

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.10.013

直升机在俯冲拉起状态下的主桨叶实测载荷分析

王泽峰*, 李清龙

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 首先以主桨叶为研究对象, 理论分析了直升机俯冲拉起状态下主桨叶实测载荷的影响因素; 其次, 以某型直升机旋翼载荷试飞为例, 选取其主桨叶上的关键剖面, 采用电阻应变计法进行飞行载荷测量, 得到了不同重量重心、不同高度、不同法向过载等情况下的实测载荷; 分析了实测的主桨叶挥舞弯矩、摆阵弯矩载荷值在直升机整个俯冲拉起过程中的变化规律, 分析了实测载荷值随法向过载等的变化规律。为该型直升机试飞提供技术支持的同时, 也为后续其他直升机法向过载包线拓展验证试飞提供重要支持。

关键词: 直升机; 俯冲拉起; 主桨叶; 飞行; 实测载荷

中图分类号: V215.5 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 10-0013-05

俯冲拉起是直升机典型的飞行谱设计动作之一, 在实际使用中具有非常重要的战术意义。在型号定型试飞过程中, 法向过载包线验证试飞属于必须完成的内容, 也是通过直升机俯冲拉起试飞来进行的。在执行该动作过程中, 直升机可能会出现极限的法向过载, 此时旋翼桨毂系统部件尤其是直升机桨叶, 都会承受大的载荷, 严重者可能会出现结构损坏的情况。因此, 无论从直升机旋翼部件结构强度的角度, 还是从直升机试飞安全的角度考虑, 都非常有必要研究直升机俯冲拉起过程中旋翼载荷的变化规律。

本文基于某型直升机旋翼载荷试飞, 实测了直升机主桨叶在俯冲拉起试飞科目中的挥舞、摆阵弯矩, 分析其变化规律。

1 理论分析

以主桨叶挥舞为例进行说明。图 1 所示为主桨叶运动过程中的受力分析^[1-6]。由图中可以看出, 桨叶微段在运动过程中主要受升力 ΔT 、重力 ΔG 以及离心力 ΔF 。三个力均对挥舞方向构成弯矩, 最终在三个方向力的合成作用下,

反映在结构上就是主桨叶挥舞方向的弯矩 M_f , 即:

$$M_f = M_T + M_F + M_G \quad (1)$$

式中: 升力构成的弯矩为 $M_T = \int \Delta T dr$; 重力构成的弯矩为 $M_G = \int \Delta G dr$; 离心力构成的弯矩为 $M_F = \int \Delta F dr$ 。

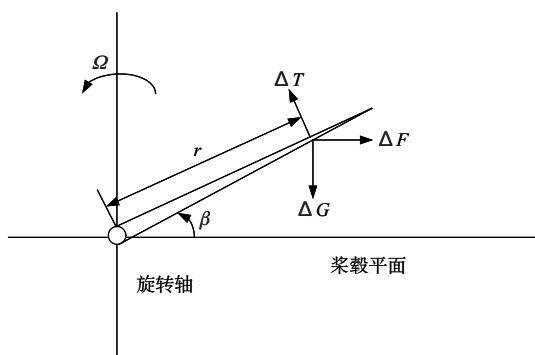


图 1 桨叶挥舞方向受力分析

Fig.1 A typical helicopter dive and pull-up motion

对于 M_G 、 M_F 而言, 主要受质量分布和旋翼转速的影响, 升力弯矩项的影响因素与桨叶升力的影响因素相关, 可

收稿日期: 2017-02-14; 退修日期: 2017-07-25; 录用日期: 2017-09-17

* 通信作者. Tel.: 18740429371 E-mail: wangzijun567@163.com

引用格式: WANG Zefeng, LI Qinglong. Analysis of measured main blade load while helicopter dive and pull-up [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (10): 13-17. 王泽峰, 李清龙. 直升机在俯冲拉起状态下的主桨叶实测载荷分析 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (10): 13-17.

由叶素理论进行分析。叶素示意图如图2所示。

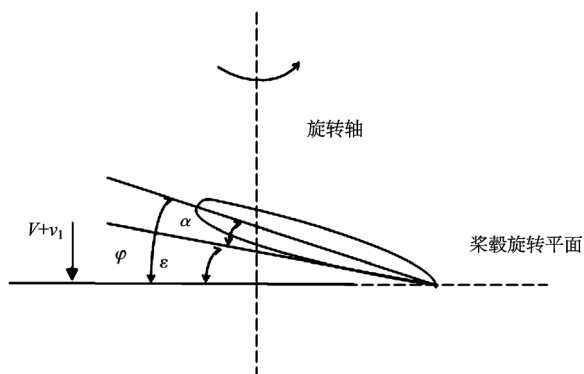


图2 直升机在垂直下降时的叶素分析

Fig.2 Blade model while helicopter vertical drop

图2中, V 为直升机垂向速度; v_1 为旋翼诱导速度; φ 为桨叶安装角; ε 为来流角; α 为桨叶迎角。考虑俯冲拉起动作过程中的旋翼迎角 α_s 及前飞速度 V_0 的影响, 在桨叶方位角 ψ 处的桨叶上, 径向 r 处的相对气流速度为:

$$\begin{cases} V_r = \Omega \times r + V_0 \times \cos \alpha_s \times \sin \psi \\ V_c = V_0 \times \sin \alpha_s + v_1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: V_r 为轴向相对气流速度分量, V_c 为径向相对气流分量。

$$\text{又桨叶迎角 } \alpha \approx \frac{V_0 \times \sin \alpha_s + v_1}{\Omega \times r + V_0 \times \cos \alpha_s \times \sin \psi}$$

由升力计算公式可得:

$$Y = \frac{1}{2} C_l \alpha \times \rho \times W^2 \times S = f(V_0, \alpha_s, v_1, \Omega, \psi) \quad (3)$$

由式(3)可以看出, 在直升机俯冲拉起动作过程中, 桨

叶升力主要受直升机前飞速度、旋翼迎角、诱导速度、旋翼转速等因素的影响, 而在整个俯冲拉起动作过程中, 前飞速度、旋翼迎角、诱导速度、旋翼转速均为变量。因此, 主桨叶升力也是一个动态变化过程, 升力构成的弯矩也是动态变化的, 最终体现在主桨叶上的结构挥舞弯矩^[7-9]载荷值上也是动态变化的, 且同样受上述因素的影响。摆振方向弯矩结果类似。

2 试飞方法

依据 GJB720.7A 中 3.2.10 条款, 直升机俯冲拉起试飞方法为: 试验机应在要求的高度上, 在不同重量、重心位置、旋翼转速组合下, 以不同速度进行稳定平飞、下降或俯冲, 在规定的时间内使操纵机构匀速移动, 直到产生规定的法向过载。在达到规定的过载值后, 在规定的时间内匀速返回, 直到平飞所要求的位置。

以某直升机载荷谱试飞为例, 由于该型机旋翼转速为恒定转速, 故旋翼转速不作变量考虑。在试验机选取起飞重量 m_1 、 m_2 两个重量, 每个重量选取纵向前重心、纵向正常重心、纵向后重心, 共计 6 种构型, 每种构型下选取低、中、高 (压力高度 1000m, 2000m, 3000m) 三个高度, 以规定表速进行俯冲拉起。典型的俯冲拉起动作^[10]过程如图3所示。可以看出, 试飞动作分为以下几个步骤: 稳定平飞段→进入俯冲段→稳定俯冲段→拉起段→改出平飞段。其中, 在该型机试飞过程中, 由进入俯冲段开始到改出平飞段动作结束, 直升机总距全程固定, 通过纵向推拉杆和航向修正来完成该俯冲拉起动作。

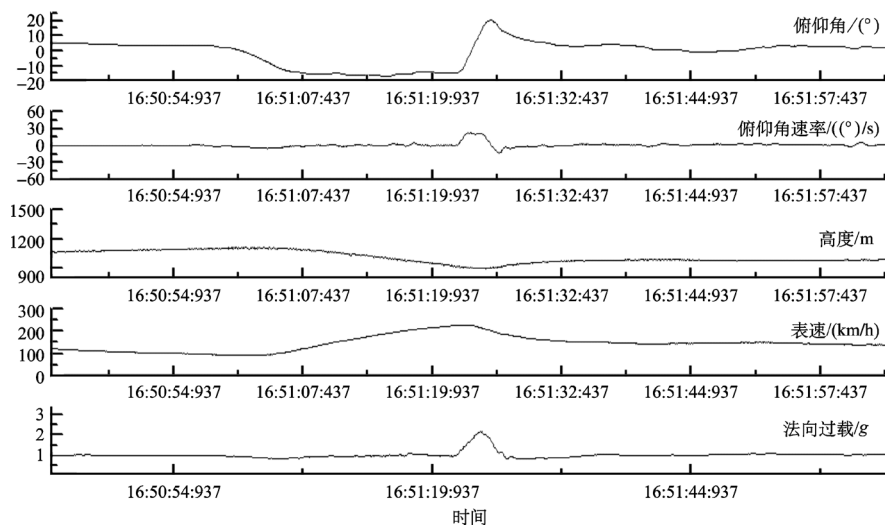


图3 俯冲拉起典型动作示意图

Fig.3 A typical helicopter dive and pull-up motion

3 主桨叶载荷实测与分析

3.1 主桨叶载荷实测

主桨叶作为主要升力面和操纵面,在实际飞行中主要承受挥舞弯矩和摆振弯矩,根据主桨叶静力计算和试验结果,确定强度较弱的剖面。本次主桨叶实测载荷,选取三个关键剖面(分别为距离桨叶根部 110mm、1600mm、3639mm 三个剖面),

采用电阻应变计法进行挥舞弯矩和摆振弯矩的飞行实测。

由图 4、图 5 可以看出,桨叶 110mm、1600mm、3639mm 剖面实际承受的是交变载荷,周期性强,从频谱分析结果可以看出,挥舞弯矩和摆振弯矩的基频为 4.3Hz,等于该型机旋翼转速,其他各阶频率为基频的整数倍。从动力学角度考虑,符合桨叶挥舞运动和摆振规律。

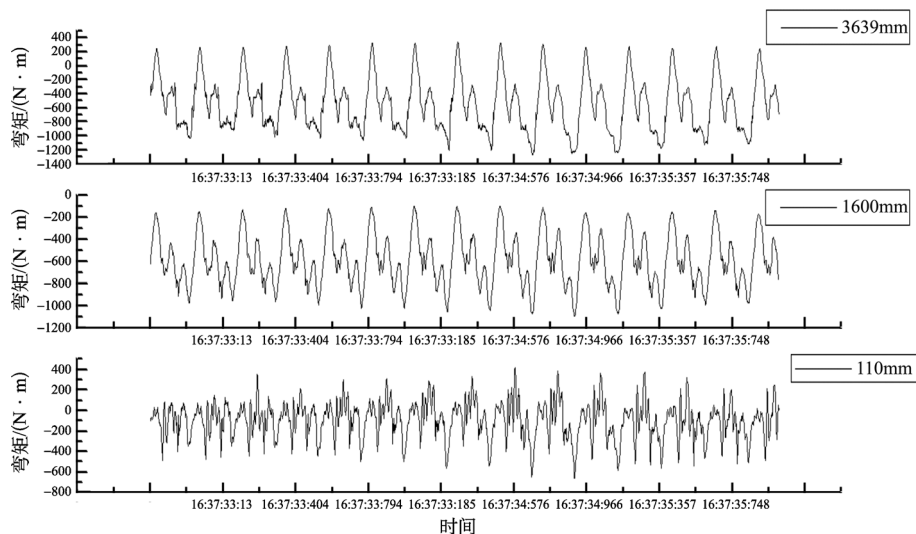


图 4 挥舞弯矩时间历程

Fig.4 Time history curve of flapping moment

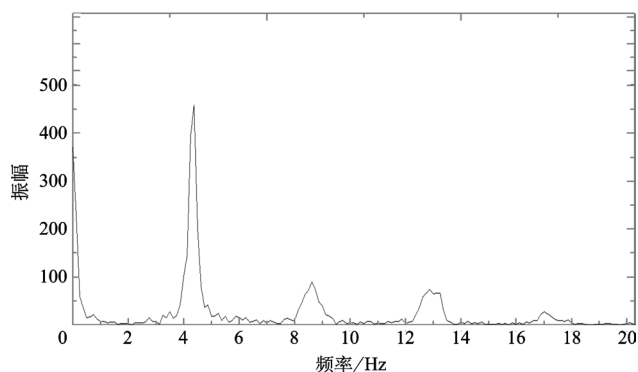


图 5 1600mm 剖面摆振弯矩频谱分析

Fig.5 Spectrum analysis of 1600mm position lagging moment

3.2 载荷分析

从交变载荷的角度入手,统计各动作段的动载荷,对其进行规律分析。

$$S_d = (S_{\max} - S_{\min}) / 2 \quad (4)$$

式中: $S_{\max}$ 、 $S_{\min}$ 为旋翼转一圈内的载荷最大值、最小值, S_d 为旋翼转一圈的动载荷。

$$S = \sum_{i=1}^N S_{di} / N \quad (5)$$

式中: S_{di} 为旋转第 i 圈内的动载荷, N 为动作段旋转圈数,

S 为动作段内的动载荷均值。

选取主桨叶 1600mm 剖面挥舞、摆振弯矩,绘制俯冲拉起动作全程时间历程曲线,如图 6 和图 7 所示。

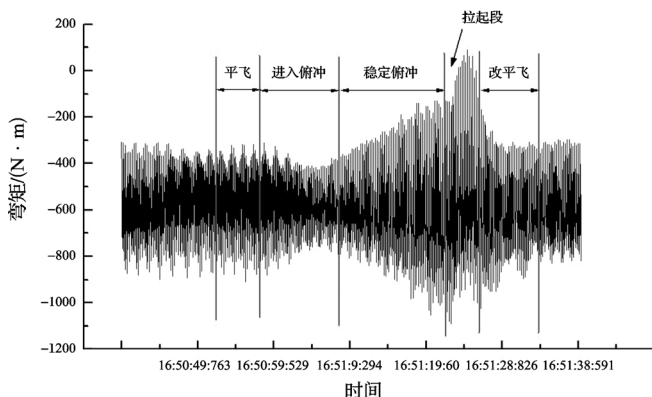


图 6 桨叶 1600 剖面挥舞弯矩俯冲拉起全程变化趋势

Fig.6 The whole change trend of 1600mm position flapping moment while helicopter dive and pull-up

由图 6 和图 7 可以看出,在转入俯冲的过程中,主桨叶挥舞、摆振弯矩动载荷都有减小趋势;在稳定俯冲过程中,主桨叶挥舞弯矩动载荷有明显增加趋势;在拉起段过程中,主桨叶挥舞、摆振弯矩的动载荷增大,基本达到整个俯冲拉

起过程中的最大值;在改平飞过程中,主桨叶挥舞、摆振弯矩载荷减小。即稳定俯冲和拉起段时为整个俯冲拉起过程中桨叶的严重受载段。

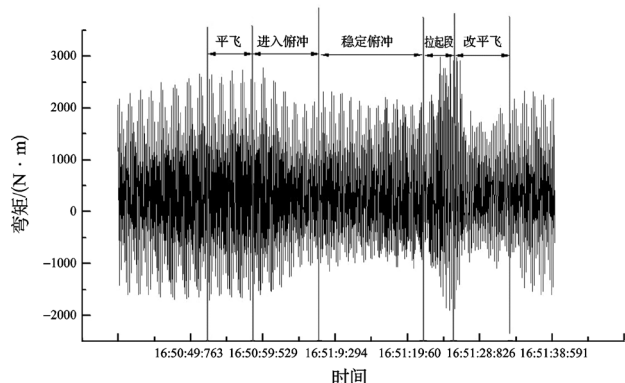


图7 桨叶1600剖面摆振弯矩俯冲拉起全程变化趋势

Fig.7 The whole change trend of 1600mm position lagging moment while helicopter dive and pull-up

这主要是由于在转入俯冲过程中,直升机低头,旋翼桨盘前倾,旋翼升力减小,故动载荷减小;在稳定俯冲过程中,桨叶迎角一定的情况下,直升机速度增大,桨叶相对来流速度也增大,旋翼升力增大,故动载荷增大;在拉起过程中,桨叶迎角增大,旋翼升力增大,达到最大值,故动载荷也相应增大,达到最大值;在改平飞过程中,旋翼桨盘再次前倾,旋翼升力减小,故动载荷再次减小。

统计不同法向过载下的主桨叶挥舞、摆振弯矩动载荷值,如图8、图9所示。

从图8、图9可以看出,在同一重量、重心构型下,110mm、1600mm两个剖面的实测挥舞弯矩、摆振弯矩动载荷值随法向过载的增大,也呈增大趋势。这主要是由于大的法向过载意味着大的旋翼拉力,也即大的主桨叶升力,故动载荷也增大。在包线范围内的最大法向过载俯冲拉起状态下,桨叶挥舞弯矩实测动载荷值接近最大限制值,即1h疲劳限制值。

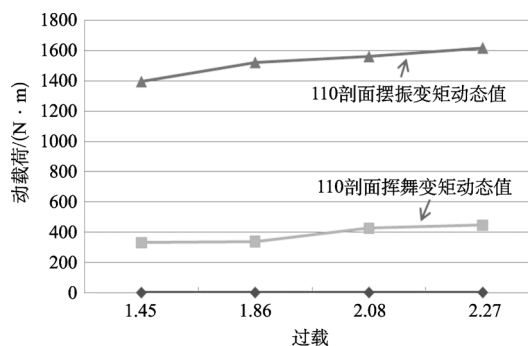


图8 同一构型下,110mm剖面实测动载荷值随过载的变化

Fig.8 Under the same configuration, the dynamic load measured in the 110mm section varies with the overload

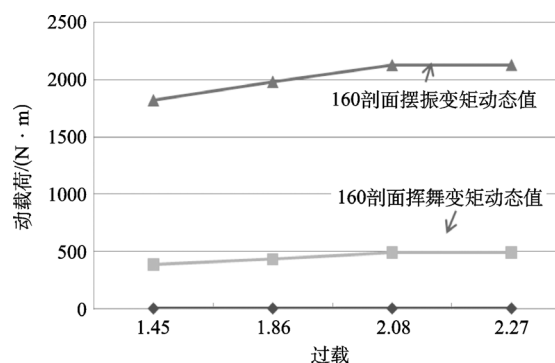


图9 同一构型下,1600mm剖面实测动载荷值随过载的变化

Fig.9 Under the same configuration, the dynamic load measured in the 1600mm section varies with the overload

4 结论

通过飞行试验,可以得到以下结论:

(1) 在整个俯冲拉起动作过程中,主桨叶在稳定俯冲和拉起段时受载严重,在试飞过程中,应重点监控这两个时间段的桨叶载荷值。

(2) 主桨叶剖面的挥舞、摆振弯矩动载荷值随法向过载增加而增大。对于直升机大法向过载的俯冲拉起应关注桨叶的挥舞、摆振弯矩。

AST

参考文献

- [1] Ormiston R A. Comparison of several methods for predicting loads on hypothetical helicopter rotor [C]// AHS/NASA-Ames Specialist's Meeting on Rotorcraft Dynamics, 1974.
- [2] Charles B D, Hassan A A. A correlation study of rotor inflow in forward flight [C]// The 44th AHS Forum, 1988.
- [3] Huber H, Polz G. Studies on blade to blade and Rotor-fuselage tail interferences [C]// AGARD Conference Proceeding, 1982.
- [4] Johnson W. Helicopter theory [M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.
- [5] Hansford R E. A unified formulation of rotor load prediction Methods [C]// The 41th AHS Forum, 1985.
- [6] Landgrebe A J. An analytical method for predicting rotor wake geometry [J]. JAHS, 1969, 14 (4): 20-32.
- [7] 朱世晋, 李南慧. 直升机旋翼气动载荷的计算与分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 1979 (3): 103-118.

ZHU Shijin, LI Nanhui. The analysis and calculation of aerodynamic load of helicopter rotor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1979 (3): 103-118.

- (in Chinese) coordinated turns [R]. NASA, 1973. (责任编辑 王潇一)
- [8] David J. Statistical analysis of structural flight test data [R]. A.H.S, 1988.
- [9] 孙之钊, 萧秋庭, 徐桂祺. 直升机强度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- SUN Zhizhao, XIAO Qiuting, XU Guiqi. Helicopter structure strength [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [10] Robert T N, Chen J. Kinematic properties of the helicopter in

作者简介

王泽峰 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机强度试飞。

Tel: 18740429371

E-mail: wangzijun567@163.com

李清龙 (1992—) 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机强度试飞。

Analysis of Measured Main Blade Load While Helicopter Dive and Pull-up

WANG Zefeng*, LI Qinglong

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The paper studied the subject of main rotor. First of all, theoretically analyzed the influencing factors of measured load of main blade while helicopter diving and pull-up. Secondly, based on some helicopter rotor load flight tests, selected the key sections of the main blade, using a resistance strain gage method to measure the flight load, got the result under different weight, center of gravity, height and normal acceleration situation. Analyzed the regularity of measured main rotor flapping and legging moment between the whole diving and pulling-up, analyzed moment value varies with normal acceleration. It not only provides technical support for the test flight of the helicopter, but also provides important technology support for other helicopters' flight test for overload envelope.

Key Words: helicopter; dive and pull-up; main rotor; flight; measured load

Received: 2017-02-14; Revised: 2017-07-25; Accepted: 2017-09-17

*Corresponding author. Tel.: 18740429371 E-mail: wangzijun567@163.com