航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jan. 15 2018 Vol. 29 No.01 67-73

直升机着陆过程中动不稳定现象分析

董明明*，刘国强，于琦

中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：通过分析某型直升机在尾起落架着地时出现的机体异常振动，建立了一种以直升机状态及操纵参数为基础，以时频分析为手段的地面动不稳定性方法。首先分析异常振动与正常振动的异同点，通过时频分析获得引起异常振动的现象特征。通过频率根源查找，最终找出引起异常振动的原因为机体的俯仰模态与旋翼摆振后退型耦合引起的一种动不稳定现象，并对引起该种现象的原因加以分析，给出改进措施，为今后的直升机动不稳定试飞技术提供参考。

关键字：旋翼；异常振动；时频分析；不稳定现象；摆振后退型运动

中图分类号：V32　　**文献标志码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.067

旋翼和机体耦合系统的动不稳定性运动（“地面共振”及“空中共振”）是直升机在运转过程中的动力学问题，它的出现往往在很短的时间内就会导致直升机毁坏，甚至引发人员伤亡。一般直升机在地面运转过程中，出现的旋翼与机体耦合的不稳定现象，称为地面共振[1~4]。对于旋翼与机体系统，若系统随时间发散，则表明系统不稳定，则系统会发生地面共振现象；若系统随时间衰减，则表明系统是稳定的，则系统不会发生地面共振现象；若系统随时间时等幅振荡，则表明系统处于临界稳定状态[5]。

本文针对某型直升机在尾起落架着陆过程中机体振动有明显增大的现象，以直升机状态参数为基础，利用时频分析方法分析发生引起该异常振动的原因，分析机体的俯仰模态与旋翼摆振后退型耦合导致的机械不稳定现象，同时提出解决该问题的办法。

1 异常振动现象

直升机在某次地面着陆时，机体出现了难以忍受的异常振动，飞行员通过提总距使这种异常振动消失。针对机体出现的异常振动，本文对直升机状态参数进行分析，包括过载信号、俯仰角、滚转角及飞行员的各项操纵等参数，如图 1 和图 2 所示，图 1 为机体的状态参数，图 2 为飞行员进行的各种操纵。

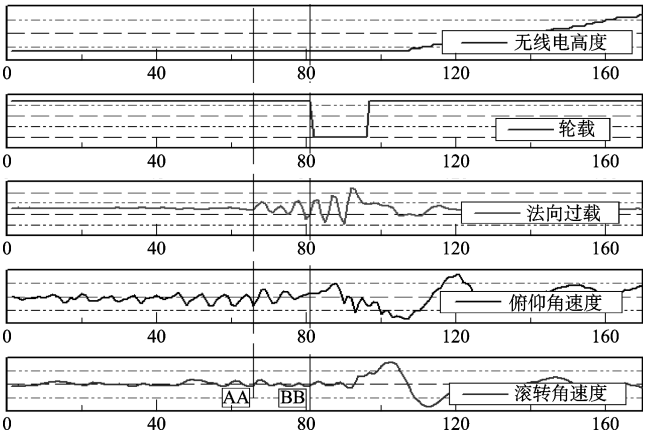

图 1　机体异常振动时直升机状态

Fig. 1　The helicopter state of abnormal vibration

从图 1 看出，法向过载在 AA 时刻，开始出现突变，当总距在 BB 时刻时即总距处于中等总距时，法向过载继续增大，总距放到底时，异常振动继续增大，之后飞行员迅速提总距，法向过载在提总距过程中出现峰值，过载最大值为 1.78，之后异常振动衰减，直至消失。从图 1 还可看出，俯仰角速度在 AA 时刻之前有明显的不定周期信号，且随时间变化周期越来越大。

从图 2 看出，在 AA 时刻之前及异常振动过程中，周期变矩杆几乎没有变化，脚蹬操纵在 BB 时刻之后有比较缓慢

收稿日期：2017-08-21；　退修日期：2017-10-12；　录用日期：2017-12-17

* 通信作者 . Tel.：15029556366　E-mail: 415773175@qq.com

引用格式：Dong Mingming, Liu Guoqiang, Yu Qi. Research on dynamic instability during helicopter landing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 67-73. 董明明，刘国强，于琦 . 直升机着陆过程中动不稳定现象分析 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (01): 67-73.

的脚蹬操纵。而总距操纵在整个降总距过程,有明显的周期信号。

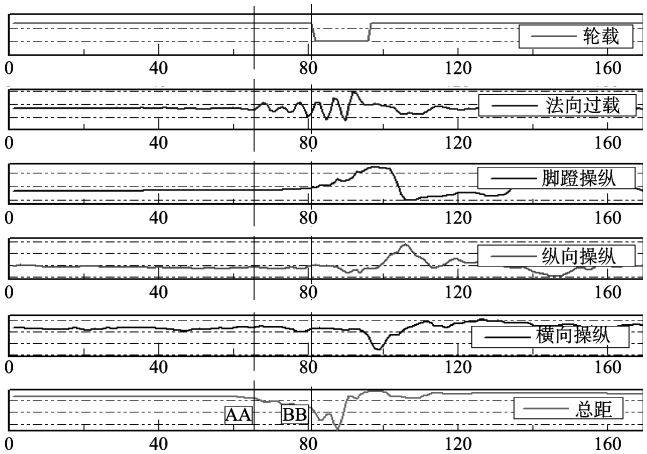

图 2 机体异常振动时飞行员进行的操纵

Fig. 2 The control of the pilot during the helicopter abnormal vibration

该型机在之前着陆时,没有出现该异常振动,且着陆过程较平稳。为便于对比,给出直升机着陆时机体在正常振动时直升机的状态参数及操纵参数,如图 3 和图 4 所示。

从图 3 看出,直升机在 AA 时刻,法向过载开始突变,在此过程中飞行员缓慢释放总距,总距处于 BB 时刻即处于中等总距时,法向过载最大,过载最大值为 1.02,随后振动逐渐衰减,最终趋于平稳,俯仰角速率的变化有较低的不定周期信号。另外,从图 4 看出,总距操纵没有明显的周期信号,因此,直升机在此状态着陆时,飞行员反应着陆动作较平稳,没有振动发散现象,与上述数据表征特征一致。

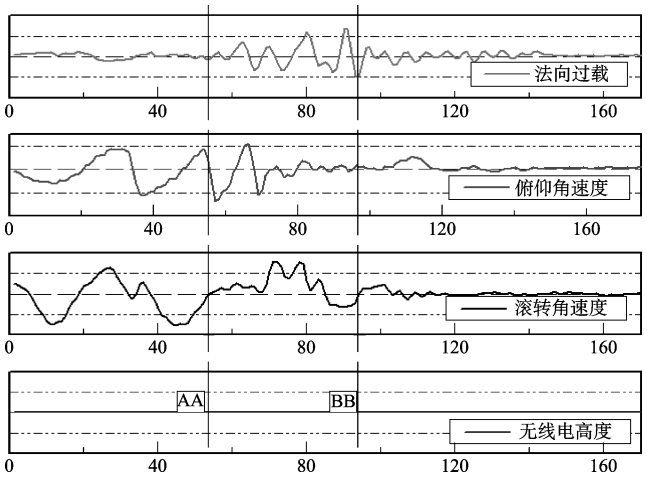

图 3 机体正常振动时直升机状态

Fig. 3 The helicopter state of the helicopter normal vibration

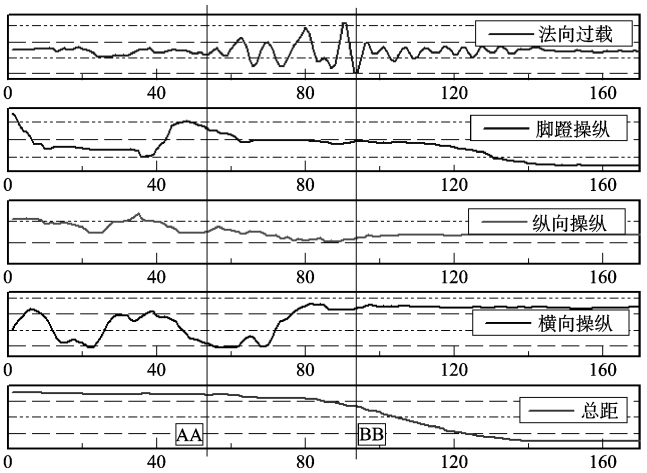

图 4 机体正常振动时飞行员进行的操纵

Fig. 4 Control of the pilot of the helicopter normal vibration

对比着陆过程中,异常振动和正常振动的相同点在于:在着陆过程中,过载值均会突然增大;不同点在于:异常振动过载值比正常振动大很多;总距在异常振动时有较明显的周期信号,而正常振动时没有较明显的周期信号;俯仰角速率在异常振动时有较明显的不定周期信号,且频率较高,而正常振动时,俯仰角速度的周期信号频率较低;其中最大的不同在于:异常着陆时,总距降到底时,振动未衰减,反而越来越大;而正常振动时,振动在中等总距量时,振动已衰减。

2 异常振动特征分析

从异常振动数据表述特征发现,周期变距杆和脚蹬操纵不是引起异常振动的原因,如图 5~ 图 10 所示。因此,分析时不考虑其操纵的影响。另外从数据发现,总距的操纵及俯仰角速率的变化均有不定周期信号存在,而正常振动的总距操纵未有周期信号,且俯仰角速度的周期频率也相较于异常振动时低。

为找出引起异常振动的原因,需对异常振动过程的特征进行分析。传统的方法有时域法和频域法。传统的时域法适用于有明显振动特征的信号,而传统的频谱法应用于平稳振动过程的信号处理,而从数据表征来看,总距与俯仰角速率是不定周期,且随时间有变化,应用上述两种方法均不能完全的表现信号特征。本文分析时利用时频分析的方法,该方法可以在时间域观察频率及信号能量特征。振动以过载信号分析为准,另外需分析总距操纵量及机体状态等参数。本文主要分析了直升机在着陆时出现的异常振动与正常振动时法向过载、总距操纵、俯仰角速度等参数[6]。

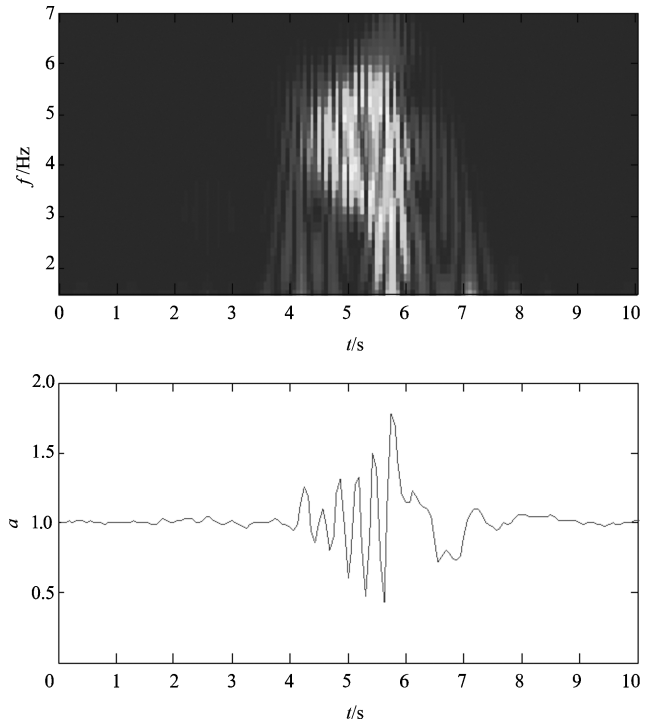

图 5　异常振动时法向过载时频分析

Fig .5　The time-frequency analysis of the normal overload when abnormal vibration

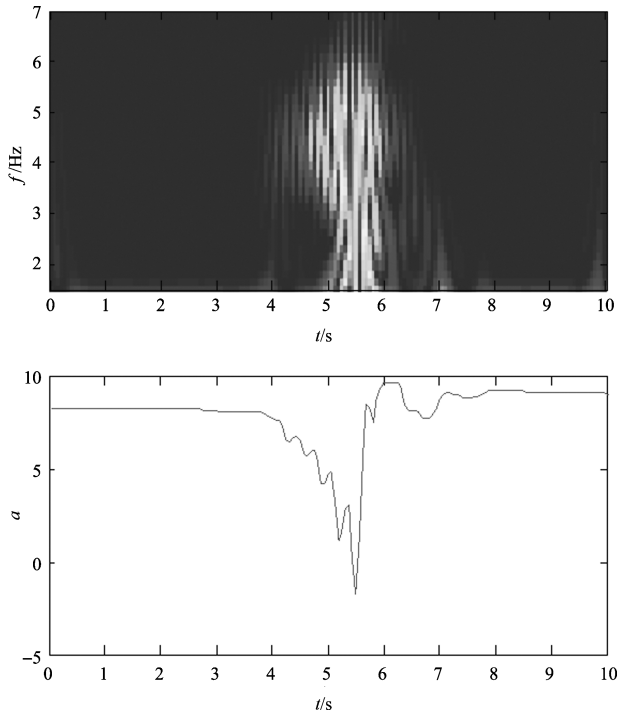

图 7　异常振动时总距时频分析

Fig. 7　The time-frequency analysis of the collective when abnormal vibration

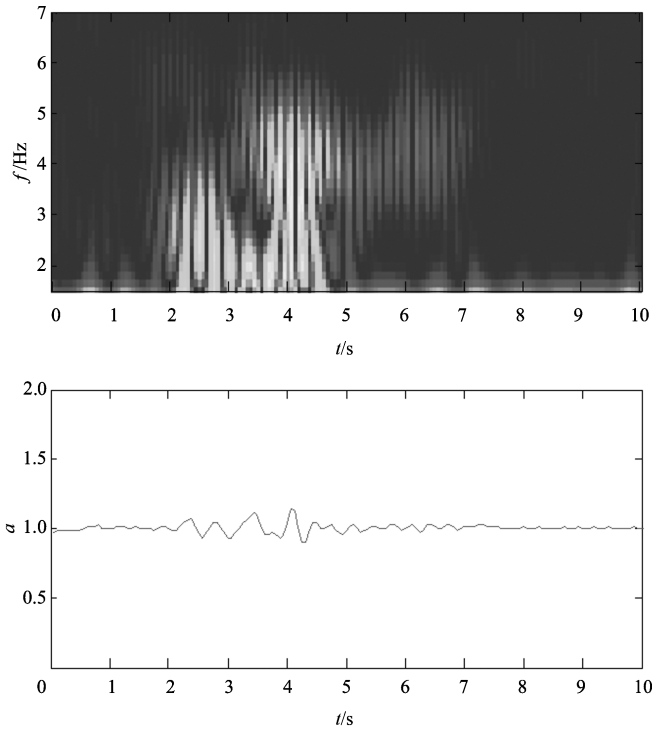

图 6　正常振动时法向过载时频分析

Fig. 6　The time-frequency analysis of the normal overload when normal vibration

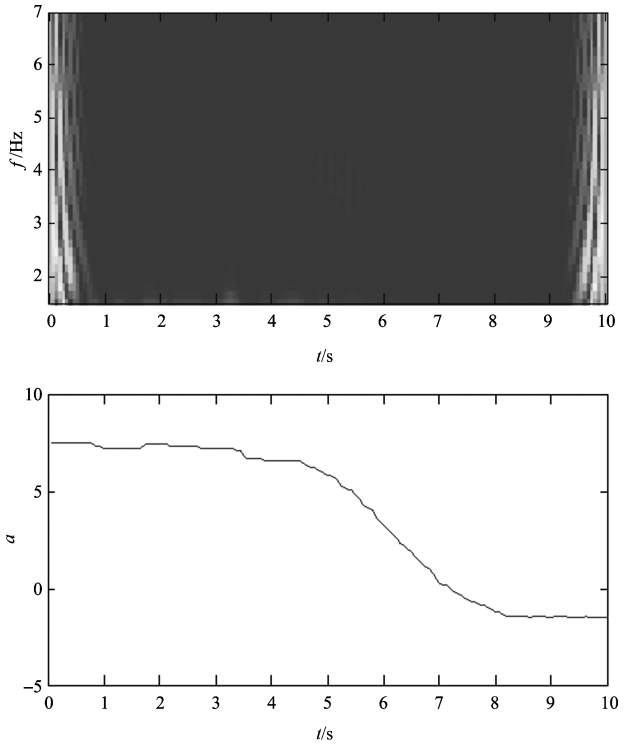

图 8　正常振动时总距时频分析

Fig. 8　The time-frequency analysis of the collective when normal vibration

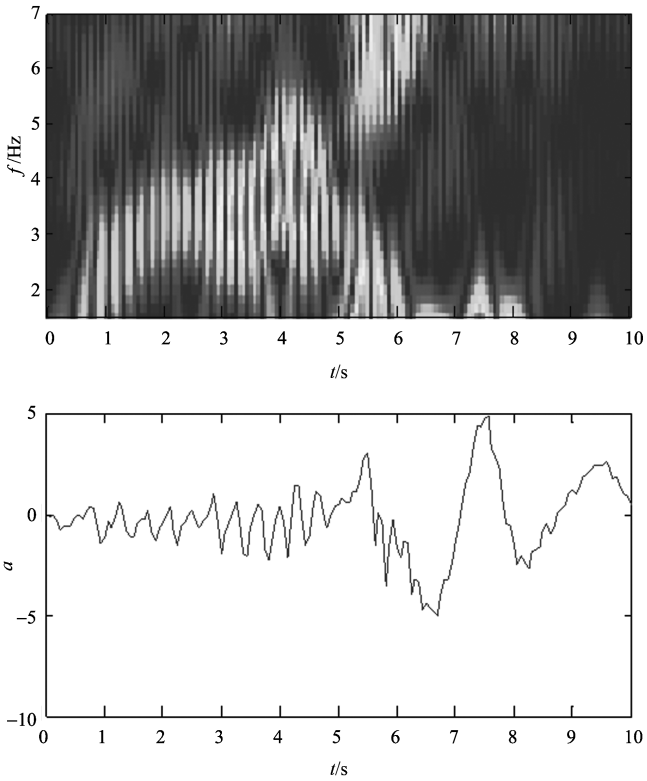

图 9 异常振动时俯仰角速度时频分析

Fig. 9 The time-frequency analysis of pitch velocity when abnormal vibration

图 5、图 7 和图 9 为直升机在着陆时，异常振动过程中的法向过载、总距操纵、俯仰角速度时频分析图。从图中看出，异常振动时，法向过载最大值为 1.78，法向过载及总距操纵的 4~6s 出现幅值增大的趋势，频率表现为以 4.5Hz 为主；俯仰角速度的频率在整个着陆过程是变化的，频率在 2~4.5Hz 变化，呈递增趋势，频率在 4.5Hz 时响应较大。

图 6、图 8 和图 10 为直升机在着陆时，正常振动过程中的法向过载、总距操纵、俯仰角速度时频分析图。从图中看出，正常振动时，法向过载量值为 1.02，比异常振动时量值小很多，在 3~6s 发生幅值增大的趋势，时域首先出现 2.5Hz 左右的频率，随后在 5s 时出现 4.5Hz 左右的频率。总距操纵没有 2~5Hz 的特征频率，俯仰角速率首先出现 1.5Hz 的频率，之后出现 3Hz 左右的频率，没有出现 4.5Hz 的频率特征。

综上所述，在异常振动时，机体存在 4.5Hz 左右的异常频率且幅值较大，并且总距、俯仰角速度等参数也有该频率特征出现；而对于正常着陆，机体着陆时首次出现的频率较低，之后才出现 4.5Hz 的频率，总距、俯仰角速度等参数没有该频率特征出现。

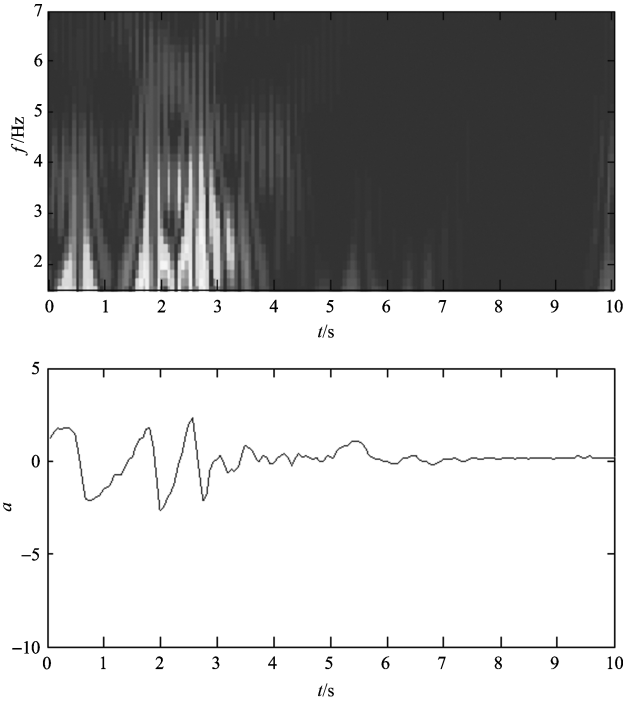

图 10 正常振动时俯仰角速度时频分析

Fig. 10 The time-frequency analysis of pitch velocity when normal vibration

3 原因分析

通过以上数据分析，发现引起异常振动的频率为 4.5Hz，对比全机的模态，发现该频率为机体的俯仰模态，又因该架机摆振后退型传到机体的频率也在 4.5Hz 附近，因此，引起该异常振动的原因为旋翼的摆振后退型运动与机体的俯仰模态耦合导致的动不稳定现象。一般在地面发生的动不稳定现象，若系统随时间衰减，则说明系统是稳定的，即起落架系统与旋翼摆振阻尼足够；若系统随时间发散，则说明系统是不稳定的，即起落架系统与旋翼摆振阻尼不够，则会发生地面共振现象。直升机的动不稳定现象包括地面共振和空中共振，发生在地面工作状态时，一般称为“地面共振”。直升机地面共振的机理是旋翼后退型摆振运动与桨毂重心有平移的机体模态耦合，机体受到初始扰动后，各片桨叶不均匀地摆振起来，产生一种不平衡的回转离心力，激起机体在起落架上的振动。若这两个振动系统存在这样的关系：旋翼系统产生的离心激振力频率与全机在起落架上的振动某阶固有频率相同或接近，并且对应固有频率的固有振型使得桨毂中心在旋转平面发生振动，同时两个系统的阻尼不能消耗上述激振力对系统做的功，桨叶的摆振和全机在

起落架上的振动就会互相加剧，恶性循环。振幅大到损坏直升机的程度，这种现象称为“地面共振”。若桨叶减摆器与起落架的阻尼足够大，或者旋翼系统的离心力激振力频率与全机在起落架上的振动频率相差足够远，则直升机因外界干扰而激起的振动就会削弱，直至衰减，则不会发生地面共振现象。

在分析地面共振时，建立机体与起落架的空间分析模型，如图 11 所示。将直升机看作在弹性起落架上的刚体，旋翼与机体的耦合方程用式 (1) 表示。其中，式 (1) 中前两个公式表示多桨叶摆振平衡方程，后两个公式表示机体运动方程[7]。

$$\begin{cases} \ddot{\xi}_c + 2\xi_s + (\overline{\omega}_\xi{}^2 - 1)\xi_c - \dfrac{S_\xi}{I_\xi}\ddot{\overline{Y}} = 0 \\ \ddot{\xi}_s + 2\xi_c + (\overline{\omega}_\xi{}^2 - 1)\xi_s - \dfrac{S_\xi}{I_\xi}\ddot{\overline{X}} = 0 \\ \ddot{\overline{X}} + \overline{\omega}_h{}^2\overline{X} + \dfrac{u}{4}\ddot{\xi}_s = 0 \\ \ddot{\overline{Y}} + \overline{\omega}_h{}^2\overline{Y} - \dfrac{u}{4}\ddot{\xi}_c = 0 \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\xi_c = \dfrac{2}{N}\sum_{k=1}^{N}\xi_k \cos\varphi_k$，$\xi_s = \dfrac{2}{N}\sum_{k=1}^{N}\xi_k \sin\varphi_k$，$\xi_k$，$\varphi_k$，$N$ 分别为第 k 片桨叶的基阶摆振位移、方位角与桨叶片数，I_ξ 为桨叶转动惯量，S_ξ 为桨叶质量静距，ω_ξ 为机体固有频率，$u=NM_b/M_b$，M_b 为单片桨叶质量，$\overline{X}$，$\overline{Y}$ 是机体坐标系中的 X 和 Y 方向。

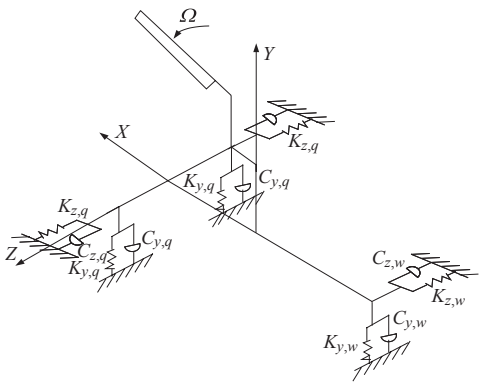

图 11　平面动力学模型

Fig. 11　Plane dynamics model

式 (1) 为旋翼系统与起落架系统的耦合方程，一般在分析时，考虑机体的航向、俯仰、侧移、滚转等模态。在理论上可以利用该模型计算系统是否稳定。

因该直升机为后三点式起落架模式，且尾起落架距离主起落架较远，在地面滑行过程中或着陆过程中很容易发生俯仰方向上的动不稳定现象[8~10]。当该直升机着陆时，随着各个起落架的压缩，起落架的刚度逐渐增大，使得机体的俯仰模态频率逐渐增大，当频率增大到 4.5Hz 时，即激励出机体的俯仰模态。又因直升机着陆过程飞行员紧握总距杆，总距杆在此时就以 4.5Hz 的频率在振动，而总距与周期变距杆有耦合，直接将该频率传递给旋翼系统，激励出旋翼的摆振后退型模态，使得摆振后退型模态与机体俯仰模态耦合，进而导致整个机体将以 4.5Hz 的频率振动。为说明总距与振动时间先后关系，对总距与法向过载进行高通滤波，如图 12 所示，发现总距与法向过载变化趋势相同，且总距先于法向过载发生，说明引起该动不稳定的原因为总距激励引起的。对比该型机在其他几次着陆时，随着飞行员降总距，振动最终衰减下来，说明系统阻尼是足够的。而本次着陆试验会出现如此大的振动 (过载)，是因在低总距下，旋翼系统几乎没有气动阻尼，系统阻尼会更小，因此在直升机低总距时，振动有增大的趋势，而此时该振动频率未衰减，又因飞行员快速提总距，相当于重新给系统一个气动激励，因此振动峰值出现在提总距过程中。对于正常着陆时，总距及俯仰角速度在整个频率段未出现 4.5Hz 的频率，从而就不构成频率的传递，因此未发生本文出现的动不稳定现象。

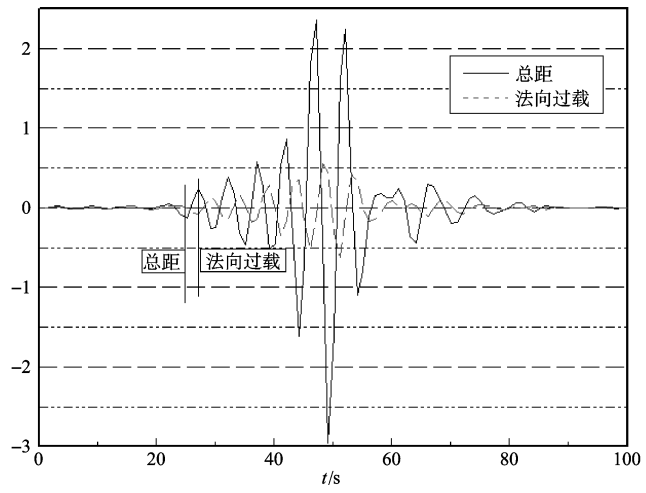

图 12　高通滤波后总距与法向过载变化曲线

Fig. 12　Collective and normal overload change high pass curve after filter

4 解决办法

从分析得知，引起异常振动的原因为旋翼摆振后退型运动与机体俯仰模态耦合引起的动不稳定现象。从俯仰角速度时频分析曲线对比看出，直升机在接地时刻，异常振动俯仰角速度比正常振动频率更高一些，这说明异常振动时起

落架的刚度较正常振动大。一般引起起落架刚度大的原因有以下几个方面：

（1）空气腔初始压力越大，起落架就越“硬”，缓冲器的压缩量就越小；

（2）初始容积越小，起落架就越“硬”；

（3）气体多变指数越大，起落架刚度就越“硬”，初始容积的大小涉及到改变起落架充油量及油液高度等参数，不易操作。

气体多变指数的改变不易检测，可以通过减小初始压力的方法，这个方法容易操作且易检测。因此，针对起落架刚度硬的特点，通过降低起落架缓冲器初始气腔压力，进而降低起落架刚度，使得直升机在俯仰方向上频率降低。通过该种措施后，该型机着陆比之前平稳很多，如图 13 所示。从图中看出，总距处于中等总距时（如画实线位置），法向过载已经开始衰减，并且法向过载量值比之前异常振动时降低了很多，过载值为 1.1。采用该方法未从本质上解决该不稳定现象，要从根本上解决此问题，就要使旋翼系统产生的激振力频率与全机在起落架上振动的各阶固有频率分开，并使分开的足够远，才能从根本上有效地防止“地面共振”。仅有增加阻尼的办法消除“地面共振”比较困难。

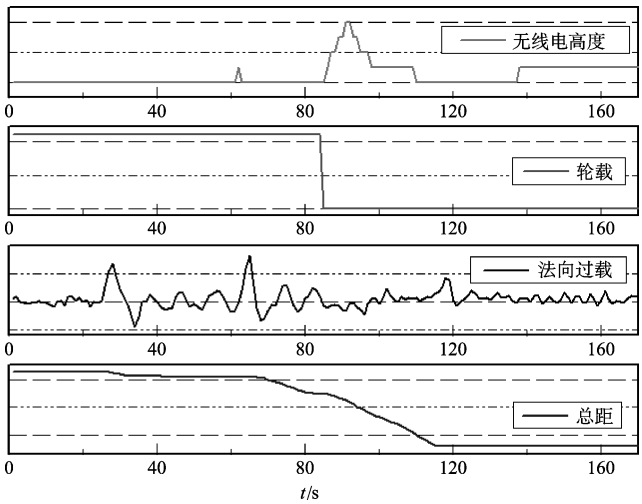

图 13 采取措施后着陆直升机状态

Fig. 13 The helicopter condition after taking the action

5 结论

本文分析了直升机在着陆时出现的异常振动，通过对数据进行分析，可得出以下结论：

（1）建立了一种分析直升机状态及操纵参数为基础的的地面动不稳定性方法。找到引起地面不稳定性的原因，采取降低缓冲器压力的方法，进而改变直升机着陆时的俯仰角速度的频率，在一定程度上抑制了地面动不稳定性的发生。

（2）本方法已经应用于型号试飞当中，为今后的直升机着陆过程中的动不稳定现象提供研究方向，为设计改进提供方向，为安全飞行提供理论基础。

参考文献

[1] 航空航天工业部科学技术研究室 . 直升机动力学手册 [M]. 北京：航空工业出版社，1991.
Department of aerospace industry science and technology research. Helicopter dynamics manual[M]. Beijing：Aviation Industry Press，1991.（in Chinese）

[2] 虞汉文，黄斌根，凌爱民 . 某型机空中共振数据分析和参数识别 [J]. 直升机技术，2011（3）：14–19.
Yu Hanwen，Huang Bingen，Ling Aimin. Air resonance data analysis and parameter identification of a certain type of the helicopter [J]. Helicopter Technology，2011（3）14–19.（in Chinese）

[3] Johnao W. Helicopter theory[M]. America：Princeton University Press，1980.

[4] Ormistoa R A，Hodges D H. Linear flap-lag dynamics of the helicopter rotor blade in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society，1972，2（2）：2–14.

[5] 周智勇 . 基于磁流变阻尼器的旋翼机体耦合动稳定性半主动控制研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2005.
Zhou Zhiyong. Based on a semi-active control research of the coupling dynamic stability of the body and the magneto-rheological damper[D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2005.（in Chinese）

[6] 张晓谷 . 直升机动力学设计 [M]. 北京：航空工业出版社，1995.
Zhang Xiaogu. Helicopter dynamic design[M]. Beijing：Aviation Industry Press，1995.（in Chinese）

[7] 董明明 . 某直升机起落架参数设计及其动力学特性分析 [D]. 南京：南京航空航天大学，2010.
Dong Mingming. The landing gear parameters design and dynamics analysis of a helicopter[D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2010.（in Chinese）

[8] 陈天泉 . 直升机的地面共振 [J]. 江苏航空，1990（2）：30.

Chen Tianquan. Ground resonance of the helicopter[J]. Jiangsu Airlines，1990（2）：30.（in Chinese）

[9] 顾仲权 . 直升机“地面共振”力学模型的探讨 [J]. 航空学报，1990，11（3）：188-193.
Gu Zhongquan. Discussion on mechanical model of a helicopter ground resonance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，1990，11（3）：188-193.（in Chinese）

[10] 胡国才 . 减摆器非线性特性及其对直升机旋翼 / 机体耦合动稳定性影响研究 [D]. 北京：北京航空航天大学，2003.
Hu Guocai. Nonlinear characteristics of dampers and its effect on the dynamic stability of helicopter rotor/fuselage coupled systems with general research[D]. Beijing：Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2003.（in Chinese）

（责任编辑　马昊圻）

作者简介

董明明（1984－ ）女，硕士，工程师。主要研究方向：直升机振动及控制。

Tel：15029556366

E-mail：415773175@qq.com

Research on Dynamic Instability during Helicopter Landing

Dong Mingming*, Liu Guoqiang, Yu Qi

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper analyzed the abnormal vibration of a helicopter during landing gear. A ground dynamic instability method based on helicopter condition and control parameters were established. By means of time-frequency analysis, the characteristic of abnormal vibration was obtained by comparing normal vibration with abnormal vibration. The causes of abnormal vibration were found by the frequency root finding, which is dynamic instability caused by the backward mode of the airframe and the back coupling of the rotor. The reasons for this phenomenon were analyzed, and the improvement measures were given to provide a reference for future helicopter test flight technology.

Key Words: rotor; abnormal vibration; time-frequency analysis; instability phenomenon; swing backward motion

Received: 2017-08-21; **Revised:** 2017-10-12; **Accepted:** 2017-12-17

***Corresponding author. Tel. :** 15029556366 **E-mail:** 415773175@qq.com