

飞机全机有限元分析数据管理初探

Research on Data Management for Finite Element Analysis of Full-Scale Aircraft Structure

杨晓东 邬旭辉 李三平 / Yang Xiaodong Wu Xuhui Li Sanping

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

提出了包括有限元模型、有限元计算、有限元结果以及模型参数化操作四个管理模块的有限元计算数据管理平台,对飞机全机有限元计算所有相关数据进行统一管理。在全机有限元内力计算过程中,严格、规范的管理流程不仅可以降低分析中人为疏失的概率,而且可以提高效率,进而提升飞机结构强度设计能力。

关键词:全机有限元计算;有限元模型;参数化操作

中图分类号:V21

文献标识码:A

[**Abstract**] This paper proposes a data management system for Finite Element Analysis (FEA) of full-scale aircraft structure, which includes the management modules of FEA models, computation, results and parametric operation. Based on strict and standardized administration of FEA models and analysis results, not only human errors on data processing will be reduced, but also the efficiency of FEA for airframe structures will be improved. Furthermore, the capability of aircraft structural strength design will be enhanced as well.

[**Key words**] Full-Scale Airframe Finite Element Analysis (FEA); Finite Element Model (FEM); parametric operation

0 引言

飞机结构的全机有限元模型和有限元计算结果是飞机强度设计、分析的主要依据和基础。因此,全机有限元内力计算是飞机机体结构强度分析中一个至关重要的环节。全机有限元模型、载荷、结果等计算数据的建立和更新管理的效率将直接影响全机有限元计算效率,进一步决定强度设计部门对全机结构的分析、计算能力。图1所示为某型民机全机有限元模型。

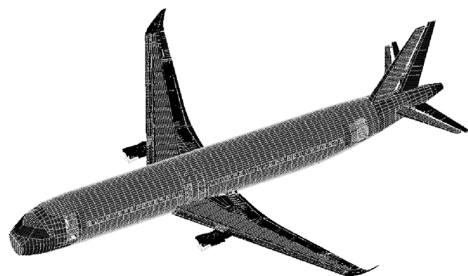


图1 某型民机有限元模型

目前,由于全机有限元模型、载荷及分析结果轮次多、数据量大,因而处理过程繁琐,且全机有限元数据常常涉及到不同部门和多位工程师之间大量的数据传递,因此数据版本控制难,数据操作工作量大、时间长。一旦数据处理有误,将直接影响设计质量并拖延全机各部段/部件的设计、分析进程。因此,开发规范、高效的全机有限元计算数据管理方法显得至关重要。

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。关于有限元建模和计算,本文采用航空界通用的商用软件 Msc. Patran 和 Msc. Nastran^[1],其提交计算文件包括执行控制段、工况控制段、有限元模型、载荷和约束等内容。针对全机有限元分析过程提出包括有限元模型、有限元计算、有限元结果以及模型参数化操作四个管理模块的有限元计算数据管理平台,分别分析和研究了各模块数据操作标准流程和管理、校对方法。

1 有限元模型管理

1.1 模型文件的管理和分类

全机有限元模型采用分段建模,全机组装的方式建立。全机有限元模型根据型号总体布局定义,划分为若干部段模型。全机内力解模型(所有模型 bdf 文件)必须置于平台管理之下,平台按多级“模型树”形式对整个模型的构成进行管理,如图 2 所示。全机模型下设机身、机翼和尾翼三个子模型模块,各子模型可根据需要再下设各自的子模型模块。

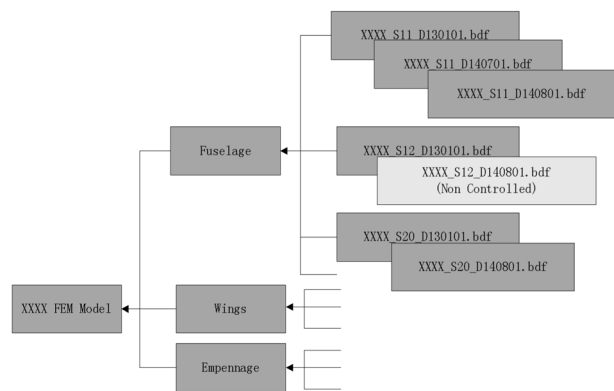


图2 全机有限元“模型树”示意图(注:XXXX表示飞机型号)

有限元模型通常由多个模型文件(子模型或模块)组成,模型文件分为“受控文件”和“非受控文件”两种。由普通用户首次上传到平台的模型文件最初都是“非受控文件”,如图中白色方框所示,用户可对非受控文件进行修改操作;经部段管理员认可后的文件成为“受控文件”,只有相应的管理员才对其有操作权限,如图中灰色方框所示。由于受控文件可能已经被一些分析所采用,为保证所有分析文件的有效性,原则上受控文件只可升版,不可修改。含有非受控文件的模型,称之为“非受控模型”,它们不受平台管理,所产生的结果只能作为临时计算使用,不可被正式强度报告所引用。

每个平台上的模型文件都有一个与之关联的信息文件,对新上传的模型文件,信息文件中应记录生成该文件所要输入的相关信息,如数模、日期等;对更新的模型文件,信息文件中应记录与老版本间的差异,如模型参数更改表等。通过上述信息文件的记录,实现整个模型版本历史的可追溯性。

1.2 有限元模型建立

有限元模型初次建立时,有限元模型管理员须指定好所有部段个数以及各部段名称的命名格式

(其中包含模型日期),例如,“XXXX_S50_D140701_1.bdf”,表示XXXX型号飞机垂尾盒段(S50)14年7月1日(D140701)更新的有限元模型。该模型将来的建立和更新由该部段负责人负责。

1.3 有限元部段模型更新

每个部段指定的负责人负责该部段模型管理。对于模型的更新,平台会自动更改模型文件名中的模型时间,并根据本文第4.2节bdf比较模块功能自动计算出更新内容。部段模型负责人需根据对比结果,确认更新无误后,再提交全机有限元模型管理员审核。

1.4 有限元模型组装和检查

部段管理员对所属部段模型文件的有效性负责,通过平台依据模型树结构组装成部段模型。经检查有效的部段模型可提交给全机模型管理员,后者可通过平台组装全机有限元模型,输出完整有效的模型bdf文件。平台对全机有限元模型进行初步检查,包括是否存在重复节点、重复单元等;全机模型管理员用组装好的全机有限元模型进行计算检查,保证各部段之间连接正确;若有错误,重新返回有限元部段模型更新阶段。

1.5 有限元模型发布

不是每一轮组装好的全机有限元模型都要发布,仅将供强度设计部门统一使用的全机有限元模型更改为“发布”状态。这里,模型“发布”是指生成一套全机有限元模型文件,包括含有几个不同用途的全机模型(如静力计算模型、疲劳巡航模型、疲劳起飞模型和疲劳着陆模型等)以及诸全机模型中包含的各部段模型版本,供全机内力正式计算以及强度设计部门各科室读取使用。

1.6 权限管理

有限元模型的管理涉及到不同科室和工程师,因此须设置好不同用户的使用权限。

(1)全机管理员:负责全机有限元模型的管理,对所有有限元模型数据有操作权限,但原则上应通过部段管理员对模型文件进行操作。这实质上是一个模型修改确认的过程。

(2)部段管理员:对所属部段模型负责,对其它部段模型没有操作权限。

(3)普通用户:可上传新的模型文件(增加模型树的节点),可对本人的非受控文件进行修改,但对其它模型文件仅有只读权限。普通用户可以组装

和下载平台上的模型。

2 有限元计算管理

2.1 有限元模型分组 set 的设置

在进行有限元计算前,全机有限元模型管理员需整理出整机分部段 set 信息,可以是机头、前机身、中机身、中后机身、后机身这样大部段的 set,也可以是机翼 1 号肋、2 号肋等这样细分的 set,按需设置,供有限元分析结果的输出选择使用。所有 set 以树状结构存储于平台中。

2.2 有限元模型加载与约束

调用最新的有限元模型,按静力等效原则将飞机在不同运行阶段所受原始外载荷分配到有限元模型节点上^[2],生成有限元节点载荷卡,供有限元计算时调用。

另外,设置多种约束,供有限元计算时选用。

2.3 有限元计算文件生成

根据有限元模型分组 set 菜单、有限元载荷菜单、输出结果类型菜单(位移、gpforce、应力、应变、spcforce 等)、输出文件类型菜单(op2 或 xdb)、约束菜单、有限元模型版本菜单等,自动生成适用于 Nastran 软件的提交计算文件。

2.4 有限元计算及检查

根据计算内存设置等菜单,提交有限元文件进行计算。

有限元计算结果的初步检查由平台自动完成。平台自动提取计算结果 f06 文件,输出各工况的总载(oload)、约束力(spcforce)和计算精度(epsilon)等结果,供计算人员检查相应分析的宏观合理性。

另外,用户可以做进一步详细检查。在有限元计算之前,设置好需检查及与之前轮次结果对比的典型节点和单元号;有限元计算结束后平台自动读取计算结果文件进行检查,并与以前轮次结果进行对比分析。

3 有限元结果管理

3.1 有限元计算结果存储

有限元计算结果经确认无误后,存入有限元计算结果数据库,并与相对应的全机有限元计算模型和计算文件相关联。每个结果需要有一个相关联的文件记录该计算结果的相关信息,如模型、载荷、重要结果等,平台自动汇总各模块的相关信息。

3.2 有限元计算结果的发布

将需发布的计算结果更改为“发布”状态,并与相对应的全机有限元计算模型和计算文件相关联,供强度设计部门各科室作进一步结构分析和强度校核使用。

4 有限元模型参数化操作管理

飞机设计历程是个不断更新载荷、模型的过程。为了更好地控制和追溯不断更新的有限元模型数据,并配合本文第 1 章提出的普通用户修改—全机管理员审核的模型管理架构,本文特提出有限元模型参数化操作管理模块。该模块可以使普通用户通过输入参数以列表建立、更新有限元模型,并在模型上传平台时自动计算更新参数列表,供全机管理员审核,详见文中 1.3 节所述。

4.1 编制修改清单模板

遵照 Msc. Nastran 卡片的格式,构建修改清单模板;同时,增加一个卡片操作标识项,以注明该卡片是新增、修改还是删除。其中,新增卡片要求放在 bdf 文件同类卡片的最后。为减少用户填写数据的工作量,并突出显示被修改的参数,特规定用户只填写需要修改的参数,不变的参数以空白代替。有限元模型修改清单模板如表 1 所示。

表 1 有限元模型修改清单模板

modify	CBAR	1001			1181	
add	CBAR	2001	1011	1187	1188	1180
delete	CSHELL	3001				

4.2 bdf 文件比较

模块通过对两个相似的 bdf 文件(分别称为源文件和目标文件)进行比较,生成模型修改清单,便于模型管理员对模型进行初步检查。

4.3 几何参数化建模

前文提到了以有限元 bdf 卡片参数为基本单位对模型文件进行参数化管理的方法,将此方法进一步发展可提出以数模几何参数为基本单位对模型文件进行参数化管理的方法。当飞机的结构布局基本确定,全机有限元模型的网格(自然网格)也就基本确定了。此时可将数模中与有限元模型刚度相关的几何参数,如蒙皮厚度、长桁截面尺寸等抽取出来,结合有限元网格形成几何参数模板。表 2 所示为机翼上壁板蒙皮厚度参数表(部分),列出了

每个肋位及长桁位置蒙皮厚度。

表 2 机翼上壁板蒙皮厚度参数表(部分)(单位:mm)

站位	前梁	S-1	S-2	S-3	S-4	S-5	S-6	S-7
1 肋	4	4	4	4.1	4.2	4.3	4.4	4.6
2 肋	4.48	4.48	4.48	4.5	4.52	4.54	4.56	4.76
3 肋	4.92	4.92	4.85	4.74	4.72	4.73	4.74	4.92
4 肋	5.4		5.4	5.4	5.4	5.4	5.4	5.4
5 肋	7.1			7.1	7.1	7.1	7.1	7.1
6 肋	9.9			9.9	9.9	11	11	11
7 肋	12				12	13.3	13.3	13.3
8 肋	13				14	15.8	15.8	15.8

这个几何参数模板,是结构设计部门和强度设计部门之间数据传输的标准载体,也是两个部门完成各自后续工作(数模设计和有限元分析)的共同依据。对于有限元建模工作,可通过程序读取模板中的几何设计所用参数,计算对应位置的单元属性(如壳单元厚度、梁单元截面属性等),最后自动输出有限元模型的 Nastran bdf 文件。几何参数化建

(上接第9页)

- (2) 低电平扫掠电流试验(LLSC);
- (3) 低电平扫掠电场试验(LLSF)。

对完整构型正常技术状态飞机的上述三项试验,验证飞机系统 HIRF 曝露的防护能力。

5 结论

飞机系统开发设计中,系统电磁兼容(EMC)及设备开发保证等级(Development Assurance Level,简称 DAL)是系统定义设计的重要内容。

通过相似性设计定义系统,存在一定的验证风险。对关键系统使用相同或相似机型试验测量的方法,分析预测设备在 IEL 或 HIRF 等环境的系统响应,可以较准确地定义系统。

使用低电平直接驱动试验(LLDD)、低电平扫掠电流试验(LLSC)和低电平扫掠场试验(LLSF),测量计算相似构型飞机系统的 IEL 和 HIRF 传递函数,包括系统设备导线(电缆束)的感应电流、开路电压、设备附近电场强度,是飞机系统初步设计时进行系统定义的准确有效方法。这些方法同样适用于其它射频环境的飞机系统响应预测和系统电磁兼容设计。

模的工作对于加速多轮次结构更改校核过程、提高工作效率意义重大。

5 结论

本文通过搭建有限元计算数据管理平台,提出了一套飞机全机有限元数据管理方案,分别分析和研究了全机有限元模型、有限元计算、有限元分析结果以及有限元模型参数化操作的数据操作流程和管理、校对方法。通过对计算模型和结果数据严格的管理流程,不仅可以降低分析中人为疏失的概率,而且可以提高效率,进而提升飞机结构强度设计能力。通过笔者在型号研制的中的实践,表明该数据管理平台行之有效,效果明显。

参考文献:

- [1] Msc. Software Corporation. Msc. Nastran 2010 Quick Reference Guide[Z]. 2010.
- [2] 《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,2001.

参考文献:

- [1] 美国运输部联邦航空局 AIR-130. AC20-136A 航空器电子电气系统雷电间接效应防护[S]. US:美国联邦航空局,2006.
- [2] 美国运输部联邦航空局 AIR-100. AC20-158A 航空器电气电子系统 HIRF 防护[S]. US:美国联邦航空局,2007.
- [3] 中国民用航空总局航空器适航审定司. AC21-1317 航空器高强辐射场(HIRF)保护要求[S]. 北京:中国民用航空总局,2006.
- [4] Dominique Lemaire. A unified approach for lightning and low frequencies HIRF Transfer Functions measurements on A380[Z]. France: IEEE,2009,9.
- [5] Society of Automotive Engineers(SAE). ARP5416 Aircraft Lightning Test Methods[Z]. USA:SAE International,2005,3.
- [6] Society of Automotive Engineers(SAE). ARP 5583 Guide to Certification of Aircraft in a HIRF Environment[Z]. USA:SAE International,2006,8.
- [7] Radio Technical Commission for Aeronautics(RTCA). DO-160 Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment[Z]. US:USA RTCA, Inc,2010,12.