

直升机扭振固有频率测量试验方法

朱文娟, 姚文荣

(中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要:直升机扭振与FADEC控制的耦合具有强大的破坏作用,在FADEC中必须采取有效措施防止这种共振,有必要通过试验的方法测量扭振的固有频率。独创性地设计了用于直升机扭振固有频率测量的新方案:采用颤振扫频技术,直接对FADEC系统动力涡轮转速给定值进行激励,通过闭环系统对发动机动力涡轮转速进行扫频激励的方法,获取了直升机扭振系统不同工作模式下的扭振频率点。试验结果表明:该新方法能够在直升机平台准确地获取扭振固有频率。

关键词:扭振;固有频率;测量;闭环系统;扫频激励;直升机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.03.012

Investigation on Test of Helicopter Torsional Vibration Natural Frequency Measurement

ZHU Wenjuan, YAO Wenrong

(AECC Aero Engine Control System Institute, Jiangsu Wuxi 214063)

Abstract: The coupling between helicopter torsional vibration and FADEC control has a horribly destructive effect. Effective measures must be taken to prevent this torsional vibration in FADEC. Therefore, it is necessary to measure the natural frequency of torsional vibration by test. A new scheme for natural frequency measurement of helicopter torsional vibration is originally proposed and designed, which excited the given value of power turbine speed in FADEC system by utilizing sweep-frequency technique of shimmy. The torsional vibration frequency of helicopter torsional vibration system is able to be distinguished under different working modes by means of the excitation to power turbine speed of engine through the closed-loop system. The result show that the new scheme can measure the natural frequency of torsional vibration precisely on the helicopter platform.

Key words: natural frequency; torsional vibration; measure; closed system; sweep-frequency excitation; helicopter

0 引言

扭振(扭转振动)现象普遍存在于通过轴系扭矩传输功率的系统中,其产生的机理是:轴系传输扭矩时,由于是柔性轴,必然在旋转方向存在弹性扭转形变,当施加于轴系的旋转力矩周期性交变时,轴就会像弹簧一样在旋转方向上往复振动^[1-3]。如果策动力矩的交变周期正好与轴系的扭振固有频率相等或为其整数倍,则轴系会不可避免地发生共振^[4]。

早期的直升机扭振不会产生任何危害。因为早期的直升机操纵控制和发动机控制是独立控制的。飞行员操控发动机油门改变发动机输出功率,属于飞行员在回路的开环控制^[5]。此时,对于旋翼扭振系统而言,

不存在迫动力,扭振固有频率虽然存在,但不会对系统产生任何影响。进入FADEC时代后,为提高直升机操控性,以恒定旋翼转速(通常使用动力涡轮转速代替)为控制目标,发动机控制系统通过调节燃油流量,改变发动机的输出功率来调节旋翼转速,即旋翼系统与发动机燃油控制形成闭环控制。旋翼系统的策动力是发动机输出功率,与燃油流量控制相关。当燃油流量控制出现扰动,则其中带扭振固有频率的分量不能被系统吸收,导致掺混固有频率振动分量的转速作为反馈量进入控制系统,燃油流量控制将响应转速波动,并以固有频率开始振荡,该振动相互反复激励且发散,直至系统无法承受^[6],产生共振。对于大多数直升机而言,扭振固有频率约为2~5 Hz,正好落在

收稿日期:2018-01-02 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:朱文娟(1968),女,高级工程师,从事涡轴发动机控制系统项目管理工作;2631089000@qq.com。

引用格式: 朱文娟,姚文荣.直升机扭振固有频率测量试验方法[J].航空发动机,2018,43(3):71-75. ZHU Wenjuan, YAO Wenrong. Investigation on test of helicopter torsional vibration natural frequency measurement[J]. Aeroengine, 2018, 43(3): 71-75.

发动机控制系统可以响应的频率带宽范围内^[7]。

为避免直升机扭振与发动机燃油系统耦合产生共振,需要采取措施使 FADEC 不响应直升机扭振的固有频率分量^[8]:常规方法是计算并实测扭振系统的固有频率,然后在 FADEC 中通过滤波的方式将扭振频率带的振幅衰减到 FADEC 无法响应的程度,以解决共振问题^[8]。

本文介绍了扭振频率的已有测量方法,对比分析提出直升机扭振频率测量新方法,并加以验证。

1 直升机扭振固有频率测量及方法

直升机的动力原理简化模型如图 1 所示。发动机动力输出轴通过主减速器驱动旋翼和尾桨。将发动机动力涡轮输出轴之后的系统命名为旋翼系统,主要包括传动系统、旋翼与尾桨等。旋翼系统相当于 1 个柔性轴系,受到扭矩的作用会产生一定的固有扭转振动,具有一定的固有频率^[9]。如果发动机动力输出轴对旋翼系统所施加的扭矩掺混有此固有频率的波动,则会引起旋翼系统共振。

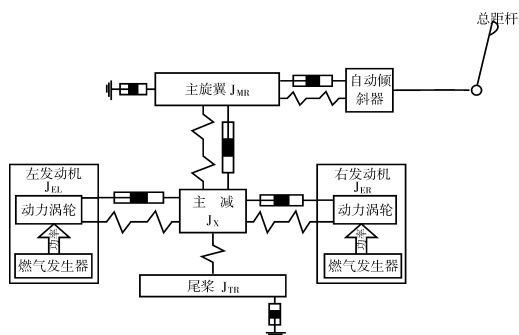


图 1 直升机的动力原理简化模型

直升机扭振固有频率与发动机数量、旋翼转速以及旋翼负载有关。发动机数量影响扭振固有频率的机理如下:每台发动机与传动轴系连接时,都可看作是弹簧与轴系相连,多台发动机与轴系连接就相当于多个弹簧并联,再与轴系相连,根据弹簧并联的原理可知(弹性系数增大,固有频率减小)。因此,在直升机上仅单发带动旋翼时,其固有频率比多发带动旋翼时的固有频率要高。对旋翼传动系统进行复杂的建模,可证实这一观点。

不同旋翼负载下直升机的扭振固有频率也不同。其机理如下:旋翼转速固定,仅总距变化时,旋翼攻角发生改变,旋翼旋转的阻力增加,传动系统的转动惯量增加,相当于弹簧简谐运动模型中的物体质量增

加,使得固有频率增大。因此,在旋翼转速一定、总距较小的情况下,扭振的固有频率要低于总距较大时的固有频率。总距保持不变时,由于离心力对动刚度的影响,固有频率将随旋翼转速增加而略有减小,该现象称为“动频”。因此在不同的直升机工作状态下,扭振频率不同,在进行直升机扭振固有频率测量时必须加以考虑。

传统的直升机扭振固有频率测量方法从总距杆处加激励^[10],直接引起旋翼系统的振动。如图 2 所示,在 A 处脱开总距杆,由虚框中的自动执行机构改变桨叶总距,并在总距信号上叠加不同形式的激励信号。自动执行机构可以通过步进电机等方式实现。整个扭振频率测量试验包括 2 部分:通过试验找出直升机旋翼系统的 1 阶固有频率;数控系统设计陷波器后,验证陷波器是否能够滤除或避开此频率。找出直升机旋翼系统的 1 阶固有频率的方法是:在动力涡轮转速 N_p 开环控制模式下,分别在单发空慢和双发空慢状态下,通过在总距信号上逐步叠加三角波激励信号^[11],诱发与放大其 1 阶固有频率共振,测量 N_p 和输出轴扭矩 M_{kp} ,通过傅里叶变换对测量信号进行频域分析,获得 1 阶共振频率。验证直升机稳定性的方法是:在 N_p 闭环控制模式下,分别在单发空慢和双发空慢状态下,通过在总距信号上逐步叠加扭振频率点的正弦激励信号,反复测量 N_p 和 M_{kp} ,观测其是否稳定在正常控制范围内。扭振测量试验理由是:在桨叶总距上叠加激励,属于强迫振动;发动机 N_p 采取开环控制,不存在发动机控制系统与直升机系统之间的扭振耦合^[12-13],避免了系统发生共振的风险。

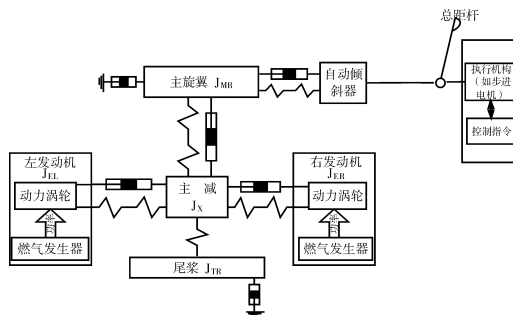


图 2 传统的扭振固有频率测量方法

2 扭振固有频率测量的新方法

本文提出 1 种新的扭振测量方法,直接激励发动机燃油控制系统,用燃油控制系统的波动间接激励旋

翼系统的振动,原理如图3所示。

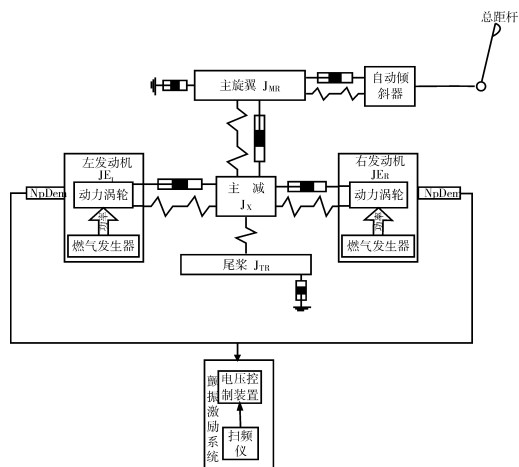


图3 1种新的扭振固有频率测量方法

从图中可见,通过颤振激励系统,直接对FADEC系统中的 N_p Dem信号进行激励。找出直升机系统的1阶固有频率的方法是:在 N_p 闭环控制模式下,分别在单发空慢和双发空慢状态下,通过在 N_p Dem信号上逐步叠加正弦激励扫频信号, N_p 转速信号相应发生变化,诱发1阶谐振,测量 N_p 和输出轴扭矩 M_{kp} ,通过对数据进行频域分析,找出其共振频率点。验证直升机稳定性的方法是:在 N_p 闭环控制模式下,分别在单发空慢和双发空慢状态下,通过在 N_p Dem上逐步叠加正弦激励扫频信号,测量 N_p 和 M_{kp} ,观测其是否稳定在正常控制范围内。

本次扭振测量试验可行性的理由是:

(1)发动机输出功率的变化对直升机旋翼系统能够产生迫动力。

从图1中可见,整个直升机旋翼系统有2个外部扭矩变化的输入源:1个是通过总距杆的变化改变旋翼角度引起系统扭振;另1个通过发动机功率改变动力涡轮输出轴扭矩引起系统扭振。传统测量方法为发动机采用燃气涡轮转速 N_g 闭环控制,输出功率保持不变,通过调节总距杆对旋翼系统产生迫动力。同样,当总距杆角度不变时,采用 N_p 闭环控制使发动机输出功率变化也能对系统产生迫动力。

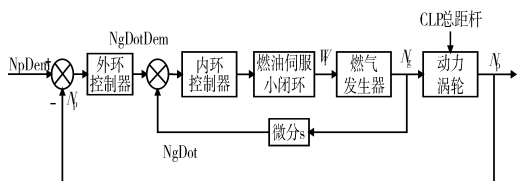


图4 发动机 N_p 闭环控制原理

(2)在 N_p 闭环控制下, N_p 转速的变化能够导致能量的积聚。

N_p 外环控制回路的截止频率在1 Hz以下, N_g Dot内环控制回路的截止频率为1~2 Hz,燃油伺服小闭环的截止频率为4~5 Hz。当 N_p 转速的波动频率在扭振固有频率(2~5 Hz)范围时,虽然远大于 N_p 控制的截止频率,但是只衰减 N_p 反馈的部分波动,随后传到燃油伺服小闭环,燃油流量响应固有频率的振动。通过增大 N_p Dem激励幅值和延长激励持续时间, N_p 转速的变化能够使能量积聚,引起直升机系统产生共振的趋势。

(3)测量对象的特性和激励方法不易产生系统共振。

采用发动机 N_p 闭环控制激励的测量方法可能导致发动机控制系统与直升机系统之间的扭振耦合,系统存在共振的风险。本次扭振测量采用 N_p 闭环控制激励的测量而避免系统出现共振风险的原因有2个:直升机旋翼减摆器布置在叶片和轮毂之间,不仅能有效避免地面共振,还能有效抑制摆振,阻尼的存在有效衰减了扭振频率处的 N_p 转速响应,转速幅值变化不大;采用扫频激励方法,严格控制激励幅值与作用时间,使系统出现共振趋势后又能很快恢复。

3 扭振固有频率测量新方法的机上验证

在实际进行扭振固有频率测量时需要对上述方法作一定的修正:

(1)试验需要在单发、双发条件下,旋翼可能运行的转速点,对 N_p Dem进行激励,扫描扭振固有频率;

(2)通过摸底试验得到进行地面扭振激励试验的安全激励信号特征为:扫频时间应最少10 s,幅值1%左右(最大1.5%)。试验结束后,通过频谱分析,找到各状态下的扭振固有频率,并选取合适的频率点用于设计扭振陷波滤波器。

设计完扭振陷波滤波器后,在机上重复扭振激励扫描,以验证扭振陷波滤波器的效果:不会因激振而产生扭振共振。

某型配有双发的直升机针对单发空慢、双发空慢条件进行扭振固有频率扫描。单发空慢的试验结果如图5~8所示。

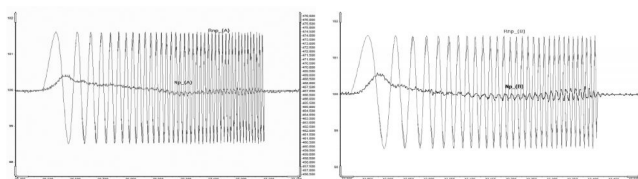


图5 单发空慢增益0.25幅值
1.5%扫频20 s扭振激励试验

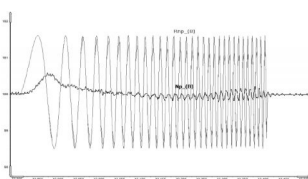


图6 单发空慢增益0.5幅值
1.5%扫频15 s扭振激励试验

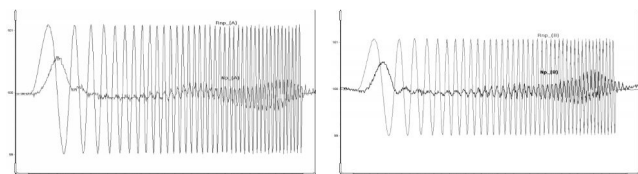


图7 单发空慢增益0.75幅值
1%扫频20 s扭振激励试验

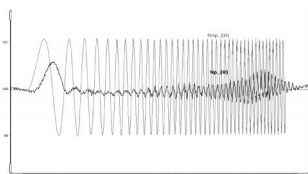


图8 单发空慢增益1幅值
1%扫频20 s扭振激励试验

从图5~8中可见, N_p 回路控制增益越大, N_p 波动越明显。对图8中的数据进行扭振频率分析可知, N_p 的响应呈衰减趋势,符合 N_p 大闭环截止频率较低的特点,但在一定的频率范围,衰减程度减弱,说明在这段频率范围内,激励出扭振。因此单发空慢的扭振固有频率应该位于最大波动处,手动测量得该频率落在3.3~3.6 Hz之间,用专门处理工具得单发空慢扭振固有频率为3.417 Hz。

双发空慢下的试验结果以左发试验结果为例,如图9~12所示。

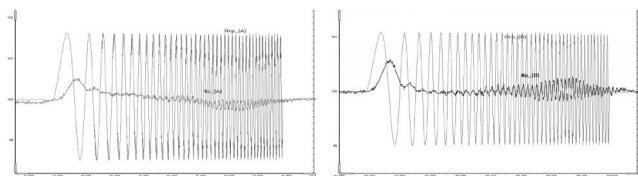


图9 双发空慢左发增益
0.25幅值1.5%扫频20 s扭
振激励试验

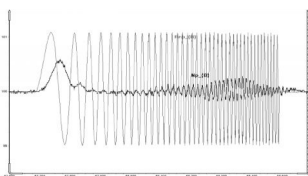


图10 双发空慢左发增益
0.5幅值1%扫频20 s扭振
激励试验

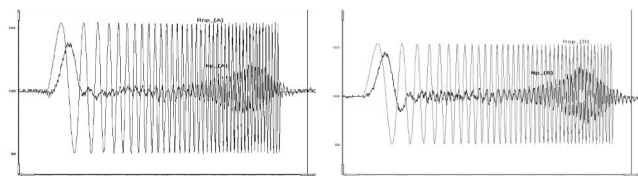


图11 双发空慢左发增益
0.75幅值1%扫频20 s扭振
激励试验

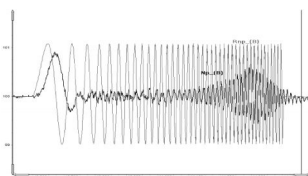


图12 双发空慢左发增益1
幅值1%扫频20 s扭振激励
试验

同样,从图9~12中可见, N_p 回路控制增益越大, N_p 波动越明显。用图12中的数据进行双发空慢

扭振频率分析,动力涡轮转速的响应全部是衰减的,符合动力涡轮转速大闭环截止频率较低的特点,但在一定的频率范围,衰减程度减弱,说明在这段频率范围内,扭振被激励出来了。因此双发空慢的扭振固有频率应该在波动最大处,手动测量该频率也在3.3~3.6 Hz之间,用专门处理工具得出双发空慢扭振固有频率为3.308 Hz。

扭振固有频率扫描后,分别选取2个固有频率点提供给FADEC进行陷波滤波。以激励幅值为1%、扫频时间为20 s的试验结果,双发空慢以左发试验结果来分析。试验结果如图13、14所示。

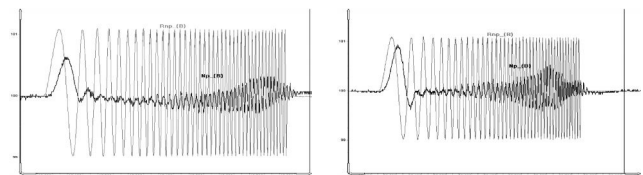


图13 单发空慢左发增益1幅
值1%扫频20 s扭振激励试验

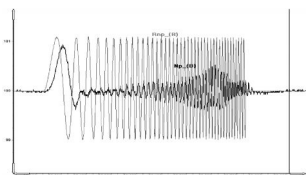


图14 双发空慢左发增益1幅
值1%扫频20 s扭振激励试验

有无陷波器 N_p 反馈相对给定值衰减情况见表1。

表1 有无陷波滤波前后扭振激励试验情况对比

试验情况	N_p 相对给定值衰减情况
单发空慢不带陷波滤波器	$\pm 0.637\%$ (99.651% ~ 100.378%)
单发空慢带UH机陷波滤波器	$\pm 0.687\%$ (99.651% ~ 100.276%)
双发空慢左发不带陷波滤波器	$\pm 0.426\%$ (99.441% ~ 100.589%)
双发空慢左发带UH机陷波滤波器	$\pm 0.531\%$ (99.581% ~ 100.519%)

从表1中可见,加入陷波滤波器后,单发空慢条件下 N_p 衰减增大 $\pm 0.05\%$,双发空慢条件下 N_p 衰减增大 $\pm 0.105\%$,上述数据表明陷波滤波器未起明显作用,只是稍微增大了 N_p 衰减值。

测量结果表明,采用新的扭振激励方法时,接入陷波滤波器后 N_p 反馈信号与不带滤波器试验的信号相比改善不大。

由上文知,发动机燃油控制系统会引起直升机旋翼系统共振的原因主要有2个:数控系统采用 N_p 恒转速控制,相当于给旋翼系统一个迫动力;存在具有扭振固有频率的燃油流量扰动使 N_p 转速波动, N_p 通过闭环控制引发燃油流量响应对应频率的波动,最终

形成共振。数控系统通过对 N_p 转速信号进行陷波滤波,衰减 N_p 转速中掺混的扭振固有分量,从而避免发动机控制系统与旋翼系统共振。新的扭振激励测量方法直接对 N_{pDem} 进行激励,从而引起 N_p 转速波动,通过闭环控制引起燃油流量响应形成共振,这种方法容易激起共振。在此方法下,掺杂扭振固有频率的波动的 N_p 反馈信号先通过陷波滤波器进行扭振抑制,然后根据 N_p 闭环控制跟随给定值回到相应大小和频率的波动,陷波效果不明显。从原理上看,这种方法的激励源是 N_{pDem} 转速信号,只对 N_p 信号进行陷波无法消除迫动力源头的的影响,达不到陷波滤波器效果的验证。

在民机适航要求^[14-15]中,需要飞行员对直升机进行稳定性检查试验,该稳定性试验即指验证控制系统的陷波器是否能够滤去直升机系统的1阶固有频率。具体方法是飞行员根据“节拍器”按照设定的频率推拉总距杆,以验证直升机及发动机的工作稳定性,传统扭振测量方法即是依据这种总距激励方式进行设计的。综上所述,需要按照民机适航要求的方法进行陷波滤波器效果验证。

4 结论

根据试验所获得的数据分析,得到以下结论:

(1)试验采用 N_p 闭环控制模式下直接激励 N_p 给定值的方法来测量扭振固有频率,试验结果表明这种方法共振效果明显,扭振频率计算简单(通过 N_p 转速波动反映);

(2)某型直升机地面扭振测量试验完成了直升机扭振固有频率的测量,建立了1种直升机扭振固有频率测量的新方法;

(3)新方法的激励源是 N_{pDem} 转速信号,只对 N_p 信号进行陷波无法消除迫动力源头的的影响,达不到陷波滤波器效果的验证。后续可考虑按照民机适航要求的方法进行陷波滤波器效果验证试验。

参考文献:

- [1] Valenzuel M A, Bentley J M, Villablanca A, et al. Dynamic compensation of torsional oscillation in paper machine sections [C]// Pulp and Paper Industry Technical Conference, 2005. Conference Record of 2005 Annual; 2005.
- [2] Mueen S M, Ali M H, Takahashi R, et al. Blade-Shaft torsional oscillation minimization of wind turbine generator system by using STATCOM/ESS [C]// IEEE Conference on Power Tech, Lasanne, 2008: 184-189.
- [3] М. л. 米里. 直升飞机计算和设计: 第二卷 振动和动强度[M]. 宇航译. 北京: 国防工业出版社, 1976: 42-46.
- [4] М. Л. МИЛЬ. ВЕРТОЛЕТЫ РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ [M]. Beijing: National Defense Industrial Publishing House, 1976: 42-46. (in Chinese)
- [4] A.P. 弗伦奇. 振动与波[M]徐绪笃译. 北京: 人民教育出版社, 1981: 53-56.
- A.P. French. Vibrations and waves [M]. Beijing: People's Education Press, 1981: 53-56. (in Chinese)
- [5] Sanders John C. Influence of rotorengine torsional oscillation on control of gasturbine engine geared to helicopter rotor [R]. NACA- TN- 3027 93R13117, 1953.
- [6] Rutledge D G C. A rotorcraft flight propulsion control integration study [R]. NASA-CR-179574, 1986.
- [7] Sellers J F, Baez A N. Army/NASA small turbo-shaft engine digital controls research pro-gram [R]. NASA-TM-82979, 1981.
- [8] Delosreyes G, Gouchoe D R. The design of a turboshaft speed governor using modern control techniques [R]. NASA-CR-175046 88N10339, 1986.
- [9] 李胜泉, 杨征山, 孙健国. 多滤波器并联方式解决直升机动力传动链扭振耦合[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 606-609.
- LI Shengquan, YANG Zhengshan, SUN Jianguo. Elimination of coupling instability using few parallel connection notch filters for helicopter rotor/power train [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 606-609. (in Chinese)
- [10] 黄浩. 直升机扭振的固有频率测量机理与方法 [J]. 动力控制, 2013, 19(2): 15-18.
- HUANG Hao. The introduction of torsional oscillation natural frequency measurement [J]. Engine Control, 2013, 19 (2): 15-18. (in Chinese)
- [11] P.M. 莫尔斯. 振动与声[M]. 北京: 科学出版社, 1974: 155-169.
- P.M. Morse. Vibration and sound [M]. Beijing: Science Press, 1974: 155-169. (in Chinese)
- [12] 凌爱民, 孙东红. 直升机旋翼动力传动链扭振分析与试验[J]. 直升机技术, 2003 (2): 7-11.
- LING Aimin, SUN Donghong. Analysis and test of torsional vibration for helicopter rotor/power train [J]. Helicopter Technique, 2003 (2): 7-11. (in Chinese)
- [13] 邵忍平, 沈允文, 刘更. 直升机旋翼传动系统固有振动特性的研究 [J]. 机械科学与技术, 1997, 16 (3): 523-525.
- SHAO Renping, SHEN Yunwen, LIU Geng. Study on dynamic characteristic of transmission system for helicopter rotary wings [J]. Mechanical Science Technology, 1997, 16 (3): 523-525. (in Chinese)
- [14] Landi A, Nicholson M. ARP4754A/ED-79A-Guidelines for development of civil aircraft and systems-enhancements, Novelities and key topics [J]. Sae International Journal Of Aero-space, 2011, 4 (2): 871-879.
- [15] 中国民用航空总局. 航空发动机适航规定[S]. 北京: 航空器适航审定司, 2003.
- Civil Aviation Administration of China. Aeroengine airworthiness regulation [S]. Beijing: Aircraft Airworthiness Approval Department, 2003. (in Chinese)

(编辑: 李华文)