

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2020.02.001

民用飞机机体结构静强度验证

赵峻峰 李三平 李 强*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要:

民用飞机机体结构静强度验证是保证飞机结构安全的基础,是民用飞机获取型号合格证投入市场运营的基本条件。以机体结构静强度验证流程为线索,从分析和试验两方面阐述了当前机体结构静强度验证的思路和方法以及未来的发展趋势。对于金属机体结构,结合少量必要试验,采用经试验验证的分析进行全面静强度验证是当前金属机体结构静强度适航验证较好的工程解决方案,而复合材料机体结构采用积木式验证模式是目前最优化的验证方案。采用传统的内力模型加工程分析方法依然是机体结构静强度验证的主要手段,但工作流程,主要是强度校核工作部分,将向自动化方向发展,以满足实际工程分析对效率和质量的要求。同时,全机精细有限元模型分析是机体结构静强度验证重要的辅助手段,代表了飞机结构强度分析未来的发展方向。

关键词: 飞机结构;静强度;结构分析;结构试验;适航验证

中图分类号: V215.22; V221.91

文献标识码: A

OSID:



0 引言

机体结构静强度满足设计目标是民用飞机机体结构设计成功的基础,在既定的设计目标(包括使用和维修等指标)下实现结构重量最轻则是飞机结构设计师永远追求的目标。飞机诞生的 100 多年来,保证机体结构静强度是飞机设计师最早开始考虑的问题之一。随着飞机的普及,飞机设计师通过总结所遇到的问题,不断拓展飞机设计中需要考虑的问题,形成了当今涉及机体结构安全的涵盖静强度、动力响应、疲劳和损伤容限、鸟撞、坠撞、颤振、水上迫降等相关专业的完善的飞机机体结构设计验证体系。

机体结构静强度分析与验证是飞机结构设计中发展最早、最成熟的技术,也是分析准确度相对较高的技术。近年来航线运营的民用飞机几乎没有因为机体结构静强度问题造成的运行事故,这归功于一套完善的机体结构静强度验证体系,包括分析和试验。本文对当前民用飞机机体结构静强度验证工作流程进行简要介绍,并阐述适航验证的基本思路。

1 机体结构静强度验证流程

经过几十年的发展,通过分析和试验相结合,形成了一套完善的民用飞机机体结构静强度验证流程,本文以图 1 为线索介绍机体结构静强度验证的主要工作,并阐述民用飞机机体结构静强度适航验证思路。

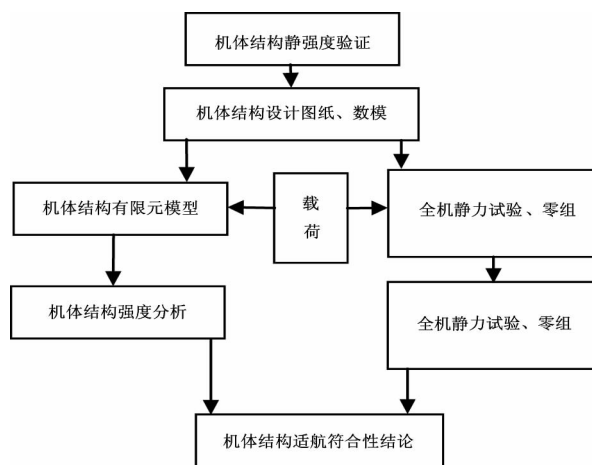


图 1 民用飞机机体结构静强度验证流程

* 通信作者。E-mail: liqiang1@comac.cc

引用格式: 赵峻峰,李三平,李强.民用飞机机体结构静强度验证[J].民用飞机设计与研究,2020(2):1-5. ZHAO J F, LI S P, LI Q. Static strength verification of civil aircraft body structure[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(2):1-5 (in Chinese).

2 机体结构静强度分析

2.1 机体结构载荷

机体结构静强度载荷使用限制载荷和极限载荷来规定^[1]。限制载荷是飞机服役中预期的最大载荷,极限载荷是限制载荷乘以规定的安全系数。按 CCAR25.303 规定,除另有规定,当以限制载荷作为结构的外载荷时,必须采用安全系数 1.5。考虑机体结构刚度时,只需采用限制载荷进行分析。限制载荷是飞机在运行中可能遇到的最严酷的情况,因此飞机结构最严重的变形出现在限制载荷情况下,而考虑了安全系数的极限载荷则用于考核结构的承载能力。

机体结构载荷主要包括飞行载荷和地面载荷,分别考虑了飞行中空气作用于机体结构的力和地面运行时地面作用于起落架的力对机体结构的影响。当考虑飞机在水面上降落或迫降时,还需考虑水载荷作用于机体结构的情况。在进行突风载荷、地面着陆和滑行载荷计算时,需要通过动态响应分析来确定机体结构载荷的严重情况。

在进行机体结构静强度分析时,采用一套计及飞机每一质量项目的惯性力与这些空气、地面和水载荷相平衡的全机平衡载荷。除了全机平衡的飞行和地面载荷外,在机体结构静强度分析时还需要考虑一些局部结构载荷,譬如增压舱增压载荷、起落架的局部牵引载荷、用于飞机顶升的顶起点局部载荷、舱门的局部气动载荷和操纵系统作动器局部操纵载荷等。

为了获得所有的载荷临界点,在载荷计算时需考虑所有重量、重心、速度和高度的组合,得到几十万甚至上百万种载荷工况。在进行机体结构静强度分析时显然不可能对每一种载荷工况都进行强度分析,需要对载荷进行筛选。一般可通过机体结构关键剖面内力(弯矩、剪力和扭矩)进行单值包线筛选和组合包线筛选。对于一些特殊结构和重要连接,譬如活动面接头和起落架连接接头等,可对接头单点载荷进行各方向单值和组合值筛选。通过载荷筛选,一般全机载荷工况数可控制在几百的量级,用于机体结构静强度分析。

2.2 全机有限元模型建模

全机有限元模型是机体结构静强度分析的基础,一般采用一维和二维单元模拟典型机体结构,根据刚度等效原理将机体结构简化为有限个计算单

元。对于特定的飞机型号,根据结构特点制定统一的全机有限元建模规定^[2]。全机有限元模型涉及机身、机翼和尾翼多个部件,一般由各部件设计人员分别完成部件建模,再由全机有限元管理人员负责组装。全机有限元模型是涉及结构简化、载荷施加、传力分析、强度方法和数据管理的综合权衡、甚至相互妥协的复杂工程实践工作。

2.3 全机有限元内力计算

将经过筛选后的每一个载荷工况以全机平衡载荷的形式施加到全机有限元模型上,获得机体结构每一典型结构单元的作用力(结构内力)用于结构静强度分析。在施加载荷过程中须准确地模拟所施加的气动载荷、结构惯性载荷、客载和货载等载荷。民用飞机结构验证要求分析用软件应经试验验证或有一定的应用经验,一般采用 NASTRAN 作为全机有限元计算的求解器。

2.4 典型结构静强度校核

机体结构静强度校核一般采用成熟的工程方法对典型结构进行强度校核。首先,从全机有限元内力计算结果中提取典型结构的最大工作载荷,这些工作载荷有的来自一个典型结构单元的内力,有的来自多个典型结构单元内力的组合。然后,根据设计手册中的工程方法计算典型结构许用值,这些工程方法必须是成熟可靠的,一般均为经试验验证的方法。最后,根据许用值与最大工作载荷之比计算得到安全裕度,完成典型结构的静强度校核。

2.5 精细有限元模型分析

对于机体结构局部受力复杂的位置,可从全机有限元模型中截取局部结构模型进行细化分析,获得局部结构的细节应力分布,有效模拟由于应力集中造成的局部高应力情况。近年来,随着计算机计算能力和存储能力的不断增强,全机精细有限元模型分析^[9]成为可能,单元尺度可达到厘米级。譬如单通道民用客机可进行 2 000 万单元量级的全机精细有限元模型分析,可有效识别大量局部高应力细节,为静强度分析和全机静力试验验证提供参考,避免因分析不充分造成试验验证过程中结构预期外的破坏。通过实际应用情况来看,在一些工程分析方法相对较保守的部位,精细有限元模型可以大幅度提高分析精准度,减小工程分析方法的保守量,提高结构效率。同时,作为一种独立的分析方法,精细有限元模型可以捕捉传统模型中被“简化”掉的遗

漏风险项,从而提高试验的成功率。

尽管全机精细有限元模型分析技术已经显现出明显的技术优势,但是在机体结构静强度适航验证应用方面还处于起步阶段,需要系统性的建立从应力/内力分析到结构强度安全裕度全过程的机体结构静强度验证体系,并通过型号的实际应用。目前,全机精细模型只起到辅助和补充的作用,离最终取代原有的验证模式还有很长的路要走。

2.6 机体结构静强度分析自动化

早期机体结构静强度分析主要靠分析工程师手工或借助一些简单的计算程序完成,工作质量和工作效率相对较低。随着计算机技术的发展,应用网络数据库管理数据,采用统一的分析平台进行自动化操作成为可能。国内外设计单位均开发了大量结构强度自动化分析平台,其中国外以空客公司 ISAMI 为代表,成功应用于 A350 飞机研制,国内也实现了成功应用^[3-5]。强度自动化平台的应用,实现分析方法统一,分析数据统一管理,提高了结构强度分析质量;分析程序的自动运行还显著提高了结构强度分析的效率,这样的快速迭代能力在设计方案更改期间至关重要。

3 机体结构静强度试验

3.1 机体结构静强度试验目的

试验是验证机体结构的最重要手段,只有通过试验验证的分析方法才能用于适航验证。机体结构静强度试验主要分为两类,一类用于验证许用值,包括材料许用值、紧固件许用值和典型结构许用值。另一类用于验证分析模型,主要是全机有限元模型的验证。

3.2 许用值试验

机体结构强度许用值试验大致可分为两类,一类是材料的许用值试验,另一类是结构的许用值试验^[10]。

用于机体结构静强度分析的材料许用值、紧固件许用值均可由试验直接获得。对于金属结构一般由材料和紧固件供应商完成,并写入金属材料手册(MMPDS)中。一些特殊的许用值未在 MMPDS 中给出,需要用户自行进行试验获取,譬如一些埋头紧固件许用值,紧固件湿安装系数等。对于复合材料,由于材料的性能与制造工艺密切相关,因此需要在型号研制初期,根据型号选用的复合材料体系,规划

复合材料许用值验证矩阵,通过大量许用值试验得到机体结构分析用材料许用值,在进行复合材料许用值试验时还需考虑环境等因素的影响。

结构许用值试验一方面可以直接得到结构的承载能力,另一方面可以用于验证结构许用值分析方法,为机体结构分析验证提供基础。这些试验主要是零组件试验,譬如典型长桁压损试验,典型壁板压缩、剪切试验等。最大规模的结构许用值试验是全机静力试验的极限载荷工况,用于验证机体结构的极限载荷承载能力,是机体结构验证的重要试验之一。

3.3 模型验证试验

机体结构强度校核的基础是结构内力,结构内力是通过外载荷施加到全机有限元模型上计算得到的,内力计算结果的准确性直接影响到结构强度的准确性。

机体结构除个别结构外均为多传力路径结构,这种设计保证了飞机结构的破损安全特性,同时也使全机有限元模型成为一个高度静不定结构,必须通过试验手段对全机有限元内力计算的准确性进行验证。

如前文所述,全机静力试验的极限载荷工况是验证机体结构承载能力的重要试验,全机静力试验的限制载荷工况则是验证全机有限元模型的重要试验。近年来,随着计算能力以及分析能力的提高,民用飞机适航管理部门越来越重视飞机制造商的分析验证能力。由于结构试验的周期和经费的限制,直接进行试验验证的工况总是有限的,进行全面的结构强度分析能够更好的提高结构安全性和可靠性。

除全机静力试验对全机有限元内力计算的验证外,对于一些局部复杂结构,也可以通过局部典型结构试验验证有限元计算的准确性。譬如验证局部连接件载荷计算,可以设计典型连接结构试验件,通过试验件连接区域的应力分布来验证局部有限元模型计算的连接件载荷的准确性。

4 机体结构静强度验证

4.1 机体结构适航验证

民用飞机机体结构适航验证是民用飞机研制的重要环节,一个新的民用飞机型号是否能够在研制完成后快速完成适航验证取得型号合格证并投入市场运营将影响到整个项目的成败。

民用飞机的适航验证目的是保障民用飞机的安全性,是以代表公众的政府部门主导制定的安全标

准进行验证,涉及民用飞机设计、制造、使用和维修全生命周期。验证主要包括工程设计验证和管理验证。本文讨论的机体结构适航验证属于工程设计验证,对于大型民用飞机,按 CCAR25 部以及相关的修正案执行。

由于民用飞机研制周期长,为了缩短适航验证周期,适航验证与工程设计是同步进行的。另外,由于很多验证证据是在飞机研发过程中产生的,因此适航审查方也要求在飞机研制开始阶段就介入审查。

机体结构适航验证与飞机其他系统同步,在飞机项目向适航审查部门提出型号审查申请(一般在飞机初步设计开始阶段)时,首先根据飞机型号的机体结构方案,对照适航规章和相关的修正案,梳理机体结构的审定基础,根据申请人的技术能力和经验,提出各部分结构的初步符合性验证方法,完成审定计划(CP),并得到审查方的认可或批准。另外,审定计划贯穿于整个设计验证过程中,随着工程设计验证工作的深入,根据实际的设计构型和验证情况变化,需要不断对审定计划进行修正。

4.2 机体结构静强度适航验证方法(MC)

根据航空器型号合格审定程序^[6],在型号合格审查过程中,为了获得所需的证据资料以表明适航条款的符合性,申请人通常需要采用不同的方法。这些方法汇总为十种,适航审查中根据适航条款的具体要求选取其中的一种或多种组合的方式来满足条款的要求。

机体结构静强度适航验证方法主要采用 MC2 和 MC4。

MC2 为分析和计算,采用经试验验证的分析方法对机体结构进行静强度分析计算,分析结果可以表明结构满足适航规章的静强度要求,保证结构安全。

MC4 为试验室试验,通过从试片、零组件到整机的一系列结构静强度试验,验证结构的承载能力是否满足适航规章要求或验证结构静强度分析方法是否可接受。工程上,可接受判断依据一般认为是可以通过试验证据表明分析在一定的较小的误差范围内或表明分析均是保守的。

4.3 机体结构静强度适航验证思路

金属结构机体静强度验证早期,由于分析方法和计算能力的限制,基本依靠试验进行验证。从 20 世纪 50 年代开始,航空结构工程师对金属机体结构进行了大量试验研究,特别是 NASA 组织的一系列

研究,发表了大量关于金属机体结构分析方法的报告,至今这些分析方法还广泛应用于金属机体结构的分析中。随着分析技术和计算机计算能力的不断发展,民用飞机机体金属结构静强度验证从单纯依靠试验验证发展到现今的通过经试验验证的分析方法的分析结合少量试验完成金属机体结构进行静强度验证。并且,适航审查部门越来越重视采用经试验验证的分析进行适航验证。试验验证中试验工况是有限的,无法通过有限的试验对所有临界部位进行所有临界工况的验证,采用经试验验证的分析进行适航验证更能保证验证的全面性,从而更好地保证机体结构的安全性。

近年来,复合材料大量应用于民用飞机,以波音 787 和 A350 为代表的新一代民用飞机复合材料用量已超过 50%。但相对于金属材料结构,复合材料结构性能受制造和使用环境等影响较大,分析方法成熟度相对较低,目前复合材料结构的静强度验证还需要大量依赖于试验。

为了缩短复合材料结构验证周期,降低研制成本,目前复合材料结构静强度适航验证普遍采用积木式验证模式^[7]。积木式验证采用全尺寸部件和由试样、元件和组合件组成的多层次积木式设计验证试验相结合的方法。多层次试验验证有助于使全尺寸试验时实施困难的验证内容(如环境影响和损伤性能等)在低层次上通过试验验证,并且可以避免全尺寸试验的复杂性和实施困难,降低研制成本,确保全尺寸试验验证顺利一次通过,尽可能少地付出重量代价。对于静强度验证,由于全尺寸结构试验往往无法模拟诸多的综合环境效应,验证是不完整的,需要通过低层级试验验证室温条件与湿热环境下的相同破坏模式,同时给出室温条件下全尺寸试验所需的环境补偿系数,从而保证复合材料结构的静强度验证的完整性^[8]。

5 结论

机体结构静强度验证虽然是机体结构验证中较成熟的专业,但是在复杂金属结构验证、复合材料结构验证、混合结构验证等方面还有很大的提高空间。可采用积木式验证的模式,开展底层基础试验数据的积累,对精细有限元模型分析方法进行充分的验证,使精细有限元模型静强度分析在结构应力(内力)分布和结构承载能力方面逐步替代试验验证,

同时可以用于全机内力有限元模型的校准。

机体结构静强度分析仍然可以采用内力模型加工程分析方法的模式,不断提高结构强度自动化分析平台的自动化程度和易用性,完善新材料和新结构分析的方法,为结构静强度适航验证提供全面可靠,高质量的分析报告。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准: CCAR25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [2] 杨晓东, 邬旭辉, 李三平. 飞机全机有限元分析数据管理初探[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(2): 24-27.
- [3] 李小平, 张彦军, 朱亮. 飞机强度自动化技术的发展与展望[C]. //2015 年第二届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 国防工业出版社, 2015-09-15.
- [4] 牟全臣, 李小平, 于化龙. 结构强度自动化计算软件平台 StrenBox 的方法和实践[J]. 计算机辅助工程, 2009(03): 87-91.
- [5] 赵峻峰, 邹新煌, 武建国. 基于网络数据库和 CAE-SAM 框架的飞机结构强度校核平台[C]. //第九届

中国 CAE 工程分析技术年会专辑, 2013-07-27.

- [6] 中国民用航空局. 航空器型号合格审定程序: AP-21-AA-2011-03-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [7] FAA. Composite Aircraft Structure: AC20-107B [S]. U. S. : Federal Aviation Administration, 2009-09-08.
- [8] 沈真, 柴亚南, 杨胜春, 等. 复合材料飞机结构强度新规范要点评述[J]. 航空学报, 2006(5): 784-788.
- [9] 黄勇, 李三平. 民用飞机结构强度设计中的全机精细有限元分析技术及其应用[J]. 计算机辅助工程, 2018, 6(3): 35-38 + 53.
- [10] 沈真, 史有好, 李国明. 复合材料许用值和结构设计值 [C]. //梦想成真的推动力-2011 商用飞机复合材料应用国际论坛会议论文集. 上海: 中国航空学会, 2011.

作者简介

赵峻峰 男, 大学本科, 研究员。主要研究方向: 飞机结构设计与验证。E-mail: zhaojunfeng@comac.cc

李三平 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 有限元分析及验证。

李强 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞机结构强度。E-mail: liqiang1@comac.cc

Static strength verification of civil aircraft body structure

ZHAO Junfeng LI Sanpin LI Qiang *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Static strength verification of civil aircraft body structure is the basis of ensuring the safety of aircraft structure, and the basic condition for civil aircraft to obtain the type certificate and put into market operation. Starting from the process of structural static strength verification, this paper describes the current ideas, methods and future trend of structural static strength verification from aspects of analysis and test. For metal structural static strength, it is a better engineering approach for the static strength airworthiness verification to use the comprehensive static strength verification by the analysis of the test verification combined with some necessary tests, while the “building-block” method for composite structure is currently the optimal verification scheme. The traditional method of internal force model and engineering analysis is still the main solution for structural static strength verification, but the working process, mainly the part of the strength verification, will develop towards automation to meet the requirements of efficiency and quality in actual engineering analysis. Meanwhile, the whole aircraft fine finite element model analysis is an important auxiliary method to verify the structural static strength, which represents the future development direction in aircraft structural strength analysis.

Keywords: aircraft structure; static strength; structure analysis; structure test; airworthiness certification

* Corresponding author. E-mail: liqiang1@comac.cc