

直升机旋翼双线摆式吸振器的关键技术

Helicopter Rotor Bifilar Vibration Absorber Technology

赵军 黄文俊 黄珺 / 中航工业直升机所

导读:对直升机的振动水平控制方法进行了综述,着重讨论了旋翼双线摆式动力吸振器的应用情况。对双线摆式吸振器的基本原理进行了介绍,并对设计中的几个关键问题进行了分析。阐述了该类吸振器在直升机型号设计中的应用潜力和待解决的关键问题。

关键词: 直升机; 旋翼; 双线摆式吸振器

Keywords: helicopter; rotor; bifilar vibration absorber

0 引言

由于旋翼的周期性振动载荷,加上尾桨和其他一些高速旋转的动部件工作时产生的振动载荷,导致的振动问题给直升机的使用带来严重后果:降低机体与构件的疲劳寿命,有60%的破损全部或局部来自振动和冲击;影响机上系统与设备的功能和可靠性,增加维护费用;影响驾驶员和乘员的舒适性与任务工作效能;限制直升机前飞速度与机动性能。减振技术一直是直升机型号发展中要解决的一个重要问题,也是伴随直升机诞生而来的一个技术难点,直升机设计阶段必须尽最大努力控制和降低振动水平。

目前,直升机上广泛采用的是被动的吸振或隔振方式。被动式减振的主要优点是对原结构、产品不做任何修改,可以作为选装件。被动式动力吸振器包括旋翼动力吸振器和机身常规动力吸振器。过去人们曾尝试在机身多个位置分散布置吸振器,但后来证明这种方法不够有效。因为随着直升机越来越大,动力越来越高,需要大量的吸振器,带来结构上的复杂化和质量上的增加,而且结构上改变带来的频率改变很难预测。旋翼动力吸振器作为一种较新颖的被动减振装置,对全机重心位置影响小,结构紧凑,易维护而且能有效地减小由旋翼产生的交变力与力矩引起的

机体振动等特点。采用旋翼动力吸振器后,可以考虑移除部分机身吸振器,能达到更好的减振效果。若旋翼动力吸振器的附加质量小于移除的部分机身吸振器质量,则直升机总体质量是降低的。

采用旋翼动力吸振器是降低直升机振动水平的有效途径。研究有效的减振措施与手段非常必要,对延长直升机使用寿命、提高军用直升机的战斗力和民用直升机的舒适性、安全性具有重要的意义与作用。

1 旋翼双线摆式吸振器技术特点和应用

旋翼动力吸振器主要包括桨根单

于验证产品结构形式是否满足设计要求、验证成形工艺参数的正确性以及考核成形工艺、质量的稳定性具有重要现实意义。具体分析比较见表3。

4 结论

产品周期性破坏试验的考核方式可对产品结构形式是否满足设计要求作出明确判断,且可保证成形工艺参数的正确性,发挥材料最佳工艺性能。应用周期性的产品破坏性试验,

能够真实的反映和判断产品的质量及工艺稳定性。

因此,直升机结构中复杂、关键的复合材料零部件,其结构、工艺的稳定性及成形质量的考核可在传统的无损检测、随炉件验证基础上,应用周期破坏性试验的方法,采取产品试样物理性能、力学性能检测、显微结构检查、胶接分解试验等方式,对产品结构、质量、成形工艺的稳定性和可靠性作出综合性判断,对于提高和

控制复合材料产品质量有重要意义。

AST

参考文献

[1] Riesen R. 热固性树脂[M]. 路立明,译.上海:东华大学出版社,2009.

作者简介

许漂,工程师,主要从事树脂基复合材料成形与制造研究工作。

表1 旋翼动力学吸振器分类

分类	减振原理	减振特点	代表机型
桨毂频率不变式	质量-弹簧式	吸振频率对应不旋转坐标系,固有频率不变,因此转速变化时,吸振效果降低	AS350、WG30、Z11
桨根单摆式	离心摆式	吸振频率对应旋转坐标系,固有频率与转速成正比,转速变化时仍能保持设计阻抗的最大频率比	OH-6A、BO-105、V-347、卡-32T、贝尔412、
桨毂单摆式		吸收旋翼垂直激振力,有效减小桨根切力	EC120
桨毂双线摆式		吸收旋翼水平激振力,适用于2~3片桨叶情形	S-58、S-61、S-67、S-70、S-72、S-76、S-92、MH-2000、LYNX、米-171

摆式、桨毂单摆式和桨毂双线摆式动力吸振器,以及桨毂频率不变吸振器等几种形式(见表1)。

桨毂双线摆式是目前在型号上应用最多的一种直升机桨毂动力吸振器(见图1),最早由西科斯基公司提出,随后应用于西科斯基的多种直升机型号上,包括S-58T、S-61TM、S-67、S-70(黑鹰)、S-72(RSRA)、S-76、S-92TM等。

从20世纪60年代开始至今,旋翼动力吸振器得到了广泛的应用,尤其是桨毂双线摆式吸振器。双线摆式吸振器的主要特点是:它的固有频率与旋翼转速成正比,在旋翼转速变化时仍能保持设定的最大频率比,因而能随旋翼转速而调谐,对不同的旋翼转速都有效;直接对振源吸振,效果好;不需对机体结构进行大的修改,只需改动桨毂部分零件,因而设计改

动量小,易于设计。鉴于其在减振方面的突出优点和有效性,在国外第四代直升机上进一步得到应用,显示出强大的生命力。

2 构型和减振基本原理

直升机桨毂双线摆式吸振器结构如图2所示,这种吸振器一般都布置在相邻两片桨叶之间,支臂固定在桨毂上,以吸收旋翼水平激振力为目的。双线摆式吸振器由三部分组成,第一部分为支臂,它用螺栓连接到直升机主轴上,随同主轴一起转动,支架上还有两个大小一样的圆孔。第二部分称为配重块,在它上面也有两个相同大小的圆孔(直径 D_0),孔径大小与支架上的孔径完全相等,配重块与支架依靠销子(直径 D_p)连接起来。

桨毂是旋翼各片桨叶在周期气动激励下产生振动载荷的汇集处。根据

桨毂吸振的特殊性,应用了离心摆式动力吸振原理。当直升机旋翼旋转时,配重块就在销子上做无滑动的滚动,从而产生离心力分量来平衡由旋翼产生的激振力,振动就随之减小。从机械阻抗的观点,桨毂的阻抗趋于无穷大,桨毂中心成反共振点,在旋翼激振力作用下,其振动最小;从力平衡的观点,这时各个离心摆产生的对铰支点的惯性力的合力,将与旋翼激振力平衡。对于一般的单摆,当 Ω 已知时,其固有频率可以通过 R/r 来调整。但一般旋翼的桨毂的尺寸一定,因此 r 要取得很小以满足条件,双线摆成功的解决了这个问题。双线摆的固有频率 $\omega_a = \Omega \sqrt{R/(D_0 - D_p)}$,通过调整销子尺寸接近孔径,就可以获得所需的频率。

3 应用与设计中的关键问题

3.1 旋翼振动载荷的识别

作为被动式吸振器的一种,由双线摆减振器的基本原理可知,双线摆的摆动频率、质量块和摆角的大小由桨毂激振力的大小和频率确定。因此,准确识别桨毂振动载荷是设计双线摆的前提条件。因为桨叶的弹性振动产生的激振载荷汇集于桨毂,进而传给机体结构。旋翼振动载荷分析实质上是一个气动弹性问题,20世纪70年代以来,随着旋翼气动理论和计算



图1 S-70桨毂4支臂双线摆式吸振器

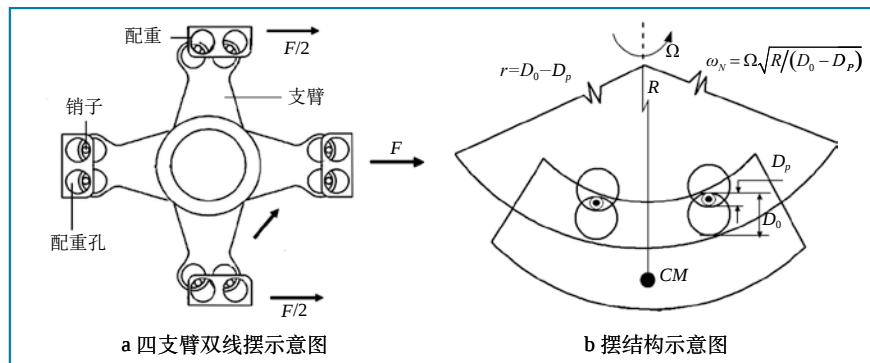


图2 双线摆式吸振器的结构示意图

技术的发展,取得相当大的进展,开发出旋翼载荷分析的专用程序。应该指出,由于旋翼气动弹性问题的复杂性,目前只能对低阶气动载荷取得较好的定量计算结果。确定旋翼振动载荷的另一途径是飞行实测。波音公司用的是直接测量法:通过测量旋翼轴的应力,来确定旋翼激振载荷。西科斯基公司则采用半经验方法:通过某些位置的应力或弯矩,然后用模态叠加理论确定桨根切力,得到旋翼振动载荷。

3.2 吸振器/旋翼/机身耦合动力学建模

精确的动力学模型是进行理论分析的基础,理论分析可以给工程设计提供必需的参考和依据。对旋翼双线摆吸振器的设计和分析来说,建立更符合实际的吸振器/旋翼/机身耦合动力学模型

是进行结构参数影响分析和优化的基础。动力学分析模型由三个部分组成:旋翼、机身及双线摆。在建模时需对双线摆做一般的假设:具有任意支臂数、单组或同时具有两组吸振器。系统分析双线摆的支臂长度、孔径、销子直径、滚动路径(圆、摆线及外摆线)、摆角、配重块质量、阻尼和制造误差等参数对减振效果的影响;系统分析旋翼激振力的大小、幅值,机身模态等对减振效果的影响。

3.3 基于振动响应的动力学优化

对动力吸振器参数优化的研究具有重要的理论意义和实用价值。根据得到的吸振器/旋翼/机身耦合动力学模型,进一步以机身振动水平为优化目标,考虑工程可实现的双线摆相关参数变化范围,针对具体旋翼和机身参数进

行有约束的动力学优化,得到具有最大减振效果和最小附加质量的双线摆结构参数,并对比优化前后的减振效果,提供设计依据。

3.4 销子的滚动路径形式

离心摆式动力吸振器(CPVAs)采用的路径包括常规圆形轨迹(Circular),摆线轨迹(Cycloids)和外摆线轨迹(Epicycloids)(图3)。

三种轨迹各有优缺点。圆形轨迹最容易加工制造,也可以取得很好的效果,但圆形轨迹存在问题,主要是当摆动幅度增大,圆形轨迹的周期会依赖于摆幅,非线性的影响会使固有频率随着摆幅变化,这将会降低CPVAs的减振效果,甚至发生不希望的分叉现象,因此,从稳定性的角度出发,圆形轨迹不太合适。理想的轨迹是其固有频率独立于摆幅,称为同步或者等时轨迹,不管摆幅如何变化可以一直处于线性域内。第二种摆线轨迹,允许有更大的摆幅,在重力场中,沿着较大摆幅运动的摆,周期基本为常数,但在离心场中,大摆幅时会产生非线性(周期依赖于摆幅)。第三种外摆线轨迹,在离心场中,较大摆幅时周期不依赖于摆幅。因此,外摆线在CPVAs的应用中得到更多的关注,因为CPVAs的应用中,离心场占有主导地位。但摆线和外摆线加工制造没有圆形轨迹容易实现。

对于处于离心场中的旋翼双线摆吸振器,决定销子运动轨迹的是支座和配重块上相同的圆孔,采用外摆线的运动轨迹,具有更好的稳定性和更大的振动力允许范围。

3.5 主要结构参数初步确定方法

为同时降低平面内纵、横向激振力,针对多片桨叶旋翼采用的单组吸振器至少要同时布置3支臂以上,因为,

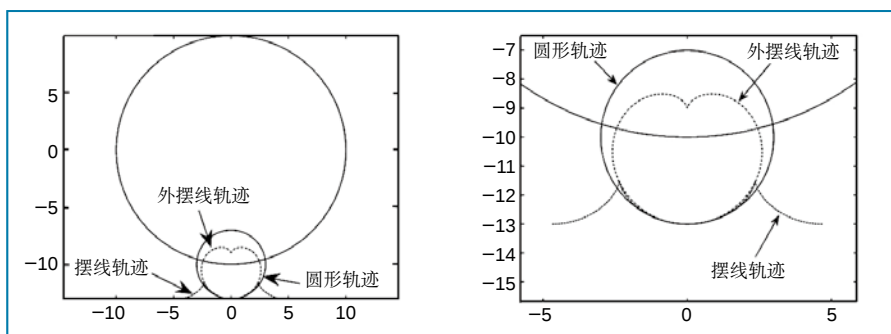


图3 圆、摆线和外摆线路径区别示意图

表2 双线摆结构参数的预估

型号	旋翼参数					双线摆参数						
	桨叶片数 N	桨毂半径 mm	旋翼转速 r/min	面内激振力幅值 N	支臂个数	调谐量	支臂长度 mm	等效摆长 mm	允许最大摆角 deg	单个配重质量 kg	配重块组件总质量 kg	双线摆组件总质量 kg
S61 ¹	5	\	203	5782	5	4Ω	305	19	30	16	80	122
S61 ²	5	\	203	5782	5	4Ω	559	35	30	8.74	43.7	70.7
S70	4	760	258	8330	4	3Ω	445	49	30	12.5	50 (49.68)	70 (71.35)

注: S61¹表示初始试验方案, S61²表示型号方案, 括号内为实际值。

若只有2个对称布置的支臂,只能消除或减小纵向激振力或者横向激振力。理论上支臂个数可以和桨叶片数不同,但从结构、质量、可维修性方面综合考虑,各支臂一般布置在各片桨叶间,支臂数与桨叶数相同,如国外型号应用中:4片桨叶4支臂摆(S-70, S-92, LYNX);5片桨叶5支臂摆(S-61, Mi-171)。考虑到吸振器带来的附加质量问题,工程中一般只考虑采用单组双线摆,目前仅S-76(N=4)分别设置了针对 3Ω 及 5Ω 激振力的两组4支臂双线摆吸振器。以下以S-70“黑鹰”为例,给出其主要结构参数确定过程。

支臂长度 R 的选取要根据旋翼的桨毂半径初步确定,选取原则是能给双线摆提供桨叶间足够的运动空间且小于桨毂半径。为保证吸振器位于S-70桨毂半径内(760mm),取支臂长度 $R=445\text{mm}$ (实际值)。S-70的振动试验和飞行实测得到的旋翼载荷表明,平面内的旋翼桨毂激振力是引起振动的主要原因,其幅值为 $F_A=8330\text{N}$ 。

利用如下方程

$$3\Omega = \Omega \sqrt{\frac{R}{r}} \quad (1)$$

得到 $R/r=9$,从而 $r=49.4\text{mm}$ 。

选定双线摆的最大允许摆角为 $\varphi=\pm 30^\circ$ (0.523rad),以避免双线摆在较大摆角时受非线性影响较大。

$$a_A = \omega^2 r \sin \varphi \approx \omega^2 r \varphi \quad (2)$$

若旋翼转速为258r/min,即

$$\Omega = 2\pi \times \frac{258}{60} \text{ rad/s} = 27 \text{ rad/s}, \text{ 又}$$

$\omega=3\Omega$,将上述 ω, r 和 φ 的值代入式(2)中,得到 $a_A \approx \pm 169.54\text{m/s}^2$ 。

利用下列方程

$$F_A = M_T a_A \quad (3)$$

得到双线摆动质量块质量总和 $M_T=50\text{kg}$,若均匀布置4个,则每个支臂上

的动质量 $m=M_T/4=12.5\text{kg}$ 。

利用上述方法对S-61的初期试验方案、S-61的型号方案的双线摆式吸振器的结构参数进行预估,得到结果如表2所示。调整上述参数,可以最优化双线摆的减振效果,带来的质量增加大小合理。比如,把支臂长度增加一倍,则双线摆的总配重质量减小一半。但若想获得理想的吸振效果,可考虑采用优化算法对上述相关参数进行优化,获得最佳的结构尺寸及质量分布。

4 结论

旋翼动力吸振器在直升机减振方面具有突出优点和有效性,尤其是桨毂双线摆式吸振器在国外第四代直升机上进一步得到应用,显示出强大的生命力。旋翼动力吸振器的研制,必须在有试验验证的基础上系统掌握其分析设计方法,研究其参数的影响规律,并对结构参数进行优化配置,通过台架试验和飞行实测对其减振效果进行综合评估,验证理论分析结果并进一步完善分析模型,形成系统的设计分析能力。

实际上桨毂双线摆式吸振器并非如原理分析中所述的那样简单,在实际中还有许多问题需要考虑,值得研究:桨毂中心动载荷识别技术;更加符合实际的双线摆/旋翼/机身耦合动力学模型;采用等时轨迹的双线摆动力学建模及分析值得进一步研究;因各种不一致情形对减振效果的影响需要进一步深入分析;双线摆的稳定性分析问题,包括可能遇到的突变分叉和调谐不一致分叉;基于精确耦合分析模型和振动响应减振效果评估的动力学优化设计问题;双线摆减振的地面台架试验方案设计和减振效果评估。

参考文献

- [1] Paul W F. Development and evaluation of the main rotor bifilar absorber[C]. Proceedings of the American Helicopter Society 25th Annual Forum, 1969: 364-372.
- [2] Paul W F. Main rotor bifilar pendulum vibration absorber [J]. Vertiflite, 1970, 16(2):2-5.
- [3] Miao W, Mouzakis T. Bifilar analysis study I[R]. NASA CR 159227, 1980.
- [4] Wachs M A. Main rotor bifilar absorber and its effect on helicopter reliability /maintainability[R]. SAE Preprints, 730894, 1973.
- [5] Miao W, Mouzakis T. Nonlinear dynamic characteristics of the rotor bifilar absorber [C]. Annual Forum Proceedings: American Helicopter Society, 1981: 227-236.
- [6] 王鸿斌, 顾仲权. 直升机双线摆式吸振器的动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(4):427-432.
- [7] Mao Yang, Chopra I, Haas D J. Vibration prediction for rotor system with faults using coupled rotor-fuselage Model [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(2):348-358.
- [8] Haddow A G, Shaw S W. Centrifugal pendulum vibration absorbers: an experimental and theoretical investigation [J]. Nonlinear Dynamics, 2003, 34:293-307.

作者简介

赵军, 博士, 工程师, 主要从事旋翼动力学、直升机振动控制研究工作。