

民用直升机复合材料尾段结构 适航验证



门坤发¹,徐海斌¹,宋瑶¹,时丽²

1.航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司,黑龙江 哈尔滨 150066

2.陆军装备部航空军事代表局驻哈尔滨地区航空军事代表室,黑龙江 哈尔滨 150066

摘要:按照CCAR-29-R2第573条要求,对复合材料尾段结构进行疲劳和损伤容限评定。依据对尾段结构进行多工况下详细的强度计算结果,结合结构在制造过程中产生的各种缺陷以及统计外场使用和维护对结构造成的各种损伤,按照咨询通告AC 20-107B的方法研究这些损伤和缺陷类型,并把分层缺陷和冲击损伤作为结构损伤容限缺陷的主要类型。将这些缺陷和损伤按照试验不同的验证阶段引入到试验件结构中,综合对尾段结构进行强度计算和试验结果分析。结果表明,民用直升机复合材料尾段结构满足适航规范关于损伤容限的要求,可用于装机试飞验证和批产。

关键词:适航; 损伤容限; 复合材料; 威胁分析

中图分类号:V215+V216

文献标识码:A

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2021.10.011

复合材料具有高比强度和比刚度以及易于设计等优势,逐渐应用于航空飞行器的主承力结构中^[1-3]。由于直升机载荷相对较小,复合材料在直升机上的应用远远超出了固定翼的应用,大量采用复合材料结构是直升机结构设计发展的总趋势,尤其是直升机尾段结构。美国贝尔直升机公司的OH-58“基奥瓦”直升机和贝尔-429等直升机尾段结构以及波音公司的AH-64“阿帕奇”直升机尾段结构都大量采用了高强度的复合材料作为结构材料^[4-6],中法联合研制的AC352直升机尾段结构的尾梁也采用了复合材料结构。对于直升机复合材料结构的强度验证,欧美发达国家都按照新的适航规范进行了疲劳和损伤容限试验^[4-6],而对于国内直升机复合材料尾段结构,相应的参考文献较少,在对国内某民用直升机复合材料尾段结构设计和验证过程中,以适航规范CCAR-29-R2进行验证,对于复合材料结构损伤容限的验证条款是第573条^[7],该民用直升机的尾段结构是由复合材料层压板和蜂窝夹层结构构成,设计和验证过程中的缺陷和损伤经过对尾段结构的威胁分析并参考咨询通告AC 20-107B的要求^[8],在验证的试验件结构上进行预制缺陷和损伤,经过对民用直升机复合材料尾段结构进行疲劳和损伤容限试验验证,验证了复合材料尾段结构

满足设计指标的要求。

本文按照适航规范的要求,完整地进行了复合材料尾段结构的结构强度分析、威胁分析、缺陷引入以及适航试验验证,为直升机复合材料结构验证提供借鉴。

1 尾段结构强度和威胁评估

1.1 结构的强度

适航规范CCAR-29-R2第29.573条(c)(2)中对主要结构件(PSEs)的定义如下:对承受飞行或地面载荷起重要作用,其失效可能导致旋翼航空器灾难性失效的结构元件。按照规范对PSEs的定义,直升机尾段结构的PSEs包括尾梁、垂尾和平尾结构,直升机尾段承受的载荷包括整个尾段的结构惯性载荷、垂尾和平尾的气动载荷、尾桨的推力和扭矩载荷、尾减速器载荷以及尾部应急着陆的冲击载荷等,这些载荷通过尾梁传递到机身结构中并得以扩散,整个尾段结构承受着高周和低周的疲劳载荷的作用。按照适航规范的要求,对承受飞行或地面载荷起到重要作用,且该结构元件的疲劳破损可能导致航空器灾难性破坏的结构元件^[7],对于确定的每一个主要结构件(PSE),要进行第29.573条d

收稿日期:2021-06-20; 退修日期:2021-07-19; 录用日期:2021-08-30

引用格式: Men Kunfa, Xu Haibin, Song Yao, et al. Airworthiness verification of civil helicopter composite tail section structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(10): 68-73. 门坤发, 徐海斌, 宋瑶, 等. 民用直升机复合材料尾段结构适航验证[J]. 航空科学技术, 2021, 32(10): 68-73.

(1)(ii)确定整个限制范围内所有临界情况下的载荷和应力的空中和地面测量以及第29.573条d(1)(iii)确定的载荷或应力为基础的、与使用中预期的载荷谱一样严重的载荷谱,基于规范要求,需要对尾段结构进行整个载荷包线范围内详细的强度计算。

国内某民用直升机尾段结构的复合材料采用东邦碳纤维材料,其商品名称为GC2354和GC2355,其中GC2354是织物,GC2355是单向带,其主要力学性能见表1。

表1 GC2354和GC2355力学性能

Table 1 Mechanical properties of GC2354 and GC2355

| 材料参数 | GC2354 | GC2355 |
|---------------------|--------|--------|
| E_{11}/GPa | 68.4 | 114.4 |
| E_{22}/GPa | 63.9 | 8.9 |
| μ_{12} | 0.043 | 0.294 |
| G_{11}/MPa | 4960 | 4600 |
| X_T/MPa | 862 | 1758 |
| X_C/MPa | 802 | 1010 |
| Y_T/MPa | 862 | 109 |
| Y_C/MPa | 802 | 21 |
| S/MPa | 70.3 | 70 |

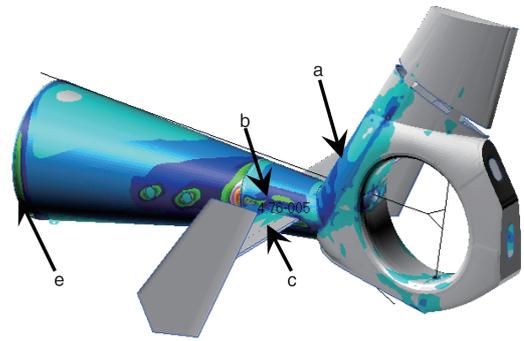
尾段结构中的垂尾和平尾是以表1所列的性能进行铺层设计和强度计算。对于该民用直升机结构,垂尾是涵道式垂尾结构,平尾结构通过两根螺栓固定在垂尾结构的“鱼口”位置,垂尾通过框与尾梁对接。该民用直升机尾段结构的最严重受载工况是稳定右侧滑和受阻右侧滑,图1是尾段结构在侧滑和偏航两种严重工况下的应变分布云图。

从图1的两种严重工况下的应变云图可见,该民用直升机尾段结构的高应变区域主要包括:垂尾的前缘位置(a);平尾连接垂尾“鱼口”处(b);平尾根部(c);尾梁与垂尾连接处(d);尾梁与机体结构连接处(e)。

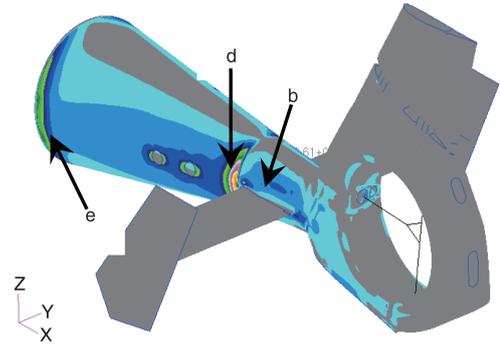
1.2 结构的威胁分析

依据CCAR-29-R2第29.573条d(1)(iv)要求,需要对所有的PSE进行威胁评估,考虑疲劳、环境影响、内在和离散缺陷,以及在制造或使用过程中可能发生的冲击或其他偶然的损伤。根据统计,尾段结构主要的损伤如下:(1)生产过程中结构产生的各种制造缺陷;(2)装配和维护过程中工具跌落产生的冲击损伤;(3)维护操作平台移动不慎造成冲击的损伤;(4)起飞和着陆过程中沙砾冲击产生的损伤;(5)飞行或停机时雹击产生的损伤;(6)其他类型的损伤。

图2给出了该民用直升机的两个典型的冲击损伤,其中图2(a)是垂尾受到操作工具跌落产生的损伤,图2(b)是平尾在飞行中受到高速物体冲击产生的损伤。按照咨询通告AC 20-107B的要求,将飞行器复合材料结构的损伤按严



(a) 稳定右侧滑工况下尾段结构应变云图



(b) 受阻右侧滑工况下尾段结构应变云图

图1 尾段结构在严重载荷情况下的应变分布云图

Fig.1 Strain distribution of rear structure in critical load case

重程度分为5个级别。缺陷和损伤都在制造和使用中可能出现,并在整个寿命期间存留在结构中,具有代表性。这些缺陷和损伤的尺寸通常在可检或可接受的限值范围内,需要确定这些缺陷的类型对结构的强度影响。该直升机整个尾段结构是由碳纤维层压板结构和夹层结构组成,在设计 and 验证过程中,需要满足适航规范条款^[9]的要求,其验证思路是确保结构在勉强可检缺陷(BVID)下能够承受极限载荷,并且在整个服役过程中缺陷不扩展,在可检缺陷(VID)下能够承受限制载荷,并且在满足寿命和可检情况的同时满足剩余强度的要求。

2 缺陷类型的确定

2.1 缺陷类型的确定

国内外多数学者在研究复合材料结构的各种损伤对结构强度的影响时,都将分层和冲击缺陷作为各种缺陷的代表^[4-6,10-12],因此在验证中将其引入到要验证的结构件中。将分层缺陷和冲击缺陷作为引入到试验件的缺陷类型进行研究,复合材料分层缺陷在拉伸载荷作用下强度退化一般较少,为10%~15%^[11]。在压缩和剪切载荷作用下,因局部



(a) 垂尾结构由于工具跌落造成的损伤



(b) 平尾结构意外冲击造成的损伤

图2 垂尾和平尾意外冲击损伤图

Fig.2 Accidental impact damage diagram of vertical and flat tails

失稳可以导致极限强度有较大的损失。复合材料结构对冲击损伤特别敏感,使用经验和试验研究表明,复合材料结构的BVID和VID缺陷影响着结构的压缩承载能力,在试验验证结构中考虑低能量的冲击损伤。

2.2 分层和冲击缺陷的确定

统计生产制造过程中结构易产生分层区域,结合结构的强度计算结果,将结构压缩和剪切应变大的区域作为结构分层缺陷的制造位置。同时,结合单位的无损检测能力,在结构压缩和剪切高应变区域制造直径为6mm或直径为10mm的分层缺陷。在复合材料结构分层缺陷的制造过程中,层压板结构的中间层区域放置两个特氟龙垫片,夹层结构的外蒙皮与蜂窝位置放置两个特氟龙垫片。

根据冲击缺陷的大小和位置参考^[13],根据威胁分析可

知,尾段结构的冲击损伤主要包括工具跌落、维护操作平台不慎撞击、雹击、沙砾以及其他损伤等形式。(1)工具跌落产生的冲击损伤,能量在23.8~33.8J范围内,主要位置是平尾上表面以及垂尾结构涵道内环处;(2)维护操作平台不慎撞击造成的损伤,能量是18.8J,主要的冲击的区域是尾梁的侧面和垂尾的侧表面;(3)雹击引起的损伤,包括地面停机状态和飞行状态两种,每个冰雹冲击的能量11.8J,此类损伤发生位置对于静止停放的直升机尾部各个部位都有可能,在飞行中需要同时考虑一定高度下直升机最大平飞速度和冰雹在此高度下的冲击速度,则冰雹对机体结构的冲击能量最大为29.9J,可能的冲击区域是垂尾结构的前缘位置;(4)沙砾冲击产生的损伤,主要是旋翼下洗流能够吹起的沙砾,能量大约是13.5J,主要位置是垂尾与平尾连接的下部位置处,平尾下翼面位置等。

综上所述,复合材料尾段结构的分层和冲击缺陷位置如图3所示。

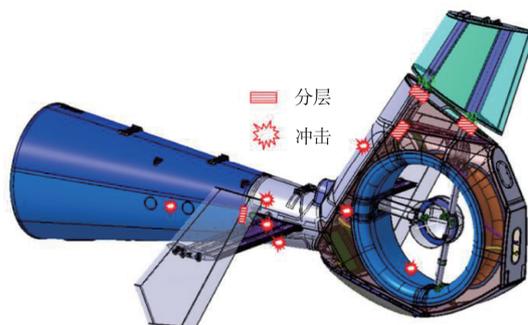


图3 尾段结构的分层和冲击缺陷位置示意图

Fig.3 Delaminate and impact positions of rear structure

2.3 分层和冲击缺陷的制作

分层缺陷是在结构成型过程中在结构中预埋特氟龙垫片,而冲击缺陷则是利用冲击枪在试验件安装好的状态下在图3的区域按照给定的能量进行冲击,图4是尾段结构垂尾区域的一处冲击缺陷的制作。在试验件冲击缺陷制造前,为了确保冲击效果,在相似结构报废件上预试好之后,再在试验件上进行冲击。

对于尾段结构薄蒙皮结构和蜂窝夹层结构,以凹坑深度和冲击损伤面积为判据,厚的层压板结构在外观上没有明显凹坑,借助无损检测设备进行冲击分层大小的确认。以上分层缺陷和冲击缺陷在试验件上进行明显的标记,便于试验过程中的监控,确认缺陷是否扩展。



图4 尾段结构冲击缺陷的制作

Fig.4 Impact defect manufacturing of the rear structure

3 疲劳和损伤容限评定

3.1 尾段结构的安装

尾段结构试验安装现场如图5所示,在尾梁的前框位置进行约束,在垂尾上部和涵道尾减支撑杆和平尾位置进行加载,在试验件的重点监控部位粘贴应变片进行应变监控,在变形较大的位置利用变形进行监控。



图5 尾段结构损伤容限试验现场

Fig.5 Damage tolerance test site of rear structure

3.2 疲劳和损伤容限评定验证流程

对于复合材料尾段结构,按照适航规范CCAR-29-R2第573条(d)(2)要求,必须为所有PSE确定更换时间、检查或其他程序,以要求在灾难性失效前修理或更换损伤零件。同时,第573条(d)(2)(i)要求更换时间必须通过试验或试验支持的分析确定,且必须表明结构能承受使用中预期的变幅重复载荷。

对于该民用直升机复合材料尾段结构,损伤容限试验

在常温环境下进行,试验过程中静力试验考虑1.15倍的湿热老化系数,同时保证结构一倍寿命具有B基准可靠性的试验参数。利用载荷放大系数1.148和对应的寿命分散系数1.5进行疲劳寿命试验^[10],疲劳试验按照块谱形式加载,每一块载荷谱对应100飞行小时。为验证满足设计目标一万飞行小时寿命指标要求,按照给定的载荷放大系数和寿命分散系数,在整个试验阶段需总共进行150块载荷谱试验。

复合材料尾段结构损伤容限的验证流程为:首先在试验件上制造初始缺陷,在BVID缺陷的试验件上进行带环境影响系数的限制载荷试验;然后进行疲劳试验,按2/3设计目标寿命进行验证;疲劳试验完成后进行极限载荷试验;再进行VID缺陷制造和在原BVID损伤的基础上加重损伤后进行损伤容限试验,进行1/3目标寿命验证;寿命试验验证完成后,最后对试验件选取最严重的载荷工况进行1.0倍的极限载荷剩余强度试验验证。

在试验验证过程中,对试验件的关键区域每天进行一次详细的目视检查,每进行20块载荷谱对结构进行一次无损检测,重点检查确定结构预制分层和冲击缺陷是否扩展,同时检查结构是否有新的缺陷或损伤出现,整个结构的试验验证流程如图6所示。

3.3 试验结果分析

整个疲劳试验按0.2Hz的加载频率总体协调进行加载,按照图6的试验流程进行试验,在直升机复合材料尾段结构试验完成后,再次对结构进行详细的无损检查,未发现新的损伤产生,试验件所预制的分层缺陷和冲击缺陷没有扩展,同时考虑损伤类型、检查间隔、损伤可检性以及损伤检查所用技术后确定的假定损伤所要求的剩余强度,结构在满足设计寿命指标后,能够承受1.0倍的极限载荷结构未破坏。通过疲劳和损伤容限评定,验证了直升机复合材料尾段结构满足了设计指标要求。

4 结论

依据民用直升机复合材料垂尾结构的有限元仿真分析结果,统计分析生产实际和维护过程产生的缺陷,并将其引入到复合材料尾段结构试验件上,参考咨询通告AC 20-107B的验证方法对其按照CCAR-29-R2适航规范要求的条款进行了疲劳和损伤容限评定,得出如下结论:

(1)直升机复合材料尾段结构的制造缺陷和冲击缺陷能够覆盖整个产品生产和服役过程所遇到的各种意外情况,具有代表性,能够涵盖整个服役阶段对复合材料结构产

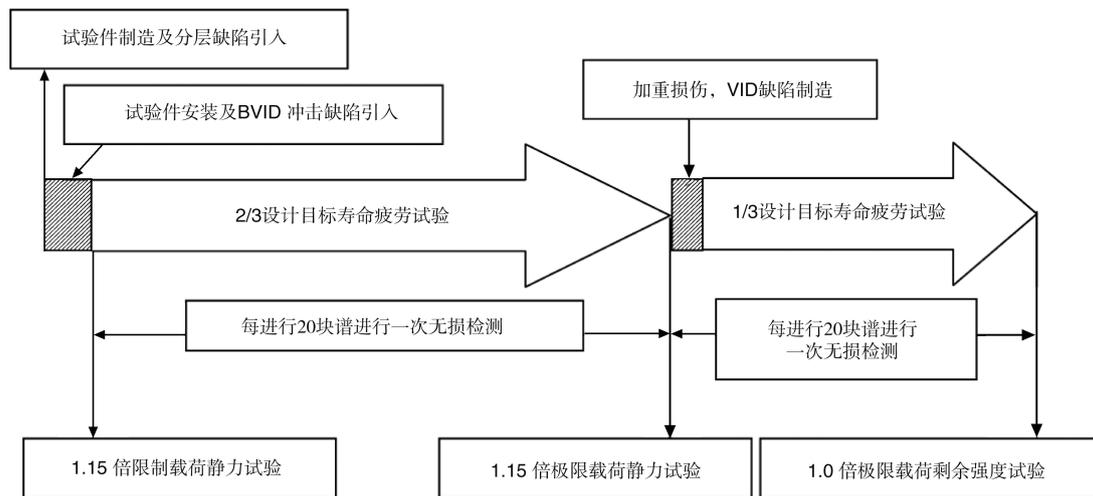


图6 尾段结构试验流程

Fig.6 Rear structure test flow

生的大部分威胁。

(2)按照疲劳和损伤容限试验验证了直升机复合材料典型结构满足适航规范的损伤容限设计要求,满足设计飞行小时和检查间隔的要求,表明直升机复合材料尾段结构具有损伤容限的能力。

AST

参考文献

- [1] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 605-610.
Chen Shaojie. Composite technology and large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 605-610. (in Chinese)
- [2] 杨乃斌. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报, 2008, 29(3):594-604.
Yang Naibin. Composite structure for new generation large commercial jet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3):594-604. (in Chinese)
- [3] 付裕, 刘牧东, 吴堂珍, 等. 直升机复合材料结构疲劳寿命评定技术的研究进展与发展趋势[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):83-88.
Fu Yu, Liu Mudong, Wu Tangzhen, et al. Development and trend on fatigue life evaluation of helicopter composite structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 83-88. (in Chinese)
- [4] Conlon S C, Evans S S, Smith E C, et al. OH-58 tail boom damage detection study[C]//American Helicopter Society 68th Annual Forum, 2012.
- [5] Gamache L, McCarthy D K, Weisenburger R. AH-64 composite AFT fuselage ground test load derivation, execution, and results correlation[C]//American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.
- [6] Roberge J. The bell model 429 advanced composite structure application and tail boom certification [C]//American Helicopter Society 64th Annual Forum, 2008.
- [7] CCAR-29-R2 运输类旋翼航空器适航规定[S]. 中国民用航空局, 2017.
CCAR-29-R2 Airworthiness standards for transport rotorcraft [S]. Civil Aviation Administration of China, 2017. (in Chinese)
- [8] AC20-107B Composite aircraft structure[S]. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009.
- [9] 《飞机设计手册》总编委会. 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.
Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual Vol. 19: Helicopter design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [10] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Chinese Aeronautical Establishment. Composite structure design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.

- Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual Vol. 9: Load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [12] 段敏鸽,刘存喜. 飞机复合材料结构适航符合性验证思路研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 54-58.
Duan Mingge, Liu Cunxi. The study on airworthiness verification of composite aircraft structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 54-58. (in Chinese)
- [13] 门坤发,尹洪国. 直升机复合材料尾段结构威胁分析[C]//第八届中国航空学会青年科技论坛, 2018.
Men Kunfa, Yin Hongguo. Threat analysis for helicopter rear structure of composite[C]//The 8th Youth Science and Technology Forum of CSAA, 2018. (in Chinese)

Airworthiness Verification of Civil Helicopter Composite Tail Section Structure

Men Kunfa¹, Xu Haibin¹, Song Yao¹, Shi Li²

1. AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, China

2. Aviation Military Representative Office of the Representative Bureau of Army Armament Department in Harbin Region, Harbin 150066, China

Abstract: In accordance with the requirements of Article 573 of CCAR-29-R2, the fatigue and damage tolerance assessment of the composite tail section structure is carried out. According to the detailed strength calculation results of the tail section structure under multiple working conditions, combined with various defects generated during the manufacturing process of the structure and various damages caused by the use and maintenance of the field, these types of damage and defects are studied in accordance with the advisory circular AC20-107B, and delamination defects and impact damage are taken as the main types of structural damage tolerance defects. These defects and damages are introduced into the test piece structure according to different verification stages of the test, and the strength calculation and test results analysis of the tail section structure are comprehensively carried out. The results show that the composite tail section structure of the civil helicopter meets the requirements of the airworthiness specification regarding damage tolerance, and can be used for flight test verification and batch production.

Key Words: airworthiness; damage tolerance; composite material; threat analysis