flight Establishment translated. Helicopter test and evaluation[Z].2006.(in Chinese)
- [7] R W 普劳蒂 著,高正 译.直升机性能及稳定性和操纵性[M].北京:中国青年出版社,1990.
R W Prouty writed, GAO Zheng translated. Helicopter performance, stability and control[M]. Beijing: China Youth Press,1990.(in Chinese)
- [8] 王适存.直升机空气动力学[M].航空专业教材编审组,1985.
WANG Shicun. Helicopter aerodynamics[M]. Aviation professional materials editorial group,1985.(in Chinese)

作者简介

刘国强(1983—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机性能试飞研究。

Tel: 029-86839714

E-mail: lgq-1207@163.com

Analysis Effect of Conversion Rotor Speed to Helicopter Flight Performance

LIU Guoqiang*, TIAN Lei

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Rotor speed is an important factor to affect the flight performance of a helicopter, the change of the environment temperature has an effect on conversion of rotor speed, and the size of conversion rotor speed can also reflect the influence of rotor blade compressibility. This paper studied keeping other parameter to invariable and contrast the conversion of rotor speed, which is caused by the change of the environment temperature. By comparing the power coefficient of the helicopter, analyzed the influence of different conversion of rotor speed on the performance of the helicopter under the condition of two kinds of extreme conditions.

Key Words: helicopter; conversion of rotor speed; equal thrust coefficient flight test

Received: 2015-10-21; Revised: 2015-12-07; Accepted: 2015-12-16

*Corresponding author. Tel. : 029-86839714 E-mail: lgq-1207@163.com