

飞机结构全机有限元计算检查方法初探

Research on Inspection Procedure of Finite Element Analysis for Full-Scale Aircraft Structure

杨晓东 邬旭辉 / Yang Xiaodong Wu Xuhui

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

摘要:

为有限元模型组装、原始载荷处理、节点载荷生成、典型工况计算四个全机有限元计算步骤建立了数据校对和检查方法。对计算模型和载荷数据严格的检查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;模型检查;载荷检查

中图分类号:V214.1

文献标识码:A

[**Abstract**] This paper describes data check and an inspection procedure for four steps in full-scale Finite Element Analysis (FEA) of aircraft structure, which are FEA model assembling, external loads processing and check, FEM nodes loads generating and typical load cases analysis. Based on strict and timely checking of FEA model and external loads, not only human errors on data processing will be reduced, but also the FEA efficiency of airframe structures will be improved. Furthermore, the capability of aircraft structural strength design will be enhanced as well.

[**Key words**] full-scale Finite Element Analysis (FEA); model inspection; load inspection

0 引言

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。飞机结构的全机有限元模型及其计算结果是飞机强度设计、分析的主要依据和基础。全机有限元模型质量、载荷处理方法、全机有限元计算效率和精度将直接影响全机各个部段/部件的强度设计和分析过程。图1所示为某型民机全机有限元模型。

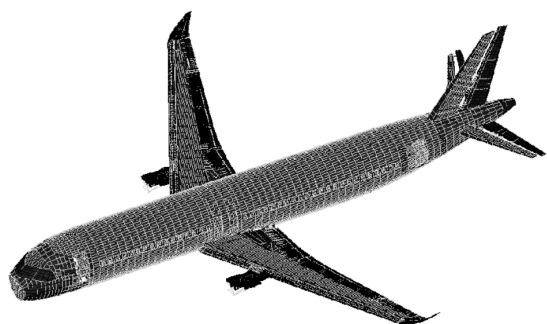


图1 飞机全机有限元模型

目前,由于全机有限元模型及载荷数据量大,处理过程繁琐,且模型和载荷涉及到不同部门和工程师之间大量的数据传递,全机有限元计算的每一阶段都需要花费大量时间进行确认和数据检查,一旦错误没有及时查出,将直接拖延全机各部段/部件的设计、分析进程。因此,开发简单、高效的全机有限元分析检查方法显得至关重要。

本文针对全机有限元计算中有限元模型组装、原始载荷处理、节点载荷生成、典型工况计算四个阶段,分别进行分析,研究了各阶段流程中数据的校对和检查方法。至于有限元计算软件,本文采用航空界通用的商用软件 Msc. Nastran^[1]。

1 有限元模型检查

1.1 全机有限元模型组装检查

全机有限元模型采用分段建模、全机组装的方式建立,并根据型号总体布局定义,划分为若干部

段模型,对部段模型需进行如下检查:

- (1)模型是否符合规定的 Nastran 格式。
- (2)模型总体坐标系是否按型号规定的机体坐标系定义。
- (3)模型单位制是否符合型号规定。
- (4)模型使用卡片是否符合软件规定的要求。
- (5)模型编号是否符合建模规定的要求。
- (6)模型单元坐标系是否符合规定要求。
- (7)模型简化是否符合建模原则规定的要求。
- (8)模型单元属性(长度、面积和体积)是否符合规定要求。
- (9)模型单元几何质量是否符合规定要求。

完成上述检查后,将部段模型进行全机有限元模型组装,并首次全机提交计算检查,计算文件中加入“PARAM,PROUT,1”、“PARAM,GPECT,1”和“PARAM,EST,1”语句,并对计算结果“f06”后缀文件进行下列检查:

(1)错误信息检查。搜索结果文件中含有“FATAL”字段的错误信息,按提示寻找错误根源并进行更正。

(2)警告信息检查。搜索结果文件中含有“WARNING”字段的警告信息,按提示检查模型。

(3)单元编号检查。“PARAM,PROUT,1”语句可以使结果文件中列出各种类型单元最小编号和最大编号,检查其是否符合型号建模规定。

(4)空点检查。“PARAM,GPECT,1”语句可以使结果文件中列出与每个节点连接的所有单元。与任何单元都无连接的节点即为空点,检查全机模型中所有空点,说明空点用途,比如“坐标系参考点”等,否则删除。

(5)单元属性检查。“PARAM,EST,1”语句可以使结果文件列出各类单元属性,对属性超出建议值的单元进行检查。具体单元属性检查项目见表1,建议值根据全机自然网格模型(按框、长桁或肋、长桁作为网格划分基准)建模要求给出。

(6)模型单元几何质量检查。超出单元几何质量要求的单元在 f06 结果中会标注“++++”、“IGNR”、“WARN”、“FAIL”,可通过前处理软件对几何质量不满足要求的单元进行处理。

(7)奇异点检查。应无奇异点(GRID POINT SINGULARITY TABLE)输出;如有输出,则需逐个判断奇异点的合理性。

表 1 全机模型单元属性检查项目

单元类型	检查项目	建议值
BAR BEAM ROD	长度(LENGTH)	30 ~ 800(mm)
	体积(VOLUME)	300 ~ 10 ⁶ (mm ³)
BUSH	长度(LENGTH)	等于 0
QUAD4 SHEAR TRIA3	面积(AREA)	10 ⁴ ~ 10 ⁶ (mm ²)
	体积(VOLUME)	10 ⁴ ~ 10 ⁶ (mm ³)
HEXA PENTA	体积(VOLUME)	10 ⁴ ~ 10 ⁶ (mm ³)

1.2 热膨胀载荷检查

对全机有限元模型施加均匀热膨胀载荷,进一步检查模型合理性。模型初始温度设为 0℃,施加温度载荷为 100℃,通过计算文件中的下述措施来实现: Bulk Data 段加入“TEMPD, 1000730, 0.”、“TEMPD, 1000731, 100.”, Case Control 段加入“TEMPERATURE (INITIAL) = 1000730”、“TEMPERATURE (LOAD) = 1000731”。热膨胀载荷计算时,还需注意:

(1)整个模型应赋予相同的材料(含热膨胀系数);

(2)梁单元 CBAR 和 CBEAM 等单元两端点须均无偏置或有相同偏置(单元长度不变);

(3)剪切板单元 CSHEAR 须更改为膜元或壳元 CQUAD4;

(4)RBAR/RBE 等单元的连接,须更改为 123456 自由度的连接,并赋予与模型材料相同的热膨胀系数,并增加“RIGID=LAGRAN”语句以计算热应力;或将这些约束单元更改为 CBAR 连接;

(5)RSPLINE 单元不计算热膨胀,须更改为 CBAR 或 RBAR/RBE 约束单元;

(6)CBUSH/CELAS1 等弹簧单元不计算热膨胀,因此模型中建议用弹簧单元连接同一位置的两个节点,不建议用弹簧单元连接不同位置的节点。

热载荷计算结果应满足:

(1)计算结果中单元应力不大于 1MPa;

(2)外载荷(OLOAD)为小量(力 1N 范围内,力矩 10³N·mm 范围内);

(3)单点约束力(FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT)为小量(力 10²N 范围内);

(4)求解精度(EPSILON)在 10⁻¹² 范围内。

1.3 全机“自由—自由”模态检查

对全机有限元模型进一步进行“自由—自由”

模态检查,用“SOL 103”求解,计算全机有限元模型频率在0Hz~40Hz范围内的所有固有频率和振动模态,通过计算文件中的下述措施来实现: Bulk Data段加入“EIGRL,74,0.0,40.0”, Case Control段加入“METHOD=74”。需要注意的是,模型中所有材料均须设定材料密度。

全机“自由—自由”模态结果应满足:

(1)当模型中带活动部件的驱动连接时(活动部件不可自由转动),前6阶模态应为刚体模态,模态频率小于0.01Hz。检查除刚体模态外的模态形状并进行评估,检查相应模型。

(2)模型中删除活动部件的驱动连接时(活动部件可自由转动),活动部件的转动频率应小于0.01Hz。

2 原始载荷检查

全机有限元计算的目的是计算飞机在不同运行阶段,包括滑跑、起飞、爬升、巡航、下降、着陆等过程中不同部件受载严重情况下的全机结构内力,作为飞机结构强度的设计依据^[2]。因此,飞机所受原始载荷的计算是有限元计算的源头。这些载荷包括飞行载荷(包括纵向、侧向、滚转)、地面载荷(包括地面操作、滑行和着陆等)、动载荷(包括纵突风、侧突风、动着陆、动滑行)等,分别由飞机飞行载荷计算部门、地面载荷计算部门和动载荷计算部门提供。

进行有限元计算前必须对这些载荷作下列检查,以确保载荷筛选和有限元分载工作进行顺利。

(1)载荷文件格式检查。需检查机身、机翼和尾翼的载荷文件格式,是否满足有限元分载要求。一般对飞行气动载荷、惯性载荷、地面载荷,推荐以分布小载荷形式(给出分布作用点位置和作用力)提供;动载荷以站位累计载荷形式提供。

(2)部段载荷计算检查。将机身、机翼、尾翼各部段、部件的原始载荷进行累积计算,计算各部段载荷累积到坐标(0,0,0)点形成的合力和合力矩,检查是否合理。

(3)原始总载荷计算检查。将机身、机翼和尾翼累积到坐标(0,0,0)点的合力和合力矩相加,得到全机总合力和合力矩,原则上应等于零(全机受力平衡)。实际上由于存在计算误差,总合力和合力矩可能不为零,检查要求总合力在 10^2N 范围内,

合力矩在 $10^6\text{N}\cdot\text{mm}$ 范围内,否则要仔细检查哪个部段原始载荷存在计算错误。

(4)与之前数据对比检查。将总载检查无误后的全机各部段、部件原始载荷数据与前轮相对应的载荷进行对比,借以检查此轮载荷是否合理。

3 有限元分载检查

原始载荷并不能直接用于全机有限元计算,有限元计算工程师需将原始载荷按静力等效原则分配到全机有限元模型节点上,才能进行计算以求得飞机结构内力。因此在全机内力有限元分析中,有限元节点载荷生成也是重要环节。由于各类原始载荷来自不同部门的不同工程师,载荷文件格式多样,分载时极易出错,所以进行有限元计算前必须对有限元分载结果快速进行下列检查:

(1)载荷文件格式检查。需检查机身、机翼和尾翼的载荷文件格式是否满足Nastran软件的计算要求,并将它们进行重新分类整理,以方便全机有限元计算使用。例如机身飞行纵向载荷,可以合并成一个载荷文件,命名为“fus_air_ver. bdf”。

(2)部段载荷计算检查。将机身、机翼、尾翼的节点载荷进行累积,计算各部段累积到坐标(0,0,0)点的合力和合力矩。这项工作可以将各部段载荷加载在全机有限元模型上提交Nastran计算,在“f06”后缀结果文件“OLOAD”字段下可得到各部段的合力和合力矩。

(3)有限元总载计算检查。将机身、机翼和尾翼节点载荷全部加载在全机有限元模型上,计算得到各工况下全机总合力和合力矩,由于原始载荷计算误差以及分载误差,总合力和合力矩不为零。检查要求总合力在 10^2N 范围内,合力矩在 $10^6\text{N}\cdot\text{mm}$ 范围内,否则须仔细对比有限元部段载荷计算结果和原始载荷部段载荷计算结果,检查究竟哪个部段有分载错误。表2所示为某飞行载荷工况有限元总载检查表,有限元总载不平衡,而与原始载荷的对比显示出尾翼载荷分载有误。

4 典型工况计算检查

选取两个全机内力计算典型工况检查全机有限元模型及节点载荷。

4.1 全机增压舱载荷检查

对飞机机身施加均匀气密载荷^[3],静定约束飞

表 2 有限元总载计算检查

	部段	T1(N)	T2(N)	T3(N)	R1(N·mm)	R2(N·mm)	R3(N·mm)
原始 载荷	机身	2.11E+03	-1.91E+05	-1.99E+01	-4.74E+04	-8.76E+04	-1.82E+09
	机翼	-2.29E+04	3.41E+05	2.43E+01	1.42E+05	-4.87E+04	7.81E+09
	尾翼	2.08E+04	-1.50E+05	-4.35E+00	-8.07E+04	1.60E+05	-5.99E+09
	总载	-3.75E-02	1.22E+00	1.10E-05	1.39E+04	2.41E+04	2.19E+04
节点 载荷	机身	2.11E+03	-1.91E+05	-1.99E+01	-4.74E+04	-8.72E+04	-1.82E+09
	机翼	-2.29E+04	3.41E+05	2.43E+01	1.42E+05	-4.87E+04	7.81E+09
	尾翼	1.88E+04	-9.42E+04	5.82E+03	1.97E+08	-2.24E+08	-3.79E+09
	总载	-1.97E+03	5.57E+04	5.83E+03	1.97E+08	-2.24E+08	2.21E+09
分载 前后 对比	机身	-4.32E-03	-5.76E-02	-1.73E-02	-3.72E+00	3.77E+02	-3.53E+03
	机翼	-1.35E+00	-1.70E+00	-3.20E-04	-6.91E+01	2.60E+01	-2.31E+04
	尾翼	-1.97E+03	5.57E+04	5.83E+03	1.97E+08	-2.24E+08	2.21E+09

机中央翼对称面上三个节点,对计算结果进行如下检查:

(1) 错误信息检查。搜索“f06”结果文件中含有“FATAL”字段的错误信息,按提示寻找错误根源并进行更正。

(2) 精度检查。计算结果的求解精度(EPSILON)量级应小于 10^{-11} 。

(3) 总载检查。检查总载(OLOAD RESULT-ANT),全机增压舱载荷为自平衡载荷,施加增压载荷计算后总载OLOAD中力(T1、T2和T3)的不平衡量数量级应小于 10^{-2} N,而弯矩(R1、R2和R3)的不平衡量数量级应小于 10 N·mm,否则需要检查增压舱有限元模型和加载正确性。

(4) 单点约束力检查。FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT应为小量(力1N范围内)。

(5) 全机位移、应力、应变检查。将计算结果导入后处理软件,检查全机变形以及应力、应变分布是否合理。

4.2 机动平衡 2.5g 工况检查

对飞机全机施加机动平衡 2.5g 工况载荷(机翼上弯最严重工况)^[3],静定约束飞机中央翼对称面上三个节点,对计算结果进行如下检查:

(1) 错误信息检查。搜索“f06”结果文件中含有“FATAL”字段的错误信息,按提示寻找错误根源并进行更正。

(2) 精度检查。计算结果的求解精度(EPSILON)量级应小于 10^{-9} 。

(3) 总载检查。检查总载(OLOAD RESULT-ANT),力(T1、T2和T3)的不平衡量数量级应小于 10^2 N,而弯矩(R1、R2和R3)的不平衡量数量级则应小于 10^6 N·mm。

(4) 单点约束力检查。FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT应为小量(力 10^3 N内)。

(5) 全机位移、应力、应变检查。将计算结果导入后处理软件,检查全机变形以及应力、应变分布是否合理。

5 结论

本文提出了一套飞机全机有限元计算检查方法,分别分析和研究了全机内力计算中有限元模型组装、原始载荷处理、节点载荷生成、典型工况计算四个阶段中的数据校对和检查方法。通过对计算模型和载荷数据进行严格的检查并流程化,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。

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.
- [3] 中国民用航空局. CCAR25-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.