

doi: 10.7690/bgzdh.2022.02.012

# 旋翼桨叶表面非定常载荷测量风洞试验技术

卢翔宇, 尹熹伟, 史喆羽, 杨 玫

(中国空气动力研究与发展中心气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 针对旋翼桨叶表面非定常载荷测量与分析问题, 提出一套风洞试验的完整技术方案。采用内嵌传感器的设计方案, 研制多通道旋转数据采集器, 使用外时钟和外触发的同步采样方法, 实现旋翼在运动中按等角度间隔次重复采样功能, 解决了旋翼方位角和样本数据的同步性问题。风洞试验结果验证了该项试验技术的可行性。

**关键词:** 旋翼桨叶; 非定常载荷; 测量; 风洞

**中图分类号:** V211.74 **文献标志码:** A

## Wind Tunnel Test Technique for Measuring Unsteady Loads on Rotor Blade Surfaces

Lu Xiangyu, Yin Xiwei, Shi Zheyu, Yang Mei

(Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research &amp; Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** In order to measure and analyze the unsteady loads on the rotor blade surface, a complete technical scheme of wind tunnel test is proposed. A multi-channel rotary data acquisition device is developed based on the design scheme of embedded sensors, and the synchronous sampling method of external clock and external trigger is used to realize the function of repeated sampling at equal angle intervals during the movement of the rotor, thus solving the synchronization problem between the azimuth angle of the rotor and the sample data. The wind tunnel test results verify the feasibility of the test technology.

**Keywords:** rotor blade; unsteady load; measurement; wind tunnel

### 0 引言

旋翼桨叶是直升机的重要部件, 桨叶不但为直升机飞行提供升力, 而且还要提供推进力和操作力矩。直升机的空气动力比固定翼飞机更复杂, 特别是在前飞状态下, 桨叶展向的各剖面在很大的速度范围和迎角范围内工作, 会出现明显而复杂的周期性非定常载荷。这些载荷会给直升机的稳定性、操纵性及振动特性带来极其复杂的影响, 同时也是噪声产生的主要来源; 因此, 直升机旋翼桨叶表面以及周围气流的测量、理解和预测等相关问题一直是空气动力研究重点关注的领域<sup>[1]</sup>。风洞试验目前仍是直升机旋翼桨叶特性研究的重要技术手段。直升机在飞行过程中, 桨叶经历着挥舞、摆振、变距等运动, 加上尾涡等对桨叶的气动干扰, 使桨叶局部的气动载荷机理异常复杂, 仅通过理论分析和求解方程计算难以获得准确的结果; 同时, 风洞试验能够方便地开展旋翼桨叶优化布局研究, 减少研制风险和经费。

国外从 20 世纪 80 年代开始, 在风洞进行了大量试验来研究旋翼桨叶气动载荷机理, 如 H-34<sup>[2]</sup>、AH-1<sup>[3-4]</sup>以及 BERP/山猫<sup>[5]</sup>的飞行试验, 模型悬停

试验<sup>[6]</sup>, 模型风洞试验<sup>[7]</sup>等。其中最具代表性的是在 DNW 风洞开展的 UH-60 “黑鹰” 直升机旋翼模型试验<sup>[8]</sup>, 该试验采用缩比度为 1:5.73 的旋翼桨叶模型, 在 4 片直径为 2.9 m 的桨叶上安装了 176 个动态压力传感器, 用于获取桨叶表面不同展向和弦长处的气动载荷变化, 传感器输出信号通过高速旋转的导电滑环传送至地面的采集设备进行采样和储存; 为提高信噪比, 同时减少引电器的通道数量, DNW 风洞专门研制了一台安装在桨毂上方的 200 路信号调理器, 将传感器输出信号放大 100 倍后, 按每组 25 路信号(8:1)的模式送入采集设备。以上风洞试验测量了包含非定常载荷在内的多种旋翼桨叶气动数据, 为确认直升机尾流干扰区、超声速流动区、载荷荷区及气流分离区提供了技术支撑。

由于我国在直升机研究和设计方面起步较晚, 加之国外在关键技术环节的封锁, 导致现阶段我国直升机的研制水平远落后于欧美国家。目前, 在旋翼桨叶表面非定常载荷研究领域, 国内许多高校由于缺少重要的基础设备(如风洞、旋翼试验台等), 其研究手段基本以数值计算为主<sup>[9]</sup>, 计算难度大, 研究结果的真实性和难以验证; 国内具备风洞试验能

收稿日期: 2021-10-31; 修回日期: 2021-11-30

作者简介: 卢翔宇(1980—), 男, 四川人, 硕士, 高级工程师, 从事低速风洞测量与控制研究。E-mail: Luxiangyu919@163.com。

力的研究机构，由于缺乏相应的测量技术手段，目前普遍在旋翼桨叶分布载荷测量方面开展试验<sup>[10-11]</sup>，仅能获得桨叶在整个旋转历程中的平均气动载荷，无法识别出不同旋转方位角的瞬时载荷，难以获得桨叶在一个周期内的载荷变化规律。

笔者针对在风洞中开展旋翼桨叶非定常载荷测量的关键技术环节进行分析，提出一种内嵌传感器的测压桨叶模型的设计方法，实现了在小尺寸试验模型的表面准确获取多个局部区域的动态载荷变化；使用研制的适用于高速旋转环境的多通道旋转数据采集设备，解决了传感器使用数量受限于导电滑环通道的技术难题；采用外时钟和外触发的同步采样技术，实现了瞬时载荷信号和桨叶方位角的相关性测量；最后，通过风洞试验考证了该项试验技术的实用性。

## 1 内嵌传感器的测压桨叶制作工艺研究

测压桨叶模型的制作难点和关键是在整体尺寸较小的限制下，满足桨叶气动外形、强度、动平衡等要求，重点解决易损传感器在旋翼上的高密度安装、保护、局部整形及线缆引出等问题。

由于桨叶模型的尺寸较小，且在结构上具有线性扭转角，对传感器的尺寸、重量提出了较高的技术要求，故选用 Kulite LPS-072-25PsiA 传感器作为动态压力载荷感应仪器。该传感器采用惠斯登全桥技术感应压力，具有尺寸小(6.2 mm×1.8 mm×1.3 mm)、重量轻(0.25 g)、固有频率高等特点。

通过对原有普通旋翼桨叶的结构进行分析，提出了如图1所示的测压桨叶模型结构设计方案。

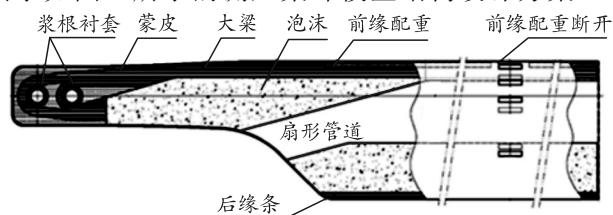
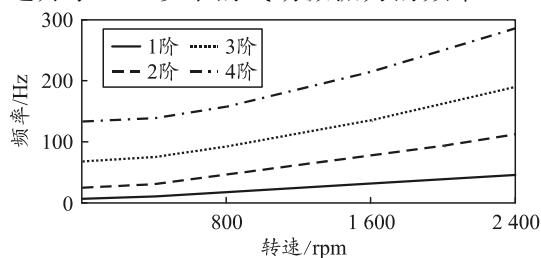


图1 测压桨叶模型设计结构

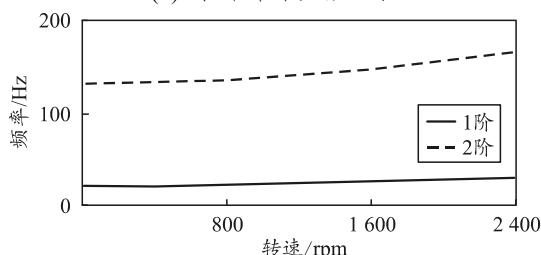
图中：大梁是主要承力构件，桨叶上的离心力、气动力等全部通过大梁传至浆毂衬套；蒙皮主要为桨叶提供扭转刚度；桨叶内部的扇形管道为传感器线缆的引出提供通道；泡沫塑料用于填充内部空腔的间隙，以提高蒙皮的局部刚度，使桨叶在气动载荷作用下能够保持准确的气动外形；后缘条用于调整桨叶的摆振刚度并增强后缘的粘接强度；前缘配重用于调整桨叶的弦向有效重心；在桨叶需要安装传感器的剖面上配重条断开，为加工镶嵌传感器的

凹槽留出空间。

为降低桨叶工作时的动应力和旋翼的振动水平，要求在使用过程中桨叶的频率尽量远离  $n\Omega$  ( $n=1, 2, \dots, 8$ ;  $\Omega$  为旋翼工作转速) 倍频率。在设计桨叶模型过程中，通过调整结构参数改变桨叶质量和刚度沿展向的分布，使桨叶的固有频率满足动力学设计要求。采用动力有限元素法分别计算桨叶的挥舞和摆振固有频率，计算结果如图2所示。桨叶在最高工作转速 2 100 rpm 时，其挥舞和摆振的固有频率都避开了  $8\Omega$  以下的气动激振力的频率。



(a) 桨叶挥舞共振结果



(b) 桨叶摆振共振结果

图2 测压桨叶模型固有频率的计算结果

### 1.1 盒形传感器护套设计

由于传感器外形和桨叶局部外形(传感器的感应面为平面，而桨叶表面为弧形)存在差异，直接将传感器嵌入桨叶中无法保证局部表面平滑；因此，首先根据传感器安装位置及其外形尺寸，利用工程塑料通过3D打印加工一个内部中空的盒形传感器护套。该护套外表面上方外形与桨叶局部外形保持一致，同时在外表面上方加工一个直径约为0.5 mm的微型圆孔，使桨叶局部气动载荷通过该微型圆孔传导至护套内腔；护套内腔两侧与传感器形成紧配合，上下面与传感器形成松配合，并使用石蜡将传感器固定在护套内部底面上，确保传感器安装牢固并使其感应面与微型圆孔正对齐。

### 1.2 成型模具设计

根据桨叶模型的外形尺寸要求设计加工成型模具，并在模具型腔面的相应位置处固定一个与传感器护套物理尺寸一致的金属块，同时在桨叶内部加工一条用于扇形管道成型的芯模。

### 1.3 凹槽设计

根据测压桨叶模型的设计结构,利用成型模具、芯模和复合材料将桨叶制作成型,使桨叶在相应的位置形成一个与护套尺寸相同的凹槽;在每个凹槽处加工一个导线孔,使得凹槽与扁形管道相通。

### 1.4 装有传感器的护套固定在凹槽处的方法

将传感器的线缆通过导线孔、扁形管道从桨叶内部引出;使用石蜡修补凹槽与护套之间的缝隙,防止桨叶内外气流串扰,确保桨叶表面的气流只能通过微型圆孔作用在传感器的感应面上。

### 1.5 传感器线缆的固定

所有引出的传感器线缆均集中在桨叶根部,使用黏性较好的胶带将其固定在桨根处;固定处和传感器之间的线缆留有少许余量,防止在高速旋转时离心力作用在线缆上造成损伤。

制作后的测压桨叶模型如图 3 所示。需注意的是,传感器安装和走线过程中,应时刻检查传感器阻值是否正常,以确保传感器线缆无损伤;将嵌有传感器的测压桨叶模型整体放入密封的压力标定容器中,通过改变容器中的压力大小,获得传感器在不同输入压力下的电信号输出,以考核传感器安装后的性能是否发生改变。

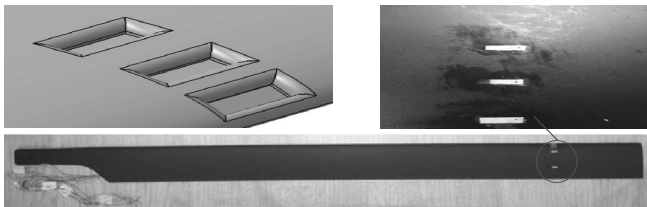


图 3 内嵌传感器的测压桨叶模型实物

## 2 多通道旋转数据采集器研制

为了解决传感器数量受限于导电滑环通道的问题,同时避免模拟信号在长距离传输过程中受到外部干扰,借鉴国外经验,研制了一套适用于高速旋转环境的多通道旋转数据采集设备,包括紧凑空间下的高密度、抗干扰电路设计和稳固、便携、满足动平衡要求的结构与仿真。

该采集器的设计思路:将模拟信号的调理、采样和模数转换功能在引电器前端完成,将转换后的数字信号通过导电滑环送入地面的计算机存储和处理。

如图 4 所示,多通道旋转数据采集器由一个核心控制模块和 8 个完全相同的采集模块(每个模块 8 个采集通道)构成,能够实现对 64 个通道的同步数

据采集。单个采集通道损坏时更换相应采集模块即可。采集模块主要由信号调理电路、ADC 芯片、采集 FPGA 控制器和 SPI 通信接口组成。每个采集模块能够同时连接 8 路传感器输出的模拟信号,信号通过调理电路实现滤波和放大,经过调理后的信号由 ADC 进行采样和量化,采样时钟脉冲和放大器的增益倍数由采集 FPGA 输出。在完成模数转换后,采集 FPGA 将读取 ADC 中寄存的数据并通过 SPI 总线传输至核心控制模块<sup>[12]</sup>。

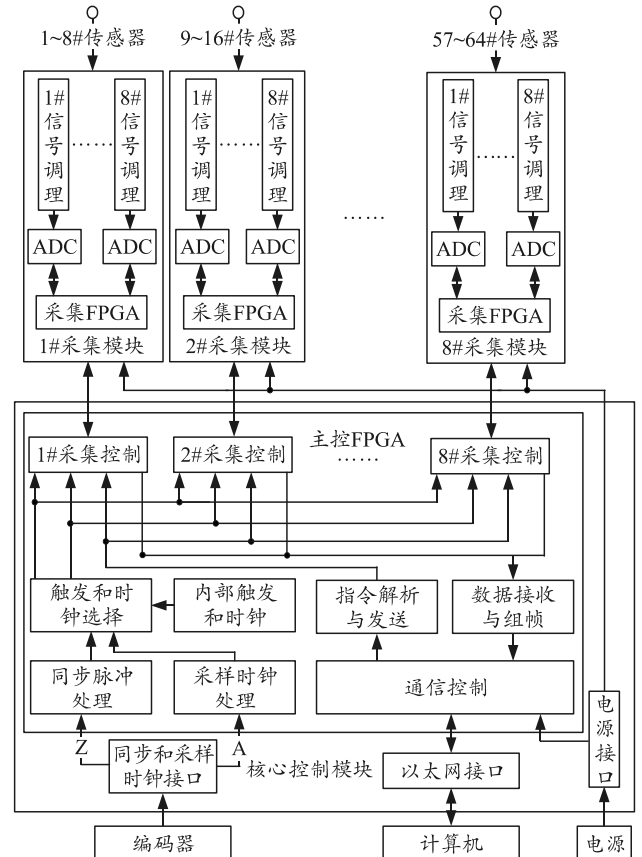


图 4 多通道旋转数据采集器的设计结构

核心控制模块主要由 1 片大规模主控 FPGA 及相应的外围接口电路构成。主控 FPGA 通过以太网接口与位于地面的计算机进行通信,接收通道配置参数、开始采集、传输数据等指令,通过解析后发送至每个采集 FPGA,从而实现对每个通道的参数设置和控制;同时,主控 FPGA 将收到的数据进行组帧,传输至计算机进行存储和处理。通过核心控制模块路由至各相应的电路接口。触发和时钟选择功能电路可根据实际情况切换选择内部或外部的触发和采样时钟信号,将这些信号路由至采集模块控制 ADC 按要求工作。

该采集器安装在桨毂上方,工作时随桨叶一起高速旋转。为了满足动平衡和安装空间的条件限

制,采集器的整体结构设计为圆柱形。为方便后续维护、保养和更换,采用模块化设计理念,将整体结构设计为主控板+采集板的分布式布局,其中采集板采用散热片+扇形布局方式。主控板为圆盘形状,上面布置核心控制模块电路;采集板上布置采集模块电路和散热片,采集板的一端与主控板通过自锁式连接器传输信号,通过定位销和螺钉固定;在整体结构中间设计了八棱柱固定座,分别固定 8 个采集板模块,同时八棱柱中心还与主控板固定,确保主控板、采集板、八棱柱三者的有机结合且稳定可靠。

如图 5 所示,采用主控板固定模式,结构板的中心与八棱柱固定,结构板与采集板卡通过螺钉固定,主控板与结构板分别与外壳固定,从而主控板、采集板、中心八棱柱、结构板全部刚性连接成为有机整体,既保证了整体结构的稳定性,又方便拆卸和使用。

为确保结构强度和稳定性,对系统结构进行有限元分析。采用自由划分网格的方法,网格尺寸

为 3 mm,网格节点数为 285 452,网格单元数为 185 673,计算结果如图 6 所示。

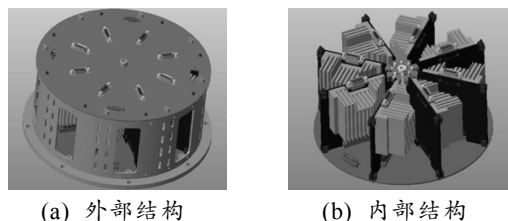


图 5 旋转数据采集器的整体机构

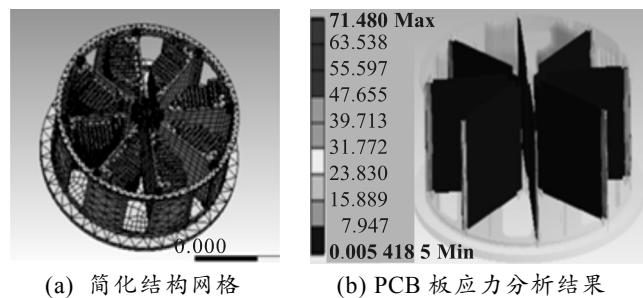


图 6 旋转数据采集器的网格划分和应力分析

结构中材料的密度、弹性模量、泊松比和屈服强度及分析结果如表 1 所示。

表 1 材料属性及分析结果

名称	密度/(kg/m <sup>3</sup> )	杨氏模量/MPa	泊松比	屈服强度/MPa	最大应力/MPa	安全系数
散热片	2 780	73 000	0.330	275	148.00	1.85
PCB 板	2 000	50 400	0.231	94	71.48	2.10
壳体	2 780	7 300	0.330	275	84.16	3.27

由上表可知:PCB 板、壳体和散热片的安全系数均大于 1,说明在 2 000 rpm 的转速下,采集器的结构不会发生塑性变形;因此,该结构安全可靠,满足使用要求。

采用旋转数据采集器后,极大地减少了导电滑环的使用通道。以 20 只传感器的使用情况为例,如果将这些传感器输出的模拟信号全部通过导电滑环传送至地面,考虑到传感器供电线缆可并联使用,至少需要  $2 \times 20 + 2 = 42$  路通道;而使用旋转数据采集器后,仅需 10 路通道(8 路千兆以太网通道和 2 路电源)就可以满足测量要求。

### 3 基于外时钟和外触发的同步采样技术

在开展旋翼桨叶表面的非定常载荷测量时,通常要求采集 10~64 圈的数据样本<sup>[8]</sup>,并对桨叶在相同空间位置的数据进行抽取和平均处理,以减少信号中的随机误差。

目前,提高旋转系统的转速控制精度和采用等时间间隔采样机制(内时钟采样)是获取桨叶不同空间位置处瞬时载荷的最常见、简单的方法<sup>[8,11]</sup>。该

方法通常默认为桨叶在整个采集周期内是匀速旋转的,使用事前设定的采样率按等时间间隔采集多圈数据,并根据转速和采样率计算出每个样本数据所在的空间位置。然而,在实际应用中,这种方法存在一定弊端:首先转速控制系统的控制误差必然存在,难以简单地认为桨叶处于匀速旋转状态;其次,使用内时钟采样时,采集器可使用的采样率通常是有限的,无法实现采样率与不同转速的完美配合,即无法保证可设置的采样率大小正好为转速的整数倍。

为准确获取每个采集的样本数据与桨叶旋转空间位置的对应关系,设计基于外时钟和外触发的同步采样器,其基本工作原理为:首先在装有桨叶的旋转轴末端安装一个增量式编码器,使编码器与桨叶以相同的速度旋转,编码器旋转时有相应的脉冲输出。该编码器有一个参考机械零位,每旋转一周会在零位处产生一个脉冲的 Z 信号;同时,该编码器在一周内会输出固定为 1 024 个脉冲数的 A 信号。其次,将 A 信号作为外时钟送入采集器的核心控制模块,替代板载内时钟,使每次采集发生在 A 信号

的跳变时刻,确保数据是以等角度间隔进行采集的,即相邻的 2 个数据之间的角度差恒定为  $360^\circ \div 1\ 024 = 0.351\ 562\ 5^\circ$ ;最后,将 Z 信号作为采集器的外触发信号,当采集器监测到 Z 信号发生改变时,此后采集到的数据被视为有效且被传送至计算机进行保存,确保每次被记录的第一个数据均出现在编码器零位处。

通过基于外时钟和外触发的同步采样技术,可快速准确地了解每个样本数据所对应的桨叶空间位置,便于后期处理和分析。

## 4 风洞试验

为考核测压桨叶模型和旋转数据采集器的实际工作状况,在  $5.5\text{ m} \times 4\text{ m}$  风洞中开展了一期旋翼桨叶表面非定常载荷测量风洞试验,试验内容包括悬停试验和前飞试验 2 部分。悬停试验在不吹风状态 ( $V=0\text{ m/s}$ ) 下进行,主要为了得到各测点的定常载荷系数  $C_p$ ,同时考核测试结果的重复性;而前飞试验则在吹风环境 ( $V \neq 0\text{ m/s}$ ) 下进行,主要为了得到各测点的非定常载荷系数  $C_p(\psi)$ 。

### 4.1 试验风洞

$5.5\text{ m} \times 4\text{ m}$  风洞是一座单回流式低速低湍流度声学风洞,具有开口、闭口 2 个可更换试验段,本次试验在该风洞的开口试验段进行。试验段长  $14\text{ m}$ 、宽  $5.5\text{ m}$ 、高  $4\text{ m}$ ,横截面为矩形;空风洞开口试验段的最大风速为  $100\text{ m/s}$ 。

### 4.2 试验模型和采集设备

本次试验采用  $2\text{ m}$  量级的 Bo-105 标准直升机旋翼桨叶测压模型。该模型共有 4 片,每片桨叶长度为  $905\text{ mm}$ ,基本弦长为  $60\text{ mm}$ ,线性扭转角为  $-8^\circ$ ,最大厚度约为  $8\text{ mm}$ 。测压桨叶模型安装在  $\Phi 2\text{ m}$  旋翼模型试验台上,该试验台额定工作转速为  $2\ 072\text{ rpm}$ 。

采用前文中所介绍的制作工艺,在 4 片桨叶上安装了 39 只传感器,其中:

1) 1#、2#和 3#桨叶在  $r/R=0.50$ 、 $0.75$  和  $0.87$  的弦长处分别安装 11 只传感器。其中,上表面 6 只 ( $x/c=0.06, 0.15, 0.27, 0.36, 0.45, 0.66$ ),下表面 5 只 ( $x/c=0.11, 0.22, 0.32, 0.50, 0.72$ )。

2) 4#桨叶在  $r/R=0.95$  的弦长处分别安装 6 只传感器。其中,上表面 4 只 ( $x/c=0.15, 0.29, 0.45, 0.60$ ),下表面 2 只 ( $x/c=0.22, 0.36$ )。

3) 桨叶模型表面的加工误差和传感器安装处

的外形误差均小于  $\pm 0.10\text{ mm}$ 。

4) 通过载荷计算和前期调试验证,桨叶模型可在  $2\ 200\text{ rpm}$  的转速内正常运行。

使用配套的多通道旋转数据采集器对传感器信号进行采样和量化。该采集器外形为圆柱体,最大高度为  $100\text{ mm}$ ,直径为  $160\text{ mm}$ ;具备 64 通道的同步采集能力,测量精度  $\leq 0.1\%$ ;具备内外时钟、内外触发工作机制,最高采样率为  $100\text{ kHz}$ ;该采集器安装在旋翼试验台顶端的桨毂上,最大工作转速可达  $2\ 000\text{ rpm}$ ;采集器的供电和通信分别通过导电滑环与地面的电源和计算机相连;编码器的 A 信号和 Z 信号也连入采集器的相应接口,具体如图 7 所示。

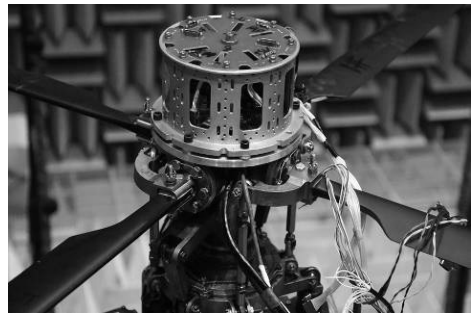


图 7 测压桨叶模型和采集器在风洞中安装实物

### 4.3 数据采集与处理

当桨叶静止时,使用内时钟和内触发工作机制,设置固定采样率为  $1\text{ kHz}$ ,采集时间为  $10\text{ s}$ ,并将采集到数据进行算术平均,以获取各传感器的初始信号,利用该信号可判断传感器是否正常。当桨叶旋转时,使用外时钟和外触发工作机制,采样率随转速动态改变,共采集 40 圈的样本数据,并对每个方位角处的信号进行算术平均,得到一圈内共计 1 024 个等角度间隔数据。

1) 定常载荷系数  $C_p$ 。

悬停试验时,桨叶处于无入射来流旋转状态,此时桨叶在各方位角处感受的气动载荷基本一致,即  $C_p$  的大小与桨叶方位角  $\psi$  无关,只与旋转速度有关。使用局部旋转动压  $q$  进行正则化,计算方法如下:

$$C_p = \bar{P}/q; \quad (1)$$

$$\bar{P} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m P(i); \quad (2)$$

$$q = 0.5\rho(2\pi \cdot (N/60) \cdot r)^2. \quad (3)$$

式中:  $P(i)$  为不同时刻采集到的压力值;  $m$  为数据样本长度;  $\rho$  为空气密度;  $N$  为桨叶旋转速度;  $r$  为

每个测点的旋转半径。

2) 非定常载荷系数  $C_p(\psi)$ 。

前飞试验时, 由于气流冲击到旋转中的桨叶上, 造成桨叶在各方位角处感受的气动载荷各不相同, 其大小与自由流速度、桨叶旋转和当前方位角有直接关系。对于  $C_p(\psi)$  的计算, 使用包括旋转和自由流速度分量的相对动压  $q(r, \psi)$  正则化, 计算方法如下:

$$C_p(\psi) = \bar{P}(\psi) / q_r(r, \psi); \quad (4)$$

$$\bar{P}(\psi) = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k P(\psi, i); \quad (5)$$

$$q(r, \psi) = 0.5\rho \cdot [2\pi \cdot N/60 \cdot r + V \cdot \sin(\psi)]^2. \quad (6)$$

式中:  $k$  为旋转圈数;  $P(\psi, i)$  为第  $i$  圈时桨叶方位角  $\psi$  下的压力值;  $V$  为风速。

5 试验结果及分析

5.1 重复性试验

在  $N=1\ 200\ \text{rpm}$ 、 $V=0\ \text{m/s}$ 、 $Mt=0.37$  和  $\theta_{0.7}=0^\circ$  的条件下, 进行了 5 次重复性试验, 计算出各传感器测得的总体平均弦向压力分布系数  $C_p$ , 并分别计算出 5 次的平均值、标准偏差和相对偏差。表 2 和表 3 分别列出最近(1#桨叶)和最远(4#桨叶)剖面处的重复性计算结果。

表 2 1#测压桨叶 ( $r/R=0.50$ ) 重复性计算结果

序号	表面位置	$x/c$	平均值	标准偏差	相对偏差/%
1	上表面	0.06	0.022 485	0.006 888	30.635 412
2		0.15	-0.246 594	0.005 356	-2.171 804
3		0.27	-0.186 321	0.005 347	-2.869 554
4		0.36	-0.208 588	0.005 733	-2.748 670
5		0.45	-0.211 098	0.004 135	-1.958 581
6		0.66	-0.086 977	0.007 597	-8.734 014
7	下表面	0.11	-0.331 936	0.006 591	-1.985 701
8		0.22	-0.045 625	0.009 615	-21.074 603
9		0.32	-0.111 581	0.006 719	-6.021 263
10		0.50	-0.148 829	0.005 499	-3.694 674
11		0.72	-0.051 266	0.005 891	-11.491 343

表 3 4#测压桨叶 ( $r/R=0.95$ ) 重复性计算结果

序号	表面位置	$x/c$	平均值	标准偏差	相对偏差/%
1	上表面	0.15	-0.220 912	0.001 692	-0.765 778
2		0.29	-0.172 846	0.001 400	-0.809 814
3		0.45	-0.149 310	0.001 514	-1.013 683
4		0.60	-0.042 231	0.000 800	-1.894 658
5	下表面	0.22	-0.154 721	0.001 701	-1.099 597
6		0.36	-0.051 474	0.001 579	-3.067 616

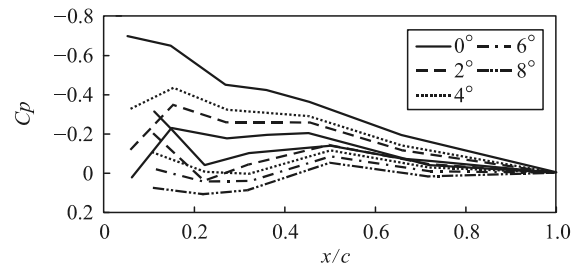
由上表可知, 绝大多数传感器的相对偏差均小于 10%, 仅有少量传感器的计算结果偏大。原因在于这几个传感器的旋转半径较小, 感受到的平均压

力值偏小, 虽然标准偏差相对于其他传感器差异不大, 但仍造成相对偏差较大。可认为测试结果的重复性满足设计要求。

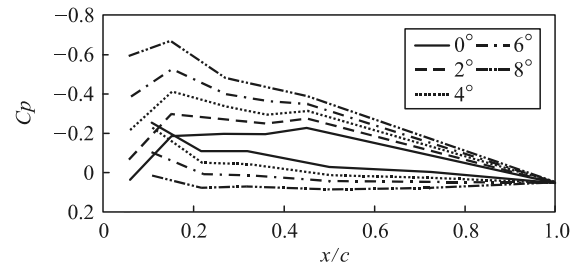
5.2 悬停试验

悬停试验通过改变旋翼总距操纵值, 获得不同总距角  $\theta_{0.7}$  下的定常载荷系数  $C_p$ 。

图 8 所示为 1#和 2#桨叶在  $N=1\ 200\ \text{rpm}$  和  $Mt=0.37$  时的悬停试验结果, 旋翼总距角  $\theta_{0.7}$  分别为  $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $6^\circ$  和  $8^\circ$ 。图 9 所示为 3#和 4#桨叶在  $N=1\ 858\ \text{rpm}$  和  $Mt=0.57$  时的悬停试验结果, 旋翼总距角  $\theta_{0.7}$  分别为  $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $6^\circ$  和  $8^\circ$ 。

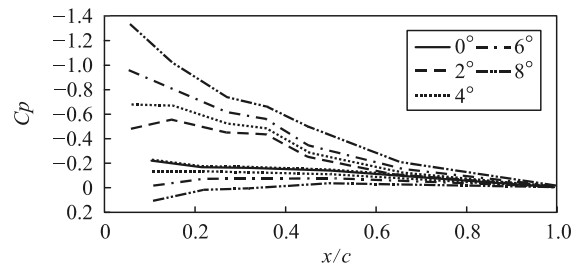


(a) 1#测压桨叶 ( $r/R=0.50$ )

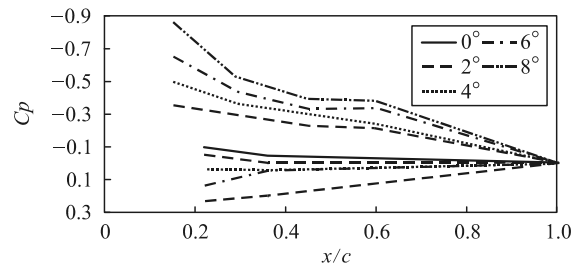


(b) 2#测压桨叶 ( $r/R=0.75$ )

图 8 1#和 2#桨叶悬停结果 ( $N=1\ 200\ \text{rpm}$ ,  $Mt=0.37$ )



(a) 3#测压桨叶 ( $r/R=0.87$ )



(b) 4#测压桨叶 ( $r/R=0.95$ )

图 9 3#和 4#桨叶悬停结果 ( $N=1\ 858\ \text{rpm}$ ,  $Mt=0.57$ )

由图 8 和 9 可以发现, 桨叶剖面定常载荷系数

$C_p$  随总距角  $\theta_{0.7}$  的变化规律明显, 随着总距角  $\theta_{0.7}$  的增加负压逐渐增大, 悬停试验结果规律合理。

### 5.3 前飞试验

前飞试验通过改变转速  $N$ 、风速  $V$  得到不同的前进比  $\mu$ , 同时改变旋翼垂向力(升力)系数  $C_W$ 、参考轴倾角等参数, 获得每个测点的非定常载荷系数  $C_p(\psi)$ , 本文中只列出 1# 和 4# 桨叶的试验结果。

图 10 和 11 为  $N=1\ 200\ \text{rpm}$ 、 $V=12.6\ \text{m/s}$ 、 $\mu=0.10$ 、 $C_W=0.011$ 、参考轴倾角  $=-2^\circ$  时的试验结果。图 12 和 13 为  $N=1\ 858\ \text{rpm}$ 、 $V=31.1\ \text{m/s}$ 、 $\mu=0.16$ 、 $C_W=0.013$ 、参考轴倾角  $=6^\circ$  时的试验结果。

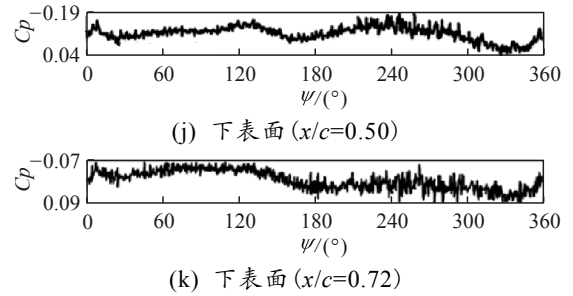
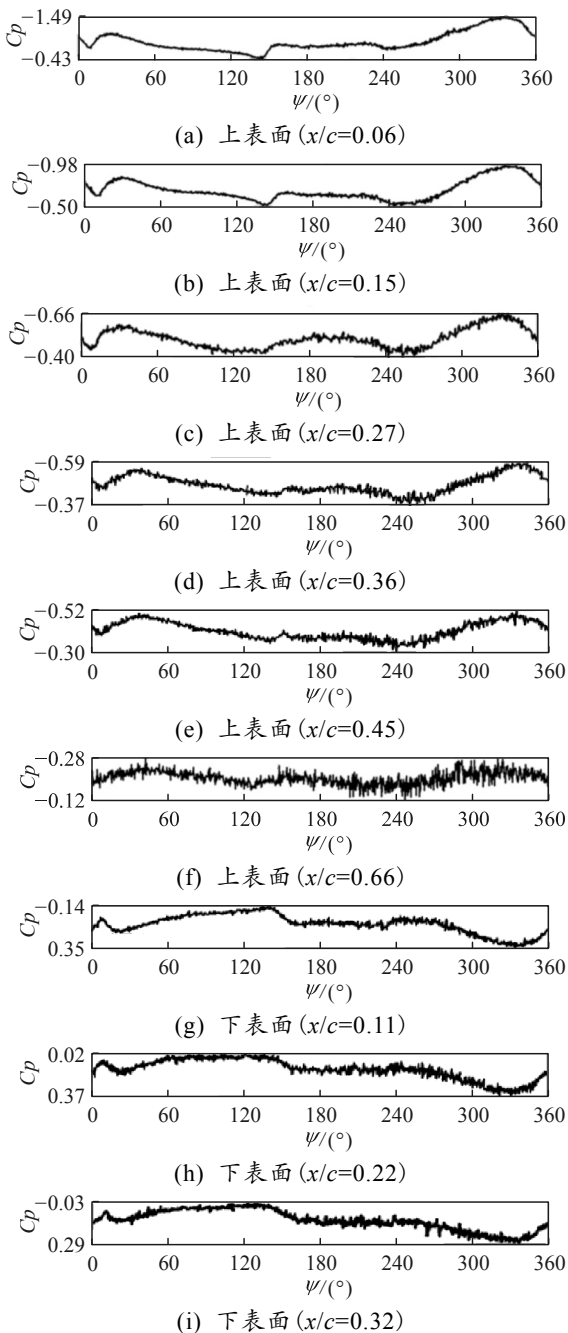


图 10  $N=1\ 200\ \text{rpm}$ 、 $\mu=0.10$  时的前飞试验结果  $C_p(\psi)$  (1# 测压桨叶 ( $r/R=0.50$ ))

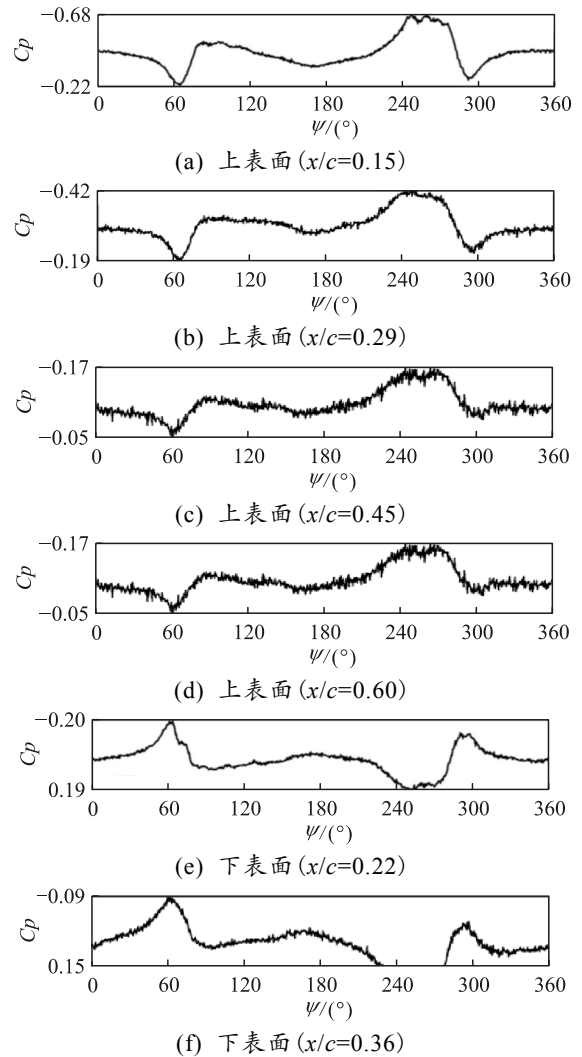
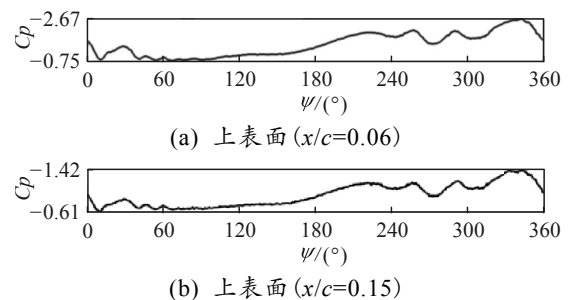


图 11  $N=1\ 200\ \text{rpm}$ 、 $\mu=0.10$  时的前飞试验结果  $C_p(\psi)$  (4# 测压桨叶 ( $r/R=0.95$ ))



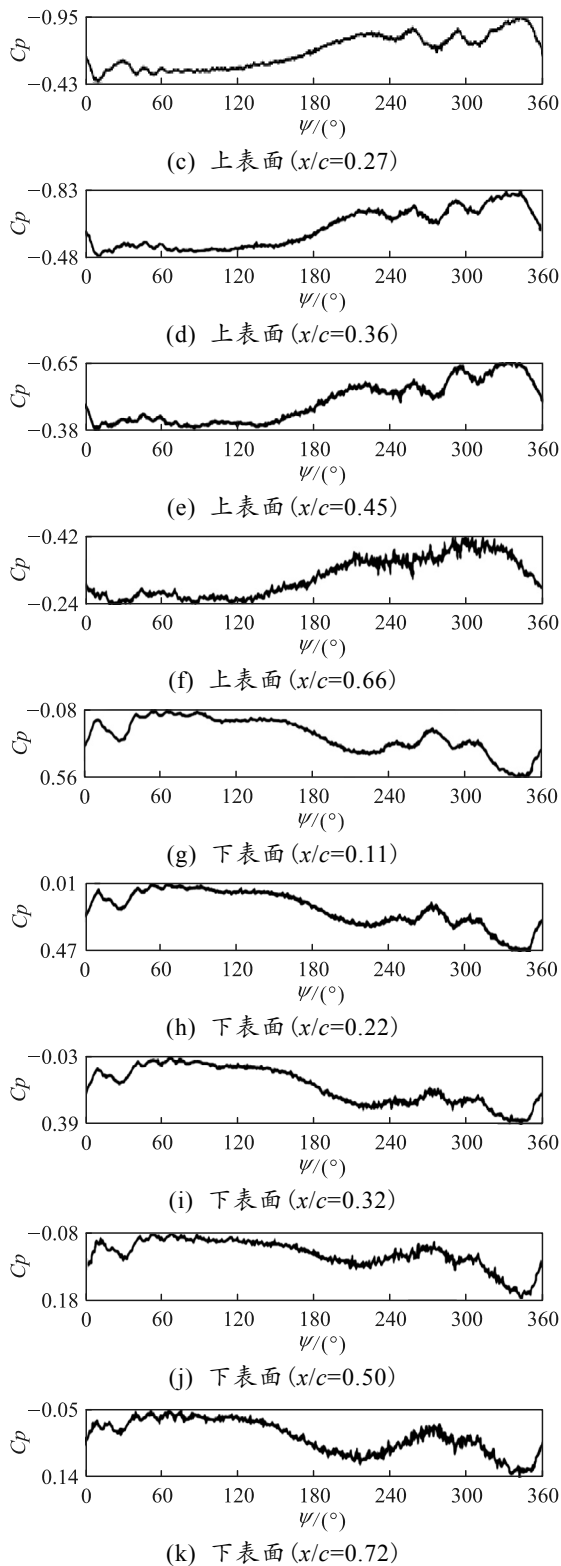


图 12  $N=1\ 858\ \text{rpm}$ 、 $\mu=0.16$  时的前飞试验结果  $C_p(\psi)$  (1# 测压桨叶 ( $r/R=0.50$ ))

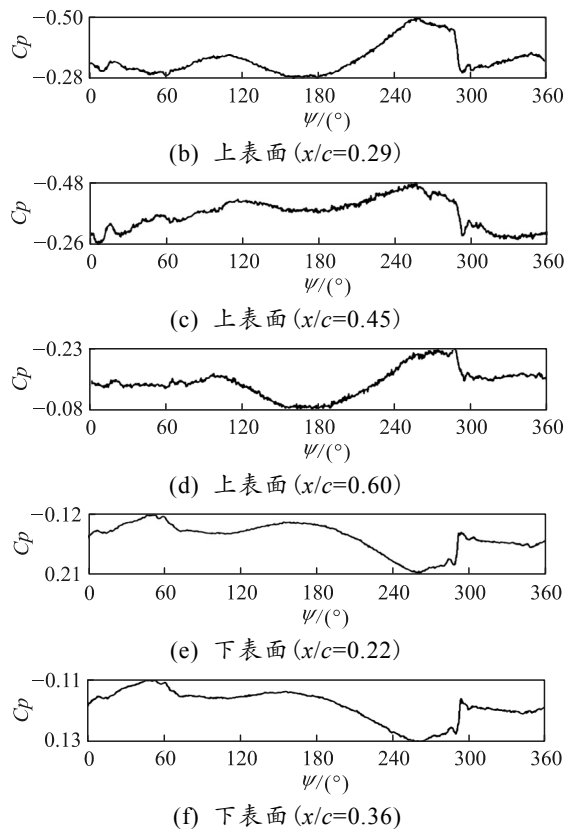
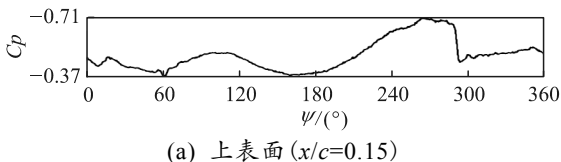


图 13  $N=1\ 858\ \text{rpm}$ 、 $\mu=0.16$  时的前飞试验结果  $C_p(\psi)$  (4# 测压桨叶 ( $r/R=0.95$ ))

由图 10—13 可以发现：所有位置的非定常载荷系数  $C_p(\psi)$  随旋转角度变化规律明显，且在旋转一圈后首尾数据重合性较好，说明  $C_p(\psi)$  在旋转历程中具有明显的周期性；在桨叶相同剖面上，不同位置的系数  $C_p(\psi)$  变化趋势一致，且上、下表面的  $C_p(\psi)$  具有明显的对称性；随着前进比  $\mu$  和参考轴倾角的增大，在  $\psi=30^\circ\sim 90^\circ$  和  $\psi=270^\circ\sim 330^\circ$  的区域， $C_p(\psi)$  出现了较为明显的压力波动，在  $r/R=0.87$  剖面处波动最为明显，初步分析在此试验条件下出现了旋翼桨叶-涡干扰噪声 (blade-vortex interaction, BVI)，下一步可结合噪声测量的结果开展相关性研究。

## 6 结束语

笔者针对国内在直升机旋翼桨叶表面非定常载荷测量领域的现状和存在问题，提出一套在风洞中开展旋翼桨叶表面非定常载荷的完整技术方案，包括内嵌传感器的测压桨叶模型制作研究、多通道旋转数据采集器研制，以及基于外时钟和外触发的同步采样方法等。通过仿真计算和风洞试验，分析了结果的合理性和变化规律，验证了该项试验技术的可靠性，可为我国开展旋翼气动载荷和噪声特性技术研究提供技术支撑。



参考文献:

[1] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 358-417.

[2] SCHEIMAN J. A Tabulation of Helicopter Rotor-Blade Differential Pressure, Stresses, and Motions as Measured in Flight[R]. NASA TM X-952, 1964.

[3] GERALD A, SHOCKEY J W, WILLIAMSON C R, et al. Cox. AH-1G Helicopter Aerodynamic and Structural Load Survey[R]. USAAMRDL-TR-86-39, 1977.

[4] JEFFREY L C, MICHAEL E, WATTS. Tip Aerodynamics and Acoustics Test: A report and data survey[R]. NTRS, NASA RP-1179, 1989.

[5] ISAACS N C G, HARRISON R J. Identification of Retreating Blade Stall Mechanisms Using Flight Test Pressure Measurements[R]. American Helicopter Society 45<sup>th</sup> Annual Forum, Boston, May, 1989.

[6] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in

Hover[R]. NASA-TM-81232, 1980.

[7] DADONE L, DAWSON S, BOXWELL D, et al. Ekquist. Model 360 Rotor Test at DNW-Review of Performance and Blade Airload Data[R]. American Helicopter Society 43<sup>th</sup> Annual Forum, St.Louis, May, 1987.

[8] LORBER F, PETER. Aerodynamic Results of a Pressure - Instrumented Model Rotor Test at DNW[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(4): 66-76.

[9] 王焕瑾, 高正. 直升机旋翼桨叶动态气动载荷计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 54-60.

[10] 陈文, 夏品奇. 采用光纤传感测量的直升机旋翼桨叶分布载荷识别[J]. 振动工程学报, 2009, 22(2): 183-187.

[11] 兰波, 武杰, 黄明其. 旋翼模型桨叶表面压力测量试验[J]. 直升机技术, 2008(3): 125-128.

[12] 王威, 卢翔宇, 张秋云, 等. 基于 FPGA 的便携式多路高精度采集系统设计[J]. 测控技术与仪器仪表, 2019, 45(9): 53-59.

\*\*\*\*\*  
(上接第 41 页)

[36] 丁彪, 张旭东, 刘著卿, 等. HTPB 推进剂交变温度加速老化与自然贮存相关性[J]. 含能材料, 2011, 19(1): 50-54.

[37] MOWERY D M, ASSINK R A, CELINA M. Sensitivity of proton NMR relaxation times in a HTPB based polyurethane elastomer to thermo-oxidative aging[J]. Polymer, 2005, 46(24): 10919-10924.

[38] 许兵朝, 杨天成, 杨一. 考虑泊松比的 HTPB 推进剂贮存老化反应速率研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(2): 168-171, 181.

[39] 李旭昌, 焦剑, 姚军燕, 等. 丁羟聚氨酯弹性体的老化规律研究[J]. 西安工业大学学报, 2010, 30(3): 258-262.

[40] GUPTA T, ADHIKARI B. Thermal degradation and stability of HTPB-based polyurethane and polyurethaneureas[J]. Thermochimica Acta, 2003, 402: 169-181.

[41] FUENTE J L D L. An analysis of the thermal aging behaviour in high-performance energetic composites through the glass transition temperature[J]. Polymer Degradation & Stability, 2009, 94(4): 664-669.

[42] HARRIS D J, ASSINK R A, CELINA M. NMR analysis of oxidatively aged HTPB/IPDI polyurethane rubber: degradation products, dynamics, and heterogeneity[J]. Macromolecules, 2001, 34(19): 6695-6700.

[43] SKUTNIK J M, ASSINK R A, CELINA M. High-sensitivity chemical derivatization NMR analysis for condition monitoring of aged elastomers[J]. Polymer, 2004, 45(22): 7463-7469.

[44] RAPPE A K, GODDARD W A. Charge equilibration for molecular dynamics simulations[J]. J.phys.chem, 1991,

95(8): 3358-3363.

[45] 焦东明, 杨月诚, 强洪夫, 等. 丁羟推进剂模型体系中键合剂作用机理的分子模拟研究[J]. 含能材料, 2009, 17(6): 650-654.

[46] 焦东明, 杨月诚, 强洪夫, 等. 键合剂对 HTPB 与 Al/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 之间界面作用的分子模拟[J]. 火炸药学报, 2009, 32(4): 60-63.

[47] 李红霞, 强洪夫, 武文明, 等. 丁羟推进剂黏结体系中增塑剂迁移的分子模拟[J]. 火炸药学报, 2008(5): 74-78.

[48] 李红霞, 强洪夫, 李新其, 等. HTPB 推进剂中增塑剂扩散系数计算[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 387-390, 404.

[49] 李强国, 陈新, 张卓, 等. 实验与分子模拟法结合探究防老剂对天然橡胶热氧老化的防护机理[J]. 高分子材料科学与工程, 2018, 34(1): 106-111, 118.

[50] NAJAFI M, NAZARPARVAR E, MOOD K H, et al. DFT/B3LYP study of the substituent effects on O [sbnd]H bond dissociation enthalpies of chroman derivatives in the gas phase and solvent environment[J]. Computational & Theoretical Chemistry, 2011, 965(1): 114-122.

[51] 武文明, 张炜, 陈敏伯, 等. 理论研究丁羟黏合剂化学键解离及其对力学性能的影响[J]. 化学学报, 2012, 70(10): 1145-1152.

[52] 罗开强. 防老剂及其改性对橡胶复合材料的热氧老化防护: 实验与分子模拟研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2020.

[53] VAN W, MEGEN, SNOOK I K. Physical adsorption of gases at high pressure[J]. Molecular Physics, 1982, 45(3): 629-636.