

文章编号:1674-8190(2019)S1-006-06

# 民用飞机有限元模型的适航符合性验证

隋立军,邱弢,马健

(中国民用航空适航审定中心 西安航空器审定中心,西安 710065)

**摘要:** 在民机结构强度设计及优化中,有限元模型作为一种数值计算方法已被广泛应用,并被业内所认可,但至今仍缺乏一套有效的有限元模型适航验证方法。从适航规章角度出发,探讨有限元模型的验证思路和要求,梳理验证要素,并给出验证评价体系,可用于指导后续民机设计有限元模型适航符合性验证。

**关键词:** 有限元模型;适航;符合性;验证

**中图分类号:** V215.5

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.002

## Airworthiness Compliance Certification of Finite Element Model(FEM) for Civil Aircraft

Sui Lijun, Qiu Tao, Ma Jian

(Xi'an Aircraft Certification Center, Airworthiness Certification Center of CAAC, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** As one of the numerical calculation methods, the Finite Element Model(FEM) has been used a lot in the civil aircraft strength design and structure optimization, and also been recognized as the most useful numerical calculation methods in the aviation domain. But up to now, there is no one effective way to validate FEM for airworthiness certification. The FEM airworthiness certification requirements and thoughts are explored from the airworthiness regulation to make sure the certification points and establish the certification evaluation system. The method of verifying the FEM for certification can be used for the future civil aircraft design.

**Key words:** finite element model(FEM); airworthiness; compliance; certification

## 0 引言

有限元法作为一种求解微分方程的数值计算方法,具有理论完善、物理意义直观、计算效率高等优点。自 20 世纪 60 年代正式提出以来,伴随着电子计算机技术的发展和运用,基于有限元方法的计算机辅助工程(Computer-Aided Engineering,简称 CAE)应用越来越普及,并成为飞机结构设计的主流工具,在结构优化设计及减重方面发挥了不可替代的作用,提高了飞行器的可靠性,缩短了新机

型研制周期<sup>[1]</sup>。

目前在国内外飞机强度设计领域,有限元方法已成为了一种不可或缺的重要分析手段。民机强度分析大部分采用基于有限元的工程分析方法进行,其结构内力取自全机有限元内力计算结果;对于局部结构,则取全机有限元计算结果为边界条件进行细化模型分析。因此,作为飞机结构强度分析的输入条件,有限元模型是飞机结构强度分析中的一个至关重要的环节。

对于民用飞机,其结构强度设计必须满足相关

收稿日期:2019-01-16; 修回日期:2019-01-30

通信作者:隋立军,ljsui@163.com

引用格式:隋立军,邱弢,马健. 民用飞机有限元模型的适航符合性验证[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 6-11.

Sui Lijun, Qiu Tao, Ma Jian. Airworthiness compliance certification of finite element model(FEM) for civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 6-11. (in Chinese)

的民用航空适航规章。民用航空适航规章对机体结构强度提出了全面、系统的设计及验证要求,当中包含了对强度分析方法(包括有限元分析方法)的验证要求<sup>[2-5]</sup>,要求有限元分析方法及模型必须有效、合适、可靠,并经验证。

使用有限元分析方法及模型来表明飞机结构强度对适航规章的符合性在国外已取得初步成果,波音、空客等大型飞机制造商均大量使用有限元模型及分析表明对适航规章的符合性<sup>[6]</sup>,英国韦斯特兰公司研制的 WG-30 直升机通过有限元分析方法代替试验验证取得了适航证件<sup>[7]</sup>,大大缩短了飞机研制周期,节省了研制成本。由于载荷与强度分析方法、模型简化方法的各异性,加之国外公开发表的相关资料较少,目前国内飞机结构强度的适航符合性表明仍以 MC4、MC5 及 MC6 试验验证为主,局方还未接受用有限元分析来全面代替试验验证来表明对规章的符合性;国内也鲜有有限元分析方法及模型验证方面的研究,吴存利<sup>[7]</sup>从分析与建模流程、建模技术、软件的完整性及可靠性等方面初步探讨了有限元模型的验证技术问题,但未提出明确的验证要素;刘国方等<sup>[8]</sup>从有限元建模的质量检查角度出发,给出了有限元模型质量的检查标准与方法,但其未能给出有限元分析方法及模型有效性、合适性、可靠性的检查标准与判据。

本文从适航规章及适航要求的角度出发,探讨有限元模型的验证思路和要求,梳理有限元模型十二项评价要素及具体内容,并给出验证评价标准,以期指导后续民机设计有限元模型适航符合性验证。

## 1 有限元模型验证的适航要求

作为国际主流适航当局,中国民用航空局(Civil Aviation Administration of China,以下简称 CAAC)的 CCAR(Civil Aviation Regulation of China)系列规章、美国联邦航空局(Federal Aviation Administration,以下简称 FAA)的 FAR(Federal Aviation Regulation)系列规章及欧洲航空安全局(European Aviation Safety Agency,以下简称 EASA)的 CS(Certification Specifications)系列规章是民用飞机设计与制造主要依据,其中均包含了对有限元分析及模型的要求。以 CAAC 发布

的 CCAR-25 部 R4《运输类飞机适航标准》<sup>[2]</sup>为例,载荷和静强度对有限元模型验证的相关条款如下:

第 25.301 条载荷(b):“……除非表明确定受载情况的方法可靠,否则用以确定载荷大小和分布的方法必须用飞行载荷测量来证实”;

第 25.305 条强度和变形(b)(3):“所用的方法和假设足以计及这些变形影响”;

第 25.307 条结构符合性的证明(a):“……只有在经验表明某种结构分析方法对某种结构是可靠的情况下,对于同类的结构,才可用结构分析来表明结构的符合性……”。

CAAC 发布的管理程序 AP-21-AA-2011-03R4《航空器型号合格审定程序》<sup>[3]</sup>中也明确指出:“使用好的分析技术不足以保证分析结果的有效性,因此申请人必须表明数据是有效的。审查代表在审查工程分析时,要负责检查确认数据的准确性、适用性以及所做的分析未违背原问题的假设条件。”

FAA 发布的 FAR25 部<sup>[4]</sup>及 Order 8110.4C<sup>[5]</sup>中要求与 CAAC 要求基本相同。此外,FAA 还专门发布了题为《Finite Element Model Validation》的问题纪要<sup>[9]</sup>,要求当申请人应用有限元模型来表明对于 § 25.305(强度和变形)和 § 25.307(结构符合性的证明)的符合性时,需起草问题纪要来建立符合性方法。

依据以上法规和问题纪要,局方明确要求在有限元模型应用于结构分析之前,必须对有限元分析结果的有效性、合适性、可靠性和保守性进行验证,以表明该有限元模型及采用的分析方法或假设有足够的精确度或足够保守。

## 2 有限元模型的验证思路

### 2.1 有限元建模过程

有限元方法实质上是把具有无限个自由度的连续系统,理想化为只有有限个自由度的单元集合体,使问题转化为适合于数值求解的结构型问题。

通过假想把连续系统分割成数目有限的单元,单元之间只在数目有限的节点相互连接,构成一个单元集合体来代替原来的连续系统。在节点上引进等效载荷(或边界条件),代替实际作用于系统上

的外载荷(或边界条件),每个单元内则按一定的规则建立求解未知量与节点相互作用之间的关系(如力—位移)。把所有单元的这种特性关系按一定的条件(变形协调条件、连续条件或变分原理及能量原理)集合起来,形成并求解一组以节点变量为未知量的代数方程组。

强度分析已有多种商业成熟的有限元分析程序,目前在航空领域中应用较多、国际通用的是 MSC. PATRAN 和 NASTRAN。飞机全机有限元分析一般包括全机有限元模型建立、组装和更新、有限元节点载荷生成、有限元计算、有限元结果处理等过程。有限元建模通常应基于结构总体受力情况初步分析与预判,在不改变结构总体传力路线的前提下选取结构分析区域并进行适当简化,根据结构细节特征和应力梯度变化等情况划分适当的网格及密度,选取适当的单元类型和材料属性参数,保证简化后的单元刚度等效并能反映节点的真实(连续或不连续)位移情况。此外,载荷施加和边界约束的处理也应在符合结构真实支持状态前提下进行适当简化。

## 2.2 有限元模型的验证思路

目前,新型民机研制中由于有限元模型、载荷及分析结果轮次多、数据量大,因而处理过程繁琐,特别是全机有限元数据常常涉及到不同部门或多个研制供应商之间大量的分析结果传递,一旦分析结果处理有误,将直接影响设计质量并拖延全机各部件/部件的设计、分析进程。因此对有限元模型进行必要的验证,保证模型及采用的分析方法或假设有足够的精确度或足够保守就显得至关重要。

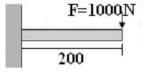




根据局方相关要求及有限元分析过程,验证可从以下方面开展:分析选取的代表性的模型几何尺寸是局部细节模型或全机模型?材料数据是否准确?是否来源于局方认可的资料或申请人试验获得的数据?需结合对结构受力情况做出适当的假设与简化,选取单元类型(如杆单元、壳单元、梁单元、实体单元等)、位移插值函数等是否合适?有限元模型的连续性能否保证?单元局部坐标系是否正确?载荷施加方式、约束与支持方式/边界条件是否正确?网格密度是否合适?有限元方法选取的数值计算方法的精度如何(商业有限元软件一般

不涉及,自开发的有限元程序需要考虑)?

申请人在有限元方法成为局方可接受的分析方法之前,可以将有限元分析结果与经典或已知的解析解进行比对、验证,以证明模型是否需考虑非线性情况、偏心效应及产生的次生弯矩。

以悬臂梁分析为例,不同的单元简化可能得到不同的分析结果,因此可将不同的有限元模型与解析解进行对比,以验证模型的有效性、合适性,具体如下表 1 所示。对于悬臂梁而言,通过对比,梁单元、壳单元及实体单元三种模型中,梁单元模型是一种较为理想的有限元模型。

表 1 悬臂梁有限元模型的验证

模型类型		最大应力/MPa	最大变形/mm	最大应力误差/%
解析解		290.10	-38.5	-
梁单元		290.14	-38.9	0.01
壳单元		298.00	-38.7	2.65
实体单元		327.00	-38.7	11.28

此外,申请人可使用真实试验情况来验证有限元模型,例如在静力试验或飞行试验过程中使用加速度传感器、位移传感器、压力传感器、应变片等手段来实测相关数据与有限元分析结果比对,来验证有限元模型。因实际试验中可能存在间隙、残余应力及滞后效应,实测值应排除这些因素后再与有限元结果进行比对。

上述方法中应用最普遍的方法是在指定区域粘贴应变片进行应变值测量,并将有限元模型预测值与实测值进行对比。因高应力区或结构复杂区域应力梯度变化较大,无法真实反映结构受力,应选取应力梯度较小的区域的应变值进行比对,同时还需考虑此处的应力主方向和结构各种严酷载荷情况。若偏离较小(如误差在 10% 以内)、吻合度较好,如图 1 所示,则意味着模型尺寸、施加的外载荷、模型刚度(节点与单元)与边界条件是可接受的,该有限元模型即可被接受而无需更多评估。

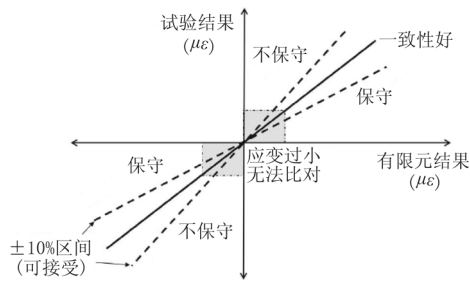


图 1 有限元分析结果与试验结果对比判据

### 3 有限元模型的验证

#### 3.1 验证要素

有限元模型方法作为一种高度软件工程化的数值方法,其验证可以划分为两部分,一部分是有限元软件本身的验证,这些验证与通常的软件鉴定

差别不是很大;另一部分是对有限元方法的验证。文献[8]、[10]、[11]中虽然介绍了一些验证要素,但基本还是基于软件应用对建模过程的验证,而局方明确要求的有限元模型应用于结构分析之前对有限元分析结果的有效性、合适性、可靠性和保守性的验证,更着眼于分析结果与试验结果的接近或吻合程度、分析模型与真实飞机受力情况的差距。

依据对有限元建模过程的梳理,其验证要素及验证过程可按表 2 中的评价体系开展。其中共有 12 个检查要素,对应有 3 级评价结论,分别为“好”、“一般”、“差”,对应的分值分别为 2 分、1 分、0 分,检查时每一项要素分别对应到 3 级标准,填写相应数值。其中第 1 项、第 2 项、第 3 项及第 9 项检查要素要特别关注,必要时反复检查。根据评价的总分及其对应标准,可对有限元模型进行评价与判断,并对有限元模型进行相应的修改完善。

表 2 有限元建模验证评价表

序号	检查要素	检查判据	评价结论		
			好(2分)	一般(1分)	差(0分)
1	结构传力分析	飞机整体传力路线是否清楚?			
2	建模目的	该有限元模型要获取的输出结果是否清楚? 能否在试验中获取?			
3	模型简化	分析选取的模型几何尺寸(局部细节模型或全机模型)是否真实考虑了结构的传力特性、非线性特性?			
4	材料数据	材料数据是否来源于局方认可的资料或申请人试验获得的数据?			
5	单元类型	选取单元类型(如杆单元、壳单元、梁单元、实体单元等)、位移插值函数等是否合适? 刚度是否等效?			
6	网格密度	网格密度是否合适?			
7	节点布置	模型的连续性能否保证? 是否有奇异点或硬点?			
8	单元坐标系	单元局部坐标系是否正确?			
9	载荷与边界条件	载荷施加方式、约束与支持方式/边界条件的假设与简化是否正确?			
10	数值计算方法	有限元方法选取的数值计算方法的精度如何?			
11	分析结果验证	经典算例的有限元分析结果与已知经典解是否吻合?			
12	分析结果验证	有限元分析结果与试验结果吻合度如何?			
合计总分:					
总分评价结论:					
0—6	有限元模型差,无法用来表明对 § 25. 305(强度和变形)和 § 25. 307(结构符合性的证明)的符合性。				
6—20	有限元模型较好,但若用来表明对 § 25. 305(强度和变形)和 § 25. 307(结构符合性的证明)的符合性,仍需进一步完善有限元模型。				
20—24	有限元模型好,可以用来表明对 § 25. 305(强度和变形)和 § 25. 307(结构符合性的证明)的符合性。				

### 3.2 验证实例

以前文中论及的悬臂梁有限元模型为例,使用表 2 中的 12 项检查要素与要求,对梁单元、壳单元和实体单元三种有限元模型进行评估。本例中悬臂梁的受力情况与传力分析十分清晰,当一端简支、自由端施加通过刚轴的垂向集中力时,梁的任意截面上有正应力及剪应力,同时梁不发生扭曲变形。假定三种有限元模型的材料数据均合理正确,均为各向同性材料(MAT1),网格密度均能反映真实应力水平,单元坐标系设置正确。

梁单元模型建模选用的单元类型为 CBAR 单元,可以模拟弯曲变形状态,其单元计算输出结果为梁单元两个计算平面内的轴力与弯矩。壳单元模型建模选用的单元类型为 CQUAD4 四节点单元。实体单元模型建模选用的单元类型为 CTETRA4 四面体单元。通过悬臂梁受力分析,三种单

元相比较,梁单元最适宜模拟这种受力形式,在不考虑结构细节及连接的情况下,该种建模方式是最有效、最经济的。壳单元适宜用于模拟薄壁结构,当梁截面的缘条及腹板厚度较小时,壳单元计算得到的应力值与理论值较接近,但由于壳单元的单元刚度要大于梁单元,所以计算得到的最大挠度要小于梁单元计算结果。实体单元是通过直接求解刚度矩阵方程求解单元位移,进而求解单元应力。对于复杂结构及厚度较大的结构,实体结构能较为准确模拟其受力,特别对结构细节的应力场分布模拟准确。当结构厚度较小时,单元畸变较为严重,收敛率较差。上述三种模型的评价结论如表 3 所示,因无试验实测数据,故分析结果验证仅对比理论解与有限元计算解。可以看出:梁单元有限元模型能较为真实反映结构实际受力情况,比壳单元及实体单元模型更有效、更合适。

表 3 悬臂梁有限元模型的验证

序号	检查要素	检查判据	评价结论		
			梁单元模型	壳单元模型	实体单元模型
1	结构传力分析	飞机整体传力路线是否清楚?	2	1	1
2	建模目的	该有限元模型要获取的输出结果是否清楚? 能否在试验中获取?	2	2	2
3	模型简化	分析选取的模型几何尺寸(局部细节模型或全机模型)是否真实考虑了结构的传力特性、非线性特性?	2	1	1
4	材料数据	材料数据是否来源于局方认可的资料或申请人试验获得的数据?	2	2	2
5	单元类型	选取单元类型(如杆单元、壳单元、梁单元、实体单元等)、位移插值函数等是否合适? 刚度是否等效?	2	1	1
6	网格密度	网格密度是否合适?	2	2	2
7	节点布置	模型的连续性能否保证? 是否有奇异点或硬点?	2	1	1
8	单元坐标系	单元局部坐标系是否正确?	2	2	2
9	载荷与边界条件	载荷施加方式、约束与支持方式/边界条件的假设与简化是否正确?	2	1	1
10	数值计算方法	有限元方法选取的数值计算方法的精度如何?	2	2	1
11	分析结果验证	经典算例的有限元分析结果与已知经典解是否吻合?	2	1	1
12	分析结果验证	有限元分析结果与试验结果吻合度如何?	/	/	/
合计总分			22	16	15

## 4 结束语

本文通过对有限元分析方法及模型验证的适航要求进行梳理,探讨了有限元模型的验证要求及

验证思路,并提出了有限元模型验证的 12 项检查要素。使用该方法能够定量地评估所建立的有限元模型的有效性、合适性、可靠性和保守性,为进一步修改、完善有限元模型提供了依据和指导。国内

新型民机研制中应加快推进有限元技术发展与应用,对有限元模型进行充分验证,充分利用有限元模型方法代替试验验证来表明对适航规章的符合性。

### 参考文献

- [1] 关玉璞,陈伟,崔海涛. 航空航天结构有限元法[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2009.
- [2] FAA. Order 8110.4C. Type certification[S]. USA: FAA, 2007.
- [3] 中国民用航空局. AP-21-AA-2011-03-R4 航空器型号合格审定程序[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [4] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [5] FAA. FAR-25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[S]. USA: FAA, 2016.
- [6] 陈智恒. 有限元数值分析方法在适航符合性验证中的应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [7] 吴存利. 浅谈民机强度有限元分析适航认证技术[J]. 航空

科学技术,2011(2):36-39.

- [8] 刘国方,孙惠敏,李真,等. 民用飞机有限元模型质量检查探讨[J]. 民用飞机设计与研究,2013(3):28-30.
- [9] FAA. Transport Airplane Issues List: Finite Element Model Validation[S]. USA: FAA, 2016.
- [10] John Barlow. A role model for quality management in finite element analysis[C]//Italy: The 70th Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD, 1990.
- [11] Alan E Stockwell. A verification procedure for MSC/NASTRAN finite element models[R]. USA: NASA, 1995.

### 作者简介:

隋立军(1986—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向:民用飞机载荷强度适航审定。

邱 弢(1963—),男,学士,高级工程师,主要研究方向:民用航空器适航审定。

马 健(1966—),女,硕士,高级工程师,主要研究方向:民用飞机结构强度适航审定。

(编辑:沈惺)

### (上接第 5 页)

- [4] GBJ5435.3 无人机强度和刚度规范[S]. 北京:国防工业出版社,2005.
- [5] 谢传峰,王琪. 理论力学[M]. 北京:高等教育出版社,2009:37-40.
- [6] 《飞机设计手册》总编委.《飞机设计手册》第 9 册——荷载、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

### 作者简介:

顾项颖(1993—),女,硕士研究生.主要研究方向:飞机载荷分

析与计算。

宋 晨(1982—),男,博士,讲师,硕士生导师.主要研究方向:飞行器气动弹性分析与设计、无人机结构强度分析与设计等。

马铁林(1978—),男,博士,副教授,硕士生导师.主要研究方向:无人机总体设计、总体气动优化设计等。

张晓鸥(1972—),女,硕士,副教授.主要研究方向:飞行器结构强度分析与设计等。

(编辑:赵毓梅)