

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.04.012

# 直升机动力失效响应特性分析

张华, 周禹, 吕增岁\*

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:**建立了旋翼转速衰减方程和机体力矩平衡方程,并结合相关飞行试验数据,分析了直升机动力失效的响应特性及其主要影响因素。研究表明,旋翼转速衰减时间随机体动部件惯性矩之和的增大而增加,随旋翼需用功率增加而减小,直升机的结构、气动特性及飞行状态等对其动力失效响应特性具有明显影响,分析结果为制定直升机动力失效特情处置方案提供了参考依据。

**关键词:**直升机;动力失效;飞行试验;响应特性

中图分类号: V212.4 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 04-0012-05

直升机出现动力失效后,会出现旋翼转速衰减、姿态/航向变化等响应,上述响应受直升机自身的质量、气动等固有特性和直升机飞行状态等因素的综合影响,在部分情况下(如起降、悬停、大速度前飞等),直升机的响应会比较剧烈。过快过大的响应可能会导致直升机的旋翼转速、侧滑角、姿态角/角速度超限,进而导致直升机失控或出现结构破坏。直升机动力失效响应特性是驾驶员判断直升机是否出现动力失效特情的主要参考,也是确定驾驶员反应时间的主要依据。军用直升机及民用直升机的相关标准或规章均要求确定直升机的动力失效响应特性<sup>[1-3]</sup>。

直升机气动及飞行力学特性非常复杂,动力失效后又受到气流分离等一系列非正常气动问题的影响,因此,通过理论分析和仿真研究等手段难以准确地确定直升机的动力失效响应特性。飞行试验是准确确定直升机动力失效响应特性的可靠手段,美国联邦航空局 (FAA) 早在 20 世纪 60 年代就开展了系列化的直升机动力失效飞行试验工作<sup>[4,5]</sup>,美国陆军在 20 世纪 70 年代也系统地开展了相关的飞行试验工作<sup>[6]</sup>。基于上述飞行试验工作,FAA 和军方相关研究机构较为准确地确定了直升机典型的动力失效响应特性,从而为直升机安全的运行、使用提供了保障。

直升机出现动力失效后的主要响应包括旋翼转速衰

减、偏航、滚转和俯仰响应等。下面结合试飞数据,对上述响应特性进行分析。

## 1 旋翼转速衰减

直升机全部动力失效后,旋翼转速衰减的数学表达式如下:

$$-Q = I\dot{\omega} \quad (1)$$

式中:  $\dot{\omega} = \frac{d\Omega}{dt}$ ,  $\Omega$  为旋翼转速,  $Q$  为旋翼反扭矩,  $I$  为旋翼、主减、尾桨等动部件的惯性矩之和。这里引入如下的假设:在发动机失效初期,只有旋翼转速发生变化,桨叶安装角不变,可以近似认为桨叶迎角不变。

基于上述的假设,可以认为旋翼拉力系数、扭矩系数不变,则有:

$$\frac{Q}{Q_0} = \frac{\Omega^2}{\Omega_0^2} \quad (2)$$

下标 0 表示初始值。将式 (2) 代入式 (1),积分后变换可得到旋翼转速衰减到  $\Omega$  的时间:

$$t = \frac{I\Omega_0}{Q_0} \left( \frac{\Omega_0}{\Omega} - 1 \right) \quad (3)$$

基于式 (3),可以估算出衰减到最小可接受的旋翼转

收稿日期: 2016-11-15; 退修日期: 2017-01-03; 录用日期: 2017-01-17

\* 通讯作者. Tel.: 029-86839714 E-mail: 1013453156@qq.com

引用格式: ZHANG Hua, ZHOU Yu, LV Zengsui. Helicopter power failure response characteristic analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (04): 12-16. 张华,周禹,吕增岁. 直升机动力失效响应特性分析 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (04): 12-16.

速  $\Omega_{\min}$  的时间。 $\Omega_{\min}$  可能是由失速或者动力学限制的某一数值。

将式 (3) 右侧上下均乘以  $\Omega_0$ , 则可得到如下的形式:

$$t = \frac{I\Omega_0^2}{P_0} \left( \frac{\Omega_0}{\Omega} - 1 \right) \quad (4)$$

式中:  $P_0 = Q_0 \Omega_0$ , 为旋翼需用功率。这种形式对于理解下文中的部分表述是有利的, 在实际工作中也很实用 (因为测量主旋翼轴扭矩比较困难, 而需用功率的测量相对容易)。

定义  $KE = \frac{1}{2} I \Omega_0^2$ , 为直升机动部件 (主要是旋翼) 存储

的能量,  $P$  是直升机的需用功率,  $\tau = \frac{KE}{P}$ , 为直升机自转特性的度量<sup>[7]</sup>。某中型直升机的旋翼转速衰减至  $0.8\Omega_0$  所需时间随需用功率变化曲线如图 1 所示。

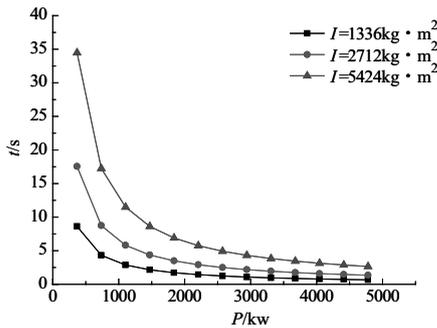


图 1 旋翼转速衰减时间随需用功率变化

Fig.1 The decay time of rotor speed varies with the required power

上述分析表明, 动力失效后, 直升机旋翼转速衰减至一定值所需的时间随动部件惯性矩之和及初始旋翼转速的增大而增大, 随旋翼需用功率的增大而减小。对于当代大部分单发常规布局直升机而言, 在大部分飞行状态下, 从出现动力失效至旋翼转速衰减至最小无动力旋翼转速的时间间隔均大于 1s。旋翼转速衰减是直升机出现动力失效后的主要响应之一, 会导致直升机旋翼升力下降、操纵功效下降, 严重的会导致旋翼失速。

## 2 偏航响应

直升机稳定状态下, 重心处的偏航力矩  $N'$  (右转为正) 为:

$$N' = Q' - Y_M l_M - T_r l_r - Y_V l_V + N_F - Y_F l_F \quad (5)$$

式中: 配平状态下  $N'=0$ ;  $Q'$  为旋翼扭矩;  $Y_M l_M$  为旋翼侧向力产生的偏航力矩;  $T_r l_r$  为尾桨产生的偏航力矩;  $Y_V l_V$  为垂尾

产生的偏航力矩;  $(N_F - Y_F l_F)$  为机身产生的偏航力矩。

动力失效时, 旋翼扭矩减小为  $Q$  (全部动力失效时,  $Q=Q'=0$ ), 旋翼、尾桨拉力变化不大; 同时, 与尾桨和垂尾产生的偏航力矩相比, 机身产生的偏航力矩较小, 在此忽略不计, 则动力失效后的偏航力矩  $N$  为:

$$N = Q - T_r l_r - Y_V l_V \quad (6)$$

联立式 (5)、式 (6) 可得:

$$N = Q' - Q \doteq T_r l_r + Y_V l_V - Q$$

式中: 考虑偏航阻尼  $N_r r$  和航向静稳定性  $N_\beta \beta$ ,  $N$  可以表示为:

$$N = N_r r + N_\beta \beta + I_{zz} \dot{r}$$

则不平衡的扭转力矩会导致直升机向功率脚踏方向 (或旋翼旋转方向) 的偏航响应:

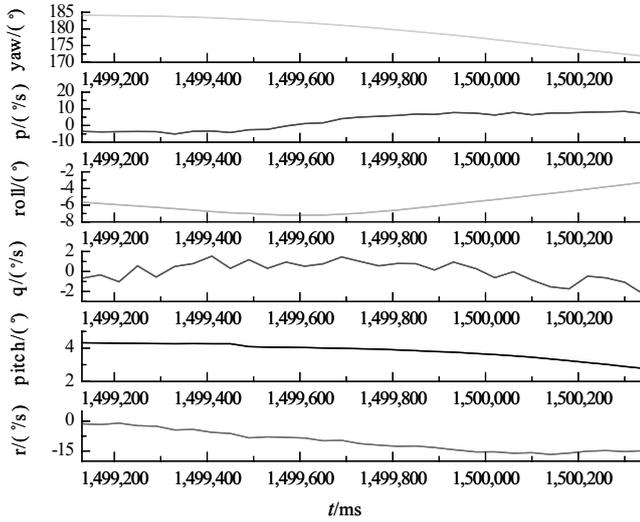
$$\frac{N - N_r r - N_\beta \beta}{I_{zz}} = \dot{r} \quad (7)$$

式中:  $r$  为偏航角速度;  $I_{zz}$  为直升机质量对机体垂向轴 ( $Z$  轴) 的惯性矩;  $N$  为由旋翼反扭矩和尾桨 (垂尾) 拉力合成的净的偏航力矩 ( $T_r l_r + Y_V l_V - Q$ , 出现全部动力失效后等于  $T_r l_r + Y_V l_V$ );  $N_r r$  为偏航阻尼, 由偏航角速度导致的偏航力矩;  $N_\beta \beta$  为航向静稳定性, 由侧滑角导致的偏航力矩。

在悬停 / 低速状态, 直升机具有较高的尾桨拉力和较小的航向静稳定性; 当发动机失效后, 会产生较大的偏航角加速度, 随着偏航角速度产生的偏航阻尼则起到了抑制偏航角速度的作用。随着平飞速度的增大, 直升机尾桨拉力逐渐降低, 在最小平飞需用功率速度左右降至最低值——此时直升机初始偏航响应相对最小; 然后随着飞行速度的逐步增大, 旋翼扭矩逐步增大, 直升机初始偏航响应又有增加的趋势。随着前飞速度的增大, 直升机航向稳定性逐渐增强, 直升机的偏航响应会有所降低。对于右旋直升机, 动力失效后一般会产生左偏航响应。

由图 2 可以看出, 在悬停状态下出现动力失效后, 受尾桨拉力的影响, 直升机出现较大的左偏航响应, 偏航角速度在约 1s 后达到最大值 (约为  $16.5^\circ/s$ ), 而后在偏航阻尼的作用下, 偏航角速度有降低的趋势。

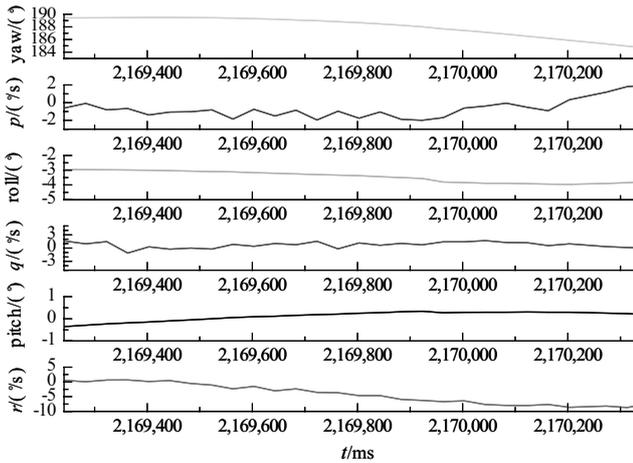
在 75km/h 速度的前飞状态下, 直升机动力失效响应特性时间历程如图 3 所示, 在该状态下主旋翼的反扭矩及相应的尾桨拉力相对于悬停状态降低, 另外受到航向静稳定性和偏航阻尼的综合影响, 直升机偏航角速度在约 1s 后达到的最大值约为  $8.6^\circ/s$ , 并在该值左右趋于稳定。



注: pitch, roll, yaw 分别为俯仰角、滚转角、航向, p, q, r 为俯仰、滚转、偏航角速率, 机体产生左偏航、右滚转、低头, 旋翼转速从 99% 衰减至 89%。

图2 悬停状态发动机失效进入特性响应

Fig.2 The response when the engine failures in hover



注: 前飞速度 75km/h; 机体产生左偏航、右滚转、低头, 旋翼转速从 99% 衰减至 91%。

图3 前飞状态发动机失效进入特性响应

Fig.3 The response when the engine failures in forward flight

### 3 滚转响应

直升机稳定状态下, 重心处的横滚力矩为  $L'$  (右滚为正):

$$L' = R'_M + Y_M y_M + T'h_M + T'_r h_r + Y_V h_V + Y_F h_F + R_F \quad (8)$$

式中: 配平状态下  $L' = 0$ ;  $R'_M$  为桨毂力矩;  $Y_M y_M$  为旋翼侧向力产生的滚转力矩, 可以忽略不计;  $T'h_M$  为旋翼拉力产生的滚转力矩;  $T'_r h_r$  为尾桨产生的滚转力矩;  $Y_V h_V$  为垂尾产生

的滚转力矩;  $(Y_F h_F + R_F)$  为机身产生的滚转力矩, 可以忽略不计。

旋翼桨毂力矩产生的滚转力矩为:

$$R'_M = \frac{b}{2} M_s \Omega^2 e b_{1s} \quad (9)$$

式中:  $M_s$  为桨叶质量静矩;  $e$  为挥舞铰偏置量,  $b_{1s}$  为桨盘侧倒角:

$$b_{1s} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} u^2} \left[ \frac{4}{3} u a_0 + \frac{v_{1d}}{\Omega R} \right] + A_1$$

式中:  $u$  为前进比;  $u_{1d}$  为桨盘诱导速度;  $A_1$  为纵向周期变距;  $a_0$  为旋翼锥度角;  $B_1$  为横向周期变距。

动力失效时, 旋翼转速减小, 前进比  $u$  增加, 桨毂力矩  $R'_M$  随之发生改变; 旋翼拉力降低,  $Th_M$  降低; 尾桨拉力降低,  $T_r h_r$  降低; 垂尾拉力变化不大, 则发生动力失效后, 直升机的横滚力矩  $L$  为:

$$L = R'_M + Th_M + T_r h_r + Y_V h_V \quad (10)$$

联立式 (8)、式 (10) 可得:

$$L = \Delta R'_M + \Delta Th_M + \Delta T_r h_r$$

悬停状态出现动力失效后, 对于存在挥舞铰偏置量, 且旋翼拉力矢量相对于机体重心有横向偏移的直升机, 旋翼拉力减小会产生滚转力矩, 则旋翼产生的滚转力矩为:

$$L_H = \left( \Delta T \cdot h_M + \frac{e b M_s \Omega^2}{2} \right) \Delta b_{1s} \quad (11)$$

式中:  $\Delta T = (T' - T)$ , 为旋翼拉力衰减量;  $h_M$  为旋翼旋转中心到直升机重心的横向距离;  $\Delta b_{1s}$  为桨盘侧倒角变化量。

悬停状态下, 旋翼转速的衰减也会导致横向挥舞反方向的净力矩。如果尾桨相对于重心位置具有垂向力臂, 那么尾桨转速的衰减导致的尾桨拉力的降低也会产生滚转力矩  $\Delta T_r h_r$ 。对于尾桨高于重心的右旋直升机, 旋翼转速衰减会导致旋翼拉力产生的左滚力矩和左滚桨毂力矩降低, 尾桨拉力的降低会导致右滚力矩降低。总体而言, 对于右旋直升机, 悬停状态动力失效后一般会产生右滚转 (如图 2 所示)。

在前飞状态, 除上述因素之外, 直升机的上反效应也发挥着重要的作用。对于高于重心的尾桨, 偏航角速度也会导致滚转力矩。对于尾桨高于重心的右旋直升机, 前飞状态下动力失效后直升机会出现左偏航, 相应出现右侧滑, 直升机的上反效应会使直升机产生左滚转, 左偏航角速度也会使尾桨产生左滚力矩。总之, 在较大的前飞速度状态下, 动力失效后直升机一般会产生左滚转 (如图 3 所示)。

## 4 俯仰响应

直升机稳定状态下,在重心处的俯仰力矩为  $M'$  (抬头为正):

$$M' = M'_M - X_M y_M + T'l_M + M'_r - X_r h_r + Z_r l_r - X_H h_H + Z_H l_H - X_V h_V + M_F + Z_F l_F - X_F h_F \quad (12)$$

式中:配平状态下,  $M'=0$ ;  $M'_M$  为桨毂力矩;  $X_M y_M$ ,  $T'l_M$  分别为旋翼后向力和拉力产生的俯仰力矩;  $M'_r$  为尾桨扭矩产生的俯仰力矩;  $X_r h_r$ ,  $Z_r l_r$  为尾桨后向力和垂向力产生的俯仰力矩;  $X_H h_H$ ,  $Z_H l_H$  分别为平尾阻力和升力产生的俯仰力矩;  $X_V h_V$  为垂尾产生的俯仰力矩;  $(M_F + Z_F l_F - X_F h_F)$  为机身产生的俯仰力矩; 旋翼后向力、尾桨、垂尾及机身产生的俯仰力矩可以忽略不计。

旋翼桨毂力矩产生的俯仰力矩为:

$$M'_M = \frac{k}{2} M_s \Omega^2 e a_{1s} \quad (13)$$

式中:  $a_{1s}$  为桨盘后倒角,计算式为:

$$\alpha_{1s} = \frac{2u}{1 - \frac{1}{2}u^2} \left[ \frac{4}{3}\theta_0 + \theta_1 + u\alpha_s - \frac{v_{1d}}{\Omega R} \right] - \frac{1 + \frac{3}{2}u^2}{1 - \frac{1}{2}u^2} B_1 \quad (14)$$

式中:  $\theta_0$  为旋翼总距;  $\theta_1$  为桨叶负扭转。

动力失效时,旋翼转速减小,前进比  $u$  增加,桨毂力矩  $M_M$  会随之发生改变; 旋翼拉力减小,导致  $T'l_M$  减小; 平尾上的阻力和升力变化不大,则动力失效后,直升机的俯仰力矩为:

$$M = M_M + T'l_M - X_H h_H + Z_H l_H \quad (15)$$

根据式(12)、式(15)可得:

$$M = \Delta M_M + \Delta T'l_M$$

在悬停状态出现动力失效后,对于存在挥舞铰偏置量,且旋翼拉力矢量相对于机体重心有纵向偏移的直升机,旋翼拉力的衰减会产生俯仰力矩,则旋翼产生的俯仰力矩为:

$$M = \left( \Delta T \cdot l_M + \frac{ebM_s \Omega^2}{2} \right) \Delta a_{1s} \quad (16)$$

式中:  $\Delta T = (T' - T)$ , 为旋翼拉力衰减量;  $l_M$  为旋翼旋转中心到重心位置的纵向距离;  $\Delta a_{1s}$  为桨盘后倒角变化量。

旋翼转速的衰减也会导致向桨盘纵向挥舞同向的净拉力矩和反方向的净桨毂力矩。对于单旋翼带尾桨的常规布局直升机,悬停状态下出现动力失效后,直升机的俯仰姿态相应受到上述因素的综合影响,需要针对直升机自身的特点及构型(主旋翼类型、重心位置等)进行分析。目前,大部分常规布局直升机在悬停状态出现动力失效后一般会产生低头俯仰姿态响应(如图2所示)。

在前飞状态,动力失效后直升机的俯仰响应还受到以下因素的影响:

(1) 吹风后倒效应:式(14)表明,随着旋翼转速的衰减,前进比  $u$  增大,主旋翼的纵向吹风挥舞增大,桨盘后倾,产生抬头力矩。

(2) 侧滑导致的俯仰力矩:该效应主要是由主旋翼的锥度角造成,其产生的机理与横向吹风挥舞是一致的。侧滑会导致主旋翼桨盘后倾,产生抬头力矩。

综合而言,在前飞状态,发动机失效后直升机一般产生抬头响应<sup>[6]</sup>(如图3所示)。

## 5 结论

综合上述分析,可以得到以下结论:

(1) 直升机自身的结构、气动特性对其动力失效响应特性具有明显影响,如旋翼系统的转动惯量影响直升机的旋翼转速衰减特性,旋翼旋转方向和挥舞铰偏置量对直升机的俯仰、滚转响应特性影响明显等。在分析直升机的动力失效响应特性时,必须系统、全面的考虑直升机的设计特点。

(2) 对于单发常规布局直升机,动力失效后旋翼转速衰减和偏航响应较为一致、明显,可以作为机组判断是否出现动力失效特情的备选判据。

(3) 对于单发常规布局直升机,动力失效后俯仰、滚转响应较不明显,且随着飞行状态的变化其响应趋势也可能改变,不推荐作为机组判断是否出现动力失效特情的判据。

AST

## 参考文献

- [1] ADS-33E-PRF: Handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. United States Army Aviation and Missile Command Aviation Engineering Directorate, 2000.
- [2] CCAR-29-R1: 运输类旋翼航空器适航规定 [S]. 中国民用航空局, 2002.  
CCAR-29-R1: Airworthiness requirements for the transport class of rotorcraft [S]. Civil Aviation Administration of China, 2002. (in Chinese)
- [3] AC29-2C-Change3. Certification of transport category rotorcraft [S]. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2008.
- [4] William J H. An analysis of the helicopter height velocity diagram including a practical method for its determination [R]. FAA Report No. NA-67-1, 1968.

- [5] Robert J P. An investigation of the helicopter height-velocity diagram showing effects of density altitude and gross weight [R]. NASA Langley Technical Report Server, 1968. **作者简介** 张华 (1981— ) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 直升机试飞。
- [6] Kenneth R F. A flight research investigation of autorotation performance and height-velocity testing of a single main rotor single engine helicopter [R]. United States Army Aviation Engineering Flight Activity, 1976. Tel: 029-86839714 E-mail: zhanghua1116@126.com 吕增岁 (1990— ) 女, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机性能飞行试验技术。
- [7] Wayne J. Rotorcraft aeromechanics [J]. Cambridge Aerospace Series, 2013. Tel: 029-86839714 E-mail: 1013453156@qq.com

## Helicopter Power Failure Response Characteristic Analysis

ZHANG Hua, ZHOU Yu, LV Zengsui\*

*Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China*

**Abstract:** The attenuation equation of rotor speed and torque balance equation of the body were built. This thesis analyzed the response characteristic and main influence factors when the helicopter encountered the power failure, based on the theory analysis and the flight test data. The results shows that the rotor speed attenuation time increases with the sum of the moments of inertia of the body rotoring parts, decreases with the increase of rotor required power, the structure, aerodynamic characteristics and flight condition have important effects on the response of helicopter power failure. This thesis provided a reference for making plan when the helicopter encountered the power failure.

**Key Words:** helicopter; power failure; flight test; response characteristic

Received: 2016-11-15; Revised: 2017-01-03; Accepted: 2017-01-17

\*Corresponding author. Tel. :029-86839714 E-mail: 1013453156@qq.com