

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.025

某民机全机级有限元内力分析研究

袁伟

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 针对民机全机级有限元内力分析载荷工况多、部段模型分散、内力输出复杂等问题, 提出一套全机级有限元内力分析管理方法。根据输入载荷工况进行检查分类, 确保输入载荷的完整性及正确性, 同时对载荷进行编号, 用于区分不同类型的工况, 便于强度校核人员识别。对全机各个部段模型进行管理, 分别按照模型所属型号、架次、部段、轮次、日期进行识别管理。提出一套内力结果检查方法, 可极大地提高全机级别有限元分析的效率及准确性。

关键词: 民用飞机; 有限元模型; 载荷; 有限元分析; 内力

中图分类号: V215.2 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0131-04

Research and Analysis on Internal Force of Civil Aircraft at Full Aircraft Level Using Finite Element Method

YUAN Wei

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

Abstract: To address the issues such as the multitude of load cases, the dispersion of segment models, and the complexity of internal force output in full-aircraft finite element internal force analysis, a management method for full-aircraft finite element internal force analysis is proposed. The input load cases are inspected and categorized to ensure the completeness and correctness of the input loads. Meanwhile, the loads are numbered to distinguish different types of load cases, facilitating identification by strength verification personnel. The various segment models of the aircraft are managed, with each model identified and managed according to its model type, batch, segment, iteration, and date. A set of internal force result inspection methods is proposed, which can significantly improve the efficiency and accuracy of full-aircraft level finite element analysis.

Keywords: civil aircraft; finite element model; load; finite element analysis; internal force

0 引言

试验和有限元分析是飞机结构强度设计两种重要手段, 由于试验准备周期长、试验成本极高、试验工况极少的原因, 有限元分析就显得格外重要。文献[1]采用有限元方法在考虑了机体结构刚度影响、起落架缓冲支柱非线性特性、系留绳索单一方向成立以及起落架与地面非线性接触等前提下, 建立了民机系留载荷计算模型; 文献[2]分别在有对流和热辐射两种情况下, 建立了飞机刹车副瞬态温度场有限元计算模型, 同时证明了该模型的合理性; 文献[3]建立了机身各部段对接位置有限元模型, 分析不同压力下钻孔位置贴合面间的间隙变化, 得到了最优的紧固件安装位置; 文献[4]建立了风挡层合玻璃有限元模型, 研究了风挡层合玻璃的抗弹设计方法; 文献[5]建立了试验台架-吊挂有限元模型, 对吊挂静强度进行了分析, 并与试验结果进行对比, 验证了有限元分

析模型的准确性; 文献[6]建立了前起落架舱段结构的有限元模型, 对结构低阶频率特性进行构件尺寸的参数优化, 调整结构刚度分布形态, 给出了结构固有振动特性优化结果, 提高结构的动力学特性; 文献[7]根据 1 种鸟撞简化载荷模型对飞机风挡鸟撞有限元进行分析, 并与试验结果比较, 说明了模型的合理性; 文献[8]采用有限元法, 求解裂纹前沿的应力强度因子、裂纹扩展方向及增量, 为三维广布裂纹飞机寿命的评估提供了参考; 文献[9]提出了超单元在民机设计中的应用流程, 为型号的研制节约了大量的计算时间及存储空间; 文献[10]基于有限元仿真方法, 建立间隙装配下风挡紧固件柔度与间隙之间的力学模型; 文献[11]在有限元分析的基础上对某发动机活塞进行了轻量化设计; 文献[12]针对复杂飞行器中有限元模型连接的问题, 对惯性释放的方法进行了验证; 文献[13-14]采用有限元方法研究了自动扶梯的碰撞危害程度、桁架强度、材料力学

作者简介: 袁伟(1989—), 男, 江苏扬州人, 高级工程师, 硕士, 研究方向为飞机结构强度内力分析, yuanwei1@comac.cc。

性能、防坠撞装置可靠性及失效模式等;文献[15]通过机身框段结构有限元建模及坠撞仿真研究了大型运输类飞机坠撞特性及失效模式;文献[16]建立货舱地板下部结构有限元模型,通过仿真结果与试验结果的相关性分析来验证有限元模型,分析不同冲击速度对货舱地板的影响;文献[17]采用解析解和有限元解获得的应力强度因子预测的疲劳裂纹扩展寿命与试验结果吻合良好;相比于有限元法,应力强度因子解法简单、高效;文献[18]基于代表性体积单元(RVE)提出了含缺陷材料的简化模型,通过有限元模型计算了含缺陷层合板的屈曲性能;文献[19]以结构有限元数值仿真为基础,提出了混合边界的模拟,加载假件刚度解耦设计与优化,使部段试验设计精度达到较高水平;文献[20]将相场法和扩展有限元法的优势相结合,捕捉复杂裂纹几何的同时利用X-FEM显式地构造出断裂面;文献[21]在深入理解光滑有限元法基本理论的基础上,研究了光滑边域有限元法边域的形成方式,光滑应变矩阵的求解方法以及光滑有限元形函数的计算方法;文献[22]通过典型含裂纹平板的计算,表明广义扩展有限元计算应力强度因子精度更高。

上述关于有限元分析都是基于小部件或者部段模型的研究,对于全机级别有限元是如何进行分析及管理的很少涉及,本文对某民机全机级有限元分析过程进行详细研究,认为该过程主要难点在于输入外载荷确认、节点载荷管理、分析工况挑选、全机有限元模型管理、内力计算及结果核查。针对这些急需改进的地方,首次提出了一套适用于民机全机有限元分析的管理方法,这极大地提高了全机有限元分析及强度校核的效率及准确性。

1 全机有限元内力分析简介

全机有限元分析流程包括输入载荷检查,节点载荷计算,严重工况筛选,内力计算及结果检查几个步骤。整个流程工作量极其庞大,涵盖了多种全机级别的输入,比如载荷、模型,对这些输入在使用之前又需要经过各种等效简化的处理。整个分析流程要变得有序、清晰、不反复迭代,就必须针对这些输入的使用以及输出正确性的判定制定相应的规则。本文根据全机有限元分析流程长、输入来源多、中间过程复杂、输出核查严格等特点,提出对应的管理原则及检查方法,确保全机有限元分析及强度校核结论的正确性。

2 输入载荷检查

全机有限元分析包含各种情况的输入载荷,大致可以分为飞行静载荷、地面静载荷、动突风载荷、动滑行载荷和动着陆载荷。外载荷在施加到有限元模型上进行内力计算前需要对其进行分析,判断所使用载荷的合理性,从而确保内力结果的合理性。外载荷大致从3个方面着手进行分析检查。1)全机载荷平衡检查,主要检查全机载荷是否平衡,全机总力小于50 N,全机总力矩小于 $10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}$,那么该工况则认为是一个平衡工况。如果全机工况不平,在进行全机内力分析时,在约束的位置会出现较大的约束反力,那么约束位置附近的有限元内力解会不真实。2)分布载荷检查,检查整个载荷的分布是否合理,载荷分布是否均匀,有没有出现异常、较大的载荷。3)累积载荷检查,由于动载荷给出的是累积载荷的形式,载荷是按照站位逐渐累加的,载荷的量级会比较大,需要检查累积载荷是否会出现不合理的跳跃。例如,前机身弯矩发生了跳跃。由于前机身处既没有起落架载荷也没有发动机载荷,不可能有量级较大载荷的进入。很显然该载荷跳跃是不合理的,需要重新进行载荷的评估。

3 节点载荷管理

将外载荷施加到有限元模型的节点上,这个过程是节点载荷计算。节点载荷计算是按照一定的原则,将分布在机体上的外载荷等效计算到有限元模型的节点上。文献[23]系统阐述了机身有限元节点载荷的计算原则及验证方法,文献[24]介绍了机翼有限元节点载荷的计算原则及误差分析方法。图1为将机身外载荷转化为有限元节点载荷后节点载荷加载示意图。

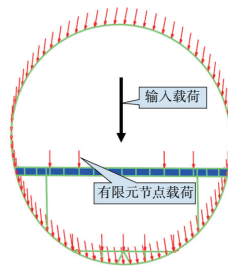


图1 某型民用机身节点载荷加载示意图

全机有限元节点载荷计算工况多、节点多,正常一轮静载荷需要进行节点载荷计算的工况有上万个,全机有限元节点的数量在10万的量级。有限元

节点载荷计算完成后是以 NASTRAN 可以识别的载荷卡片形式进行存储的。每个有限元节点编制一张 FORCE 卡片或者 MOMENT 卡片,卡片中工况之间用一个数字编号进行区分。由于民机输入载荷种类极其繁杂,所以需要有一套规则对载荷工况的数字编号进行管理,在规则之下内力计算人员可以很快捷地识别出工况的类型及对应的流水号。

本文针对民机工况多、节点载荷工况数字编号繁杂无序的现状,提出了一套简洁有效的数字工况编号原则,具体编号规则如图 2 所示。

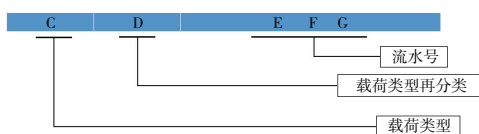


图 2 节点载荷工况编号示意图

工况 94004 则表示载荷类型为坠撞载荷,流水号为 004 表示坠撞载荷第 4 个工况。这样在进行全机有限元分析时,就可以清晰识别工况。

4 分析工况挑选

受计算资源、磁盘空间以及强度校核人员工作量的限制,全机有限元不会对所有的工况都进行分析。全机有限元分析人员会根据下游强度校核的要求指定计算某类工况。例如,负责机翼部段的工程师需要计算机翼上弯最严重工况的内力,后机身的工程师需要计算整个后机身向下尾沉最严重的工况等。因此,在进行全机有限元分析前,需要按照各个部段的要求进行工况挑选工作,再进行有限元分析。

各部段严重工况挑选主要参照以下 3 项原则:1) 机翼及平尾承受垂向载荷,挑选机翼及平尾垂向剪力、上下弯矩及转矩 3 种力素的严重工况;2) 垂尾主要承受侧向载荷,挑选侧向剪力、左右弯矩及转矩 3 种力素严重工况;3) 机身既承受垂向又承受侧向载荷,则挑选机身垂向剪力、侧向剪力、左右弯矩、上下弯矩及转矩力素的严重工况。图 3 为机翼上弯最严重工况下内力计算位移云图。

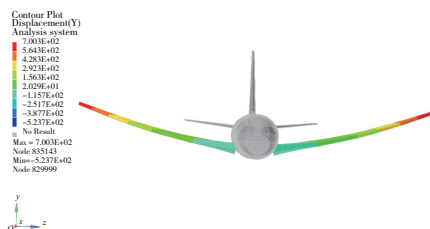


图 3 某型民用飞机机翼上弯最严重工况垂向位移云图

5 有限元模型管理

全机部段按照大类可以分为机身、机翼、平尾、垂尾;按照零部件则会细分为成千上万甚至十万级别的零部件,那么对应的零部件有限元模型同样数量庞大。所以全机有限元模型必须有一套详细的规则进行管理,方便模型管理及迭代、内力结果迭代,同时有利于全机有限元分析工作的开展以及强度校核人员对模型结果的使用。基于上述需求,提出了一种全机级别模型管理规则。大致从 5 个角度对模型文件进行详细的定位,主要包括:型号类别、详细架次、具体部段、所属轮次、发生日期,通过对模型文件名称区分标识,从而进行模型文件管理。“ABC_N0010_SJT_R1_D20250102.BDF”表示某民机型号 ABC 第 10 架次,机头部段第一轮模型,该模型的发布日期为 2025 年 1 月 2 日。所有零部件有限元模型都以这种形式进行管理,最后,用一个总的 BDF 文件引用所有部段有限元模型文件,即可得到全机有限元模型,后续如有部段模型发生了迭代,直接将旧模型的文件进行替换即可。模型的有效管理,使全机内力解迭代的效率及精确度得到极大提升。

6 全机有限元内力分析及结果检查

输入载荷检查无误、节点载荷计算完毕、计算工况确认无误、全机有限元模型组装结束,即可开展全机有限元内力分析工作。最后,即是对内力结果进行详细检查,为确保内力计算的正确性,本文提出了 5 项重点检查条目:

1) 计算精度 (EPSILON) 绝对值的量级不大于 10^{-8} ;

2) 对于平衡载荷工况,外载 (OLOAD) 和约束反力 (SPCFORCES) 中的力分量 ($T1$ 、 $T2$ 和 $T3$) 绝对值小于 50 N,矩分量 ($R1$ 、 $R2$ 和 $R3$) 绝对值小于 10^5 N·mm;且外载 (OLOAD) 和约束反力 (SPCFORCES) 中对应力分量 ($T1$ 、 $T2$ 和 $T3$) 和的绝对值小于 10 N,对应矩分量 ($R1$ 、 $R2$ 和 $R3$) 和的绝对值小于 10^4 N·mm;

3) 对于非平衡载荷工况,外载 (OLOAD) 与考虑载荷系数后的理论外载荷之差的力分量绝对值小于 10 N,矩分量绝对值小于 10^5 N·mm;且外载 (OLOAD) 和约束反力 (SPCFORCES) 中对应力分量 ($T1$ 、 $T2$ 和 $T3$) 和的绝对值小于 10 N,对应矩分量 ($R1$ 、 $R2$ 和 $R3$) 和的绝对值小于 10^4 N·mm;

4) 对于平衡载荷工况,单点约束力 (forces of

single-point constraint) 的绝对值小于 100 N;

5) 最重要的检查是与上个轮次的内力对比: 分析两个轮次内力分布的差异与两轮次外载荷之间的差异是否一致, 一致则表明内力分布的合理性。图 4 为机身某框段有限元模型, 在该框段处第 1 轮和第 2 轮的外载荷相差 1% 以内, 整个框 1 圈 41 根长桁的内力也相差 1% 以内, 如图 5 所示。整个内力变化与外载荷变化一致, 说明整个内力计算在载荷的使用、模型的使用、内力计算过程正确无误。

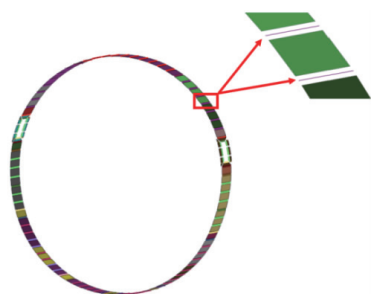


图 4 某型民用机身某框段有限元模型
(红色箭头所指为长桁单元)

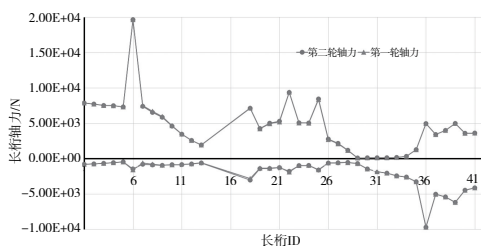


图 5 两轮外载荷某框段一圈长桁有限元模型轴力对比

7 结语

本文详细介绍了全机级有限元分析的关键事项, 包括输入载荷检查、模型管理、节点载荷计算、严重工况挑选、内力结果检查等等。针对整个分析过程的关键问题, 分别提出了一系列的解决方法, 对于大机型多工况的全机有限元分析工作, 这些方法起到了决定性的作用, 主要包括:

1) 研究了一套输入载荷平衡性检查、分布异常检查、累积效应的检查方法, 确保了有限元分析输入载荷使用的准确性, 减少了不必要的迭代工作;

2) 总结归纳了一套节点载荷工况编号和有限元模型管理规则, 提高了全机级有限元分析工况的识别度以及模型管理的清晰度;

3) 提出了关于内力计算结果检查方法, 通过

具体的检查数据确保了内力计算结果的准确性。

参考文献:

- [1] 顾伟彬, 金秀芬, 马建. 大型固定翼民用飞机系留载荷非线性计算分析[J]. 应用力学学报, 2014, 31(4): 496-501, 2.
- [2] 薛晶, 李玉忍, 田广来, 等. 飞机刹车副温度场的瞬态有限元模型[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 638-642.
- [3] 曾长, 王珉, 陈文亮, 等. 飞机总装自动化制孔预装配紧固件安装位置优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2012(44): 9-14.
- [4] 王爱俊, 乔新, 厉蕾, 陈宇宏. 飞机座舱风挡层合玻璃弹穿有限元分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(4): 371-376.
- [5] 李卫平, 谭伟, 薛彩军, 等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 732-737.
- [6] 田薇, 孙秦, 范学领. 某型飞机前起舱段结构几何刚度分布优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(6): 857-861.
- [7] 武存浩, 杨嘉陵, 臧曙光, 等. 鸟撞高速摄影试验与过程研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 332-335.
- [8] 任克亮, 吕国志. 三维广布裂纹疲劳扩展分析[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 462-467.
- [9] 刘国方. 外部超单元在民用飞机整机静力分析中的应用研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(1): 46-47, 62.
- [10] 郝林, 陈子雄. 随机间隙条件下承载式风挡有限元仿真分析[J]. 机械制造与自动化. 2023, 52(6): 113-115.
- [11] 林贵堃, 陈细妹, 闲家明, 黄俊贤, 曾海鹏, 韩佳霖. 基于有限元分析的发动机活塞轻量化设计[J]. 机械制造与自动化. 2024, 53(3): 239-242.
- [12] 李欣, 王昆, 胡琦, 冯正建, 张善之. 有限元连接方法在某无人飞行器建模中的应用[J]. 机械制造与自动化. 2024, 53(4): 187-192.
- [13] 林德利, 廖伟, 贾秋霜. 自动扶梯桁架结构有限元分析[J]. 装备制造技术. 2022(9): 125-127.
- [14] 封高歌, 蔡沛婧, 梁艳春. 基于有限元法的自动扶梯梯级主轴强度和挠度分析[J]. 中国电梯. 2023(1): 16-18.
- [15] 牟浩蕾, 解江, 冯振宇, 等. 大型运输类飞机典型机身框段坠撞特性分析[J]. 航空学报, 2023, 44(9): 232-246.
- [16] 解江, 牟浩蕾, 冯振宇, 等. 大飞机典型货舱下部结构冲击试验及数值模拟[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 261-272.

(下转第 158 页)

- 收稿日期:2025-06-16

- [17] 李政鸿, 徐武, 张晓晶, 等. 多孔多裂纹平板的疲劳裂纹扩展试验与分析方法[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 154-162.
- [18] 黄艳, 王喆, 陈普会. 含缺陷变刚度层合板屈曲性能的数值分析方法[J]. 航空学报, 2023, 44(24): 205-216.
- [19] 王彬, 郑建军, 刘玮, 王孟孟. 机翼部段静力试验优化设计方法[J]. 航空学报. 2023, 44(18): 179-190.
- [20] 张子瑜, 郝林. 扩展有限元法在断裂力学相场模型中的应用[J]. 航空学报. 2022, 43(9): 475-485.
- [21] 谢伟, 贺旭东, 吴建国, 等. 二维光滑边域有限元法在

- 收稿日期:2025-04-12