

# 复合材料尾减管加载变形仿真分析与试验验证



温青山\*,荆天冬

哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150066

**摘要:**复合材料尾减管发挥着支撑直升机尾减速器和尾桨的重要作用。由于受尾桨的推力作用尾减管在使用过程中会沿推力方向产生变形,若变形过大会影响尾桨的正常运行进而对直升机安全产生威胁。为掌握复合材料尾减管在限制载荷作用下的变形情况并评估仿真分析的准确程度,对尾减管变形状况进行了有限元仿真和试验验证,仿真与试验的边界条件设置均模拟产品的真实装机状态。研究表明,复合材料尾减管变形位移的试验结果最大值为9.22mm,仿真结果比试验结果的最小值相比高出0.69mm,仿真与试验结果的偏差较小,吻合程度较高。

**关键词:**复合材料;尾减管;变形;仿真;试验

中图分类号:V215

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.07.007

结构变形会对直升机的气动特性、机械操作和传动系统造成诸多不良影响,严重时危及直升机的飞行安全。为保障直升机的飞行安全,我国针对军民用直升机的结构变形要求均制定了相关规定,如GJB 720.1《军用直升机强度和刚度规范》和CCAR-27部、CCAR-29部《中国民用航空规章》及其修订版中均对直升机结构变形提出了要求,经分析认为,两项规定的相同点是在最大使用载荷范围内的任何载荷作用下,结构变形不得影响直升机的安全运行<sup>[1-3]</sup>。

某直升机采用涵道式尾桨布局,尾桨位于筒形涵道中间位置并用复合材料尾减管进行支撑。尾减管主要承受尾桨因平衡旋翼扭矩而产生的推力,同时还承受尾桨自身高速旋转以及高速气流造成的疲劳载荷,因此对于该型直升机而言,尾减管是承受交变载荷作用且会影响到直升机安全的关键件<sup>[4]</sup>。为避免因尾减管变形过大使高速旋转的尾桨与涵道结构表面产生干涉和卡滞进而影响直升机的飞行安全,设计要求考核复合材料尾减管在限制载荷作用下的变形情况。基于上述背景,本文以复合材料尾减管在限制载荷作用下的变形结果为研究对象,研究工作的总体思路是通过仿真分析和试验验证等手段掌握尾减管在限制载荷作用下的变形数据,并对比仿真与试验数据的差异用以评价仿

真分析的准确程度。尾减管加载变形的仿真模型和试验过程的约束与边界条件设置均模拟真实的制造状态和装机状态。通过研究掌握了复合材料尾减管在加载时变形位移的仿真和试验数据,对比仿真与试验数据也得出了仿真分析精度较高与试验结果吻合性较好的结论。

## 1 尾减管加载变形仿真分析

### 1.1 仿真软件

复合材料尾减管加载变形仿真分析采用MSC公司开发的有限元分析软件MSC.Patran和MSC.Nastran。MSC.Patran是工业领域最著名的并行框架式有限元前后处理及分析系统,它集几何访问、有限元建模、分析求解及数据可视化于一体的软件系统。MSC.Nastran是功能全面、性能超群、应用广泛的大型通用结构有限元分析软件,可进行大型复杂结构的强度、刚度、模态、动力学等诸多问题的计算分析,它始终作为美国联邦航空局(FAA)飞行器适航证领取的唯一验证软件。

### 1.2 几何模型

复合材料尾减管由预先固化的4个环氧树脂玻璃纤维端部半轴瓦和4个中部半轴瓦与未聚合的环氧树脂碳纤维

收稿日期:2019-05-17; 退修日期:2019-06-12; 录用日期:2019-06-15

\*通信作者. Tel.:15845119369 E-mail: 397100136@qq.com

引用格式: Wen Qingshan, Jing Tiandong. Simulation analysis and test verification of loading deformation to the connecting pipe of tail gearbox[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(07): 47-51. 温青山, 荆天冬. 复合材料尾减管加载变形仿真分析与试验验证[J]. 航空科学技术, 2019, 30(07): 47-51.

管体共胶结固化成形。尾减管成形后在中部半轴瓦处钻孔并胶黏用于尾减器安装螺栓通过的连接衬套。尾减管整体几何模型如图1所示。

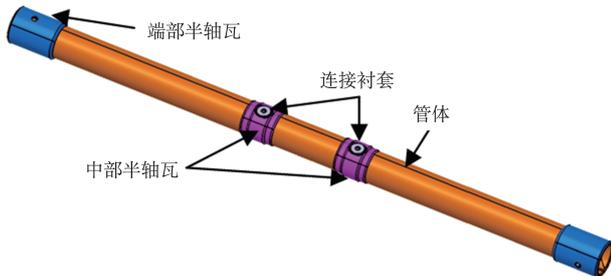


图1 尾减管整体几何模型

Fig.1 Geometry model of the connecting pipe of tail gearbox

### 1.3 有限元模型建立

有限元建模是有限元分析过程中最重要的步骤之一,若模型建的不合理,那么分析结果精度就会受到很大影响。大多数情况下仿真模型越接近真实状态、网格划分的越细,计算结果就越精确<sup>[5]</sup>。而影响复合材料结构有限元仿真分析精度的因素包括仿真模型是否可以真实准确地模拟实际结构的约束形式和受力状态、铺层信息是否与实际结构一致、材料性能参数输入是否正确以及模型细节的处理方法是否得当等。

本文利用有限元软件 MSC.Patran 建立复合材料尾减管的有限元分析模型。建模过程主要包括网格划分、单元物理属性设置、材料属性设置和载荷与边界条件输入。相关项目的设置和输入均以产品的真实属性作为基础。

网格划分时,因尾减管的管体、端部半轴瓦和中部半轴瓦区域结构外形规则且连续,故为提高分析精度兼顾计算效率,有限元单元网格均采用四边形 CQuad4 单元,管体与半轴瓦的胶结区域也同样采用 CQuad4 壳单元,网格单元尺寸以 5mm×5mm 为主。

由于复合材料尾减管的结构厚度较薄且厚度与长度、厚度与圆截面之比较小,因此单元物理属性设置均为采用板壳单元(Shell 单元)。

尾减管承受尾浆推力而产生沿垂直于尾减管轴线方向的弯曲变形,而同时承受尾浆自身高速旋转以及高速气流造成的疲劳载荷,因此尾减管的管体在选材时除中温织物外引入了可大幅度提高管体抗弯刚度和抗疲劳性能的单向布。端部半轴瓦和中部半轴瓦主要采用玻璃纤维织物,目的是提高连接区域的局部强度和连接孔的加工质量。尾减管各组成零件所用材料见表1。相关材料的模量性能数据见表2。

表1 尾减管各组成零件所用材料

Table 1 Materials for parts of the connecting pipe of tail gearbox

零件	材料名称	材料牌号
管体	环氧碳纤维织物	3238A/CF3052/48
	环氧碳纤维单向布	3238A/U-3160/45
半轴瓦	环氧玻璃布	3233/EW250F/50
衬套	钢棒	Z15CN17-03 Φ30

表2 复合材料的力学性能

Table 2 Mechanical properties of composite materials

材料	项目	$E_{11}^{①}/\text{GPa}$	$E_{22}^{②}/\text{GPa}$	$\gamma^{③}$	$G_{12}^{④}/\text{GPa}$
3238A/CF3052/48		65±8	65±8	0.09	55
3238A/U-3160/45		120±10	9±1.5	0.3	4
3233/EW250F/50		22±5	22±5	0.09	3

注:①径向拉伸模量;②纬向拉伸模量;③主泊松比;④面内切变模量

尾减管中管体的外环直径为 $\phi 65$ ,其未卷曲状态的管体铺层展开示意如图2所示。

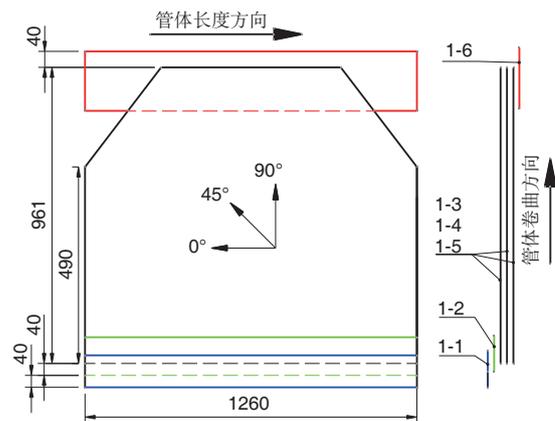


图2 管体铺层展开示意

Fig.2 Pipe layer expansion diagram

为提高管体内外表面的稳定性和抗冲击能力,铺层 1-1、1-2、1-6 材料采用织物 3238A/CF3052/48,方向依次为 35°、0°、35°,其中,1-1、1-2 位于管体内表面,1-6 位于管体外表面;铺层 1-3、1-4、1-5 材料为单向布 3238A/U-3160/45,方向均为 0°,目的是提高结构的抗弯曲和抗疲劳能力。

端部半轴瓦的铺层数量共 23 层,角度为  $(45/0)_{11}45$ ;中部半轴瓦铺层数量共 16 层,角度均为 45°。端部半轴瓦和中部半轴瓦均采用玻璃布 3233/EW250F/50 进行铺覆。端部和中部半轴瓦的铺层示意如图3所示。

将材料的属性和 Shell 单元的铺层按上述信息进行设

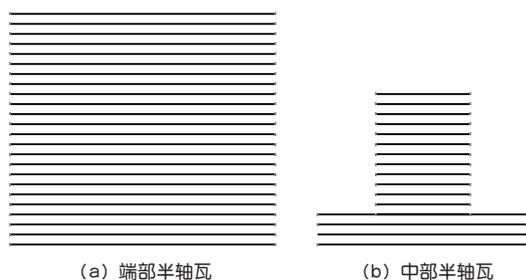


图3 半轴瓦铺层示意

Fig.3 Laying indication of half axle bush

置,为了能够模拟尾减管真实的使用状态,按照其在涵道结构的安装方式进行约束并根据尾桨对其的推力方向和大小设置外部载荷输入。尾减管的端部半轴瓦区域采用固支约束,尾减速器的两个螺栓安装点分别施加限制载荷3.35kN。尾减管有限元分析模型如图4所示。

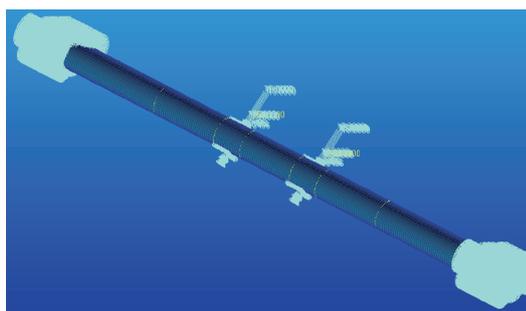


图4 尾减管有限元分析模型

Fig.4 Finite element analysis model of the connecting pipe of tail gearbox

### 1.4 仿真分析

复合材料尾减管加载变形的仿真分析软件为MSC.Nastran,后置处理采用软件MSC.Patran。尾减管沿加载方向的位移云图如图5所示。

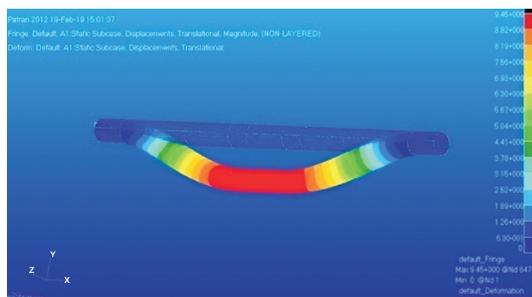


图5 尾减管沿加载方向的位移云图

Fig.5 Displacement nephogram along loading direction of the connecting pipe of tail gearbox

为了更加直观地分析尾减管沿加载方向的变形位移,将尾减管一端定义为原点,沿管体长度方向定义为X向正向,沿载荷施加方向定义为Y向正向,根据位移云图绘制其变形位移曲线如图6所示。

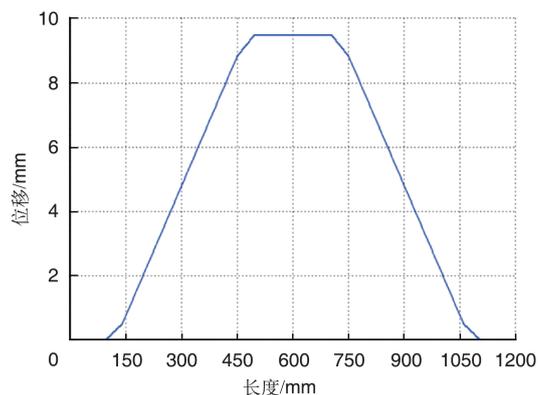


图6 尾减管沿长度方向的加载位移曲线

Fig.6 Loading displacement curve of the connecting pipe of tail gearbox in length direction

结合图5和图6所示信息可知尾减管沿加载方向的最大位移为9.45mm,主要分布在有限元分析模型的两个加载点中间区域即尾减速器在尾减管上的安装点之间,且两个加载点之间区域的变形因受到X和Z向的位移约束而仅有沿Y向的位移变形且变形数值相同;尾减管两端与各自邻近加载点之间的变形斜率较大,在两个加载点和端部半轴瓦约束区域处出现明显的拐点。

## 2 尾减管加载变形试验验证

### 2.1 仿真分析试验目的

为了验证尾减管加载变形的仿真分析结果,重点验证两个加载点之间区域的最大变形结果即尾减管与尾减速器连接区域的变形状况,我们通过在仿真结果显示的最大变形区域的中间位置布置位移传感器并通过施加与仿真载荷等效的试验载荷,开展了尾减管的加载变形验证试验。

### 2.2 试验安装

试验设备包括工控机、控制采集板、步进电机、调制解调放大器、力传感器和位移传感器。

试验时首先将尾减管固定在试验台上,并对力传感器和位移传感器的测量精度进行标定;然后将变形位移传感器固定在尾减管上部的中间位置;最后将加载电动动作筒通过连接结构与尾减管下部的中间位置进行连接。安装完成后,在不加载的情况下,测量系统进行归零处理。尾减管

变形加载试验台如图7所示。



图7 尾减管变形加载试验台

Fig.7 Deformation loading test bench of the connecting pipe of tail gearbox

### 2.3 试验测量

尾减管变形试验加载作动筒施加的试验载荷为仿真载荷的合力 $F_1$ 。变形测量时加载过程主要包括两个阶段,分别为预加载 $F_0$ 阶段和正式加载 $F_1$ 阶段,其中 $F_0$ 阶段的主要目的是消除试验台与尾减管间的间隙,使测量精度更高。 $F_0$ 阶段的加载峰值为2kN, $F_1$ 阶段的加载峰值为6.7kN。两个阶段的峰值保载时间和加载间隔均为1min,加载和卸载速率为3.86 kN/min。

变形试验测量值的计算方法如下:

$$C_{\max} = C_1 - r_0 \quad (1)$$

式中: $C_{\max}$ 为变形测量最大值; $C_1$ 为 $F_1$ 阶段峰值保载末尾的变形测量值; $r_0$ 为 $F_0$ 阶段末尾剩余变形测量值。

### 2.4 试验结果分析

对于安装后的试验件在室温下进行加载试验,以避免湿热环境对试验件的性能和测量设备的精度造成影响。

由于复合材料的力学性能数据分散性较大<sup>[6,7]</sup>且制造质量也存在差异,会导致试验结果的分散性增加,因此为了更加准确地分析和评价尾减管在规定载荷下的变形水平,我们制造了5根尾减管并进行了变形试验,试验件编号为S-01~S-05。

各试验件测量点的变形位移试验结果与仿真结果的对比示意如图8所示。

我们规定仿真误差等于仿真结果与各试验结果差值与试验结果的百分比,则基于各试验件的试验结果和仿真结果,得出的仿真误差见表3。

## 3 结论

复合材料尾减管模拟真实装机状态进行约束并施加限

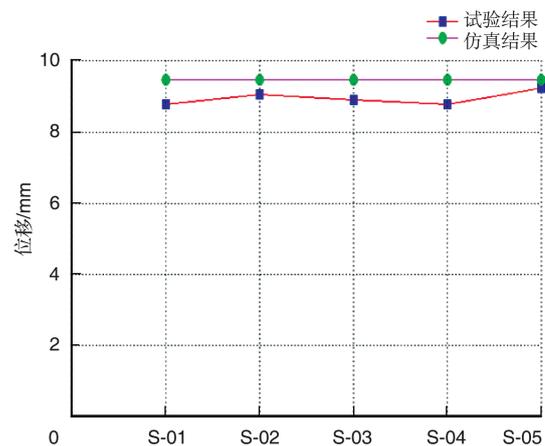


图8 试验结果与仿真结果对比示意

Fig.8 Comparisons between test and simulation results

表3 基于各试验件试验结果的仿真误差

Table 3 Simulation error based on test results of each test piece

试验件	S-01	S-02	S-03	S-04	S-05
$C_{\max}/\text{mm}$	8.76	9.03	8.89	8.76	9.22
仿真误差/%	7.9	4.9	6.3	7.9	2.5

制载荷后,其变形位移的仿真结果为9.45mm,试验结果最大值为9.22mm,最小值为8.76mm。仿真结果与试验结果相比,仿真结果大于试验结果,最大差值为0.69mm,仿真误差为试验结果的7.9%;最小差值为0.23mm,仿真误差为试验结果的2.5%。由结论可以看出,仿真分析与试验结果的偏差较小,吻合度较高。通过研究掌握了复合材料尾减管的加载变形的仿真与试验数据,为评估变形对直升机的安全性影响提供了重要的数据支持。仿真分析与试验验证的技术手段对工程分析精度及可靠性的提高大有裨益。

AST

### 参考文献

- [1] 602所,603所,122厂,等.GJB 720.1 军用直升机强度和刚度规范总则[S].北京:航空航天工业部,1989.  
The 602 Institute, The 603 Institute, The 122 Factory, et al. GJB 720.1 General code for strength and stiffness of military helicopters[S]. Beijing: Ministry of Aerospace Industry, 1989. (in Chinese)
- [2] 杨元元.CCAR-27-R1 中国民用航空规章第27部正常类旋翼航空器适航规定[S].北京:中国民用航空总局,2002.  
Yang Yuanyuan. CCAR-27-R1 Airworthiness regulations for normal rotor aircraft[S]. Beijing: General Administration of

- Civil Aviation of China,2002. (in Chinese)
- [3] 杨元元. CCAR-29-R1 中国民用航空规章第 29 部运输类旋翼航空器适航规定[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2002.  
Yang Yuanyuan. CCAR-29-R1 Airworthiness regulations for transport rotor aircraft[S]. Beijing: General Administration of Civil Aviation of China,2002. (in Chinese)
- [4] 蒋新桐, 施学明, 许祖兴, 等. 飞机设计手册第 19 册直升机设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.  
Jiang Xintong, Shi Xueming, Xu Zuxing, et al. Aircraft design manual, Volume 19: Helicopter design[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2005.(in Chinese)
- [5] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.  
Niu Chunyun. Stress analysis and dimension design of practical aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [6] 张志民. 复合材料结构力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.  
Zhang Zhimin. Structural mechanics of composite materials[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,1993. (in Chinese)
- [7] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
Shen Zhen. Design manual for composite structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2001.(in Chinese) (责任编辑 皮卫东)

### 作者简介

温青山(1983—)男, 学士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构设计和复合材料结构制造工艺。

Tel: 15845119369

E-mail:397100136@qq.com

荆天冬(1980—)男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机结构设计。

Tel: 0451-86582738 E-mail:554553915@qq.com

## Simulation Analysis and Test Verification of Loading Deformation to the Connecting Pipe of Tail Gearbox

Wen Qingshan\*, Jing Tiandong

Harbin Hafei Aircraft Industry Co., Ltd., Harbin 150066, China

**Abstract:** Composite connecting pipe of tail gearbox plays an important role in supporting the helicopter tail rotor. Due to the thrust of the tail rotor, it will deform along the thrust direction in the course of use. If the deformation is too large, the operation safety of the tail rotor will be affected and the safety of the helicopter will be threatened. In order to grasp the deformation of composite connecting pipe of tail gearbox under limited load and evaluate the accuracy of simulation analysis, the simulation and experimental verification of deformation of connecting pipe of tail gearbox are carried out. The boundary conditions of simulation and test are set to simulate the real assembly state of the product. The results show that the maximum deformation displacement of connecting pipe of tail gearbox is obtained from the test results 9.22mm. The difference between the simulation result and the minimum value of the test result is 0.69mm. The simulation results are in good agreement with experimental results.

**Key Words:** composite material; connecting pipe of tail gearbox; deformation; simulation; test

Received: 2019-05-17; Revised: 2019-06-12; Accepted: 2019-06-15

\*Corresponding author. Tel.15845119369 E-mail: 397100136@qq.com