

# 民机全机有限元计算方法研究

## Research on Full-Scale FEA Method of Civil Aircraft

郭伟毅 / Guo Weiyi

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

全机有限元内力计算是飞机机体结构强度评定的输入条件,从全机有限元内力计算用载荷、方案、结果检查三方面对全机解方法进行了研究。遵循该思路,分析所得到的内力解可以有效的用于后续工作,供结构强度等专业设计分析使用。

**关键词:**全机有限元计算;适航条款;平衡载荷;静定约束;增压舱

[Abstract] Full-Scale FEA result is the input condition of the stress check of the airframe structure. The approach on the full-scale FEA solution is developed according to the loads, scheme and result check of Full-scale FEA analysis. The obtained FEA solution can be efficiently used in the subsequent stress analysis for the design and analysis of the structure and stress specialty.

[Key words] Full-scale FEA; Airworthiness Regulation; Balanced Load; Statically Constraint; Pressurized Cabin

## 0 引言

目前,民机强度分析大部分采用工程分析方法进行,其结构内力取自全机有限元内力计算结果,对于局部结构,必要时可取全机有限元计算结果为边界条件进行细化模型分析,全机有限元模型如图1所示。

因此,作为飞机机体结构强度分析的输入条件,全机有限元内力计算是飞机机体结构强度分析中的一个至关重要的环节。

本文针对静力分析,从全机内力计算用载荷、计算方案、计算结果检查三个方面对全机有限元内力计算方法进行分析与研究,疲劳载荷内力计算与静强度类似。

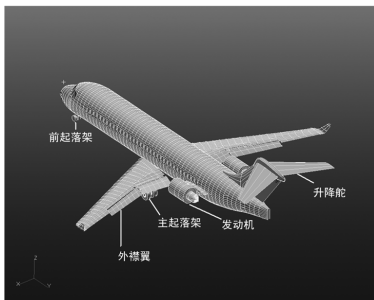


图1 全机有限元模型

## 1 载荷

目前,载荷专业提供的全机载荷多为按站位计算的分布载荷,分为空中和地面两种情况,其中:

(1)空中情况载荷包括惯性载荷和气动载荷,惯性载荷与气动载荷大小相等、方向相反,合力为零。

(2)地面情况载荷包括惯性载荷和起落架交点载荷(起落架支反力),惯性载荷与起落架交点载荷大小相等、方向相反,合力为零。此外,着陆载荷还需叠加1g(飞行)载荷。

在对机体结构进行全机内力计算时,增压舱结构还需要考虑增压载荷。而对于部件,如部分活动面、舱门等,载荷专业仅提供局部气动载荷供相应部件的有限元细化模型分析使用。

### 1.1 全机平衡载荷

全机有限元计算的载荷主要是载荷专业提供的全机平衡载荷,包括空中静载荷、地面静载荷及动载荷,如表1所示。

表1列出了一般全机有限元计算涉及的全机平衡载荷类型。全机平衡载荷下有限元计算采取静定约束,一般按极限载荷进行求解,安全系数取1.5。

表 1 全机有限元计算涉及的全机平衡载荷

| 载荷情况 |    |                 |
|------|----|-----------------|
| 静载荷  | 空中 | 垂向载荷            |
|      |    | 侧向载荷            |
|      | 地面 | 着陆载荷(含 1g 气动载荷) |
|      |    | 地面操作载荷          |
| 动载荷  | 空中 | 垂直突风            |
|      |    | 侧突风             |
|      | 地面 | 动滑行             |
|      |    | 动着陆             |

### 1.2 增压舱载荷

在对增压舱载荷进行分析时,考虑下列两种情况。

(1)2 倍气密载荷:对于机身增压舱,全机有限元计算需根据飞机总体定义,按照 CCAR25.365 条款要求取 1.33 倍释压活门调定值为限制载荷,考虑 1.5 的安全系数,即可得到通常所述的 2 倍气密载荷。2 倍气密载荷单独考虑,不叠加飞行或地面载荷。

(2)由于增压载荷的存在,对于 1.1 节所提及的全机平衡载荷中的空中情况,需分两种情况处理:一是单独按飞行载荷进行计算;二是保守的考虑任意飞行高度的飞行载荷与 1 倍座舱压差相叠加进行全机有限元计算。极限载荷安全系数取 1.5。上述两种情况均需采用静定约束进行全机有限元内力计算。

(注:第一种情况仅针对静强度计算;第二种情况,在疲劳强度分析时,根据实际飞行高度叠加对应的座舱压差进行计算。)

### 1.3 局部载荷

除上述全机平衡载荷情况之外,全机有限元计算还针对起落架交点区等部位以全机有限元模型采用部件级极限载荷进行内力计算,此类计算不采用全机静定约束,可在距离分析部位适当远处设置约束(边界条件)。

## 2 全机有限元计算要求

### 2.1 全机有限元计算一般要求

全机有限元计算一般对全机平衡载荷进行求解,采用静定约束作为边界条件,如图 2 所示。理论上,对于全机平衡的载荷,如 2 倍气密情况,各约束点支反力为 0。

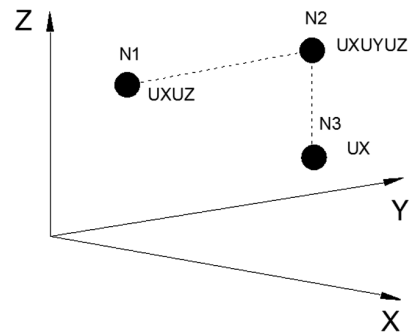


图 2 全机有限元计算约束示意图

图 2 中 N1、N2、N3 分别表示全机有限元模型中三个节点,UX、UY、UZ 表示全机计算时各节点需要约束的平动自由度。图中 3 个节点的平动方向的约束组成了全机有限元模型的 6 个刚体约束,即全机有限元模型静定约束。如果计算时载荷为全机平衡载荷,如上所述,理论上需要保证 3 个节点处约束反力为 0。

同时,为保证计算精度,还需要对全机有限元内力计算结果 i06 文件中的 EPSILON 值进行检查,通常该值不得大于  $10^{-11}$ 。其中,EPSILON 为全部节点不平衡力在各自位移上做功与外力在位移上做功的比值。

### 2.2 全机有限元内力计算实施方法

#### 2.2.1 全机平衡载荷情况内力计算

由于全机平衡载荷或多或少存在一定的不平衡量,因此在进行 2.1 节所述的静定约束计算时,不可避免会因为原始载荷的不平衡量在约束点处产生支反力。如果支反力过大,对于约束点处结构内力分布会存在一定的影响,因此在对飞机进行全机平衡计算时,要求全机原始载荷平动方向不平衡量数量级小于  $10^1$ ,而转动方向小于  $10^6$ ,其中力的单位为 N,长度单位为 mm。同时,还需对计算后所得支反力进行检查,保证应力分布所受影响在可接受范围内。

#### 2.2.2 全机非平衡载荷情况内力计算

对于原始载荷本身存在较大不平衡量的情况,如对襟、缝翼打开状态等进行计算时,由于全机载荷本身不平衡,如果采用全机有限元计算,无论约束在何处,其支反力对约束部位均不可接受,对于此类问题,进行全机有限元计算时,采取分部件处理的方法。如进行机身内力解计算过程中,可在机翼上取节点进行约束,约束点离机身足够远,以保证机身上的内力分布不受约束点影响;同样,对于

机翼和活动面的计算,则尽量取在前机身和后机身节点组成约束体系内,以免除约束反力对分析部位结构内力的影响。

### 2.2.3 部件计算

部件内力计算分为以下4种情况:

(1)可以进行全机求解,但通过部件内力计算即可以解决的情况

对于局部结构或者零部件进行全机有限元计算时,不必采用全机有限元平衡求解,如起落架交点区域内力计算,由于起落架交点区载荷的极值情况仅为该区域结构临界工况而对全机其它部位来说为非包线情况,进行全机求解毫无必要。对于此类情况,以前起落架交点区内力计算为例,仅需按机身载荷进行计算,可以在前机身与中机身工艺分离面处固支以进行有限元内力计算。此类结构还包括主起落架交点区结构等。

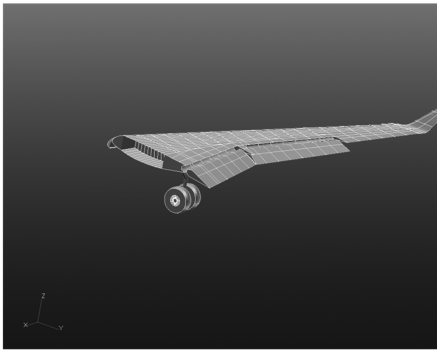


图3 主起落架及支持结构

(2)无法进行全机平衡载荷计算的情况

对于平尾剪刀差载荷内力计算和发动机 FBO (Fan Blade Out) 载荷情况下吊挂内力计算等,此类载荷属适航条款规定的故障载荷,载荷专业并不提供与之配套的全机平衡载荷,进行有限元内力计算时,通常在结构工艺分离面约束来进行计算即可满足要求。如对高平尾的升降舵进行分析时,可采用尾翼模型在垂尾与后机身工艺分离面作为约束,或取一段后机身模型并在后机身与中后机身工艺分离面处进行约束亦可。属此类结构的内力计算,还包括旅客座椅与滑轨连接计算、机翼活动面作动器故障载荷计算等。

(3)需要进行细化模型分析的情况

某些部件,如旅客观察窗窗框等需要采用细化模型进行分析,由于细化模型单元数量较大,若采用全机有限元计算则耗时过长,效率低下。在对此类局部细化模型进行计算时,可取相同工况全机有

限元计算结果作为细化模型边界条件分别进行分析计算。

(4)其它特殊情况

对于舱门、翼身整流罩、静压探头、天线罩等结构,本身未在全机有限元模型中进行建模,因此也无法从全机有限元模型中取得位移边界条件,对于此类结构可对其局部细化模型按照与机体结构的连接关系,在连接处进行刚性约束进行计算,其计算结果从强度方面来讲,若经过工程经验论证表明其结果偏保守,则可以接受;如果无法证明其结果的保守性,则需要通过试验对有限元模型本身进行修正。目前,随着有限元分析软件功能日益强大,对于此类结构,也可对其支持结构及连接件进行细化,再根据全机有限元计算结果得到的边界条件进行细化模型分析。

## 3 全机有限元内力计算结果检查

对于全机有限元计算结果需要进行检查,除按照第2节要求对施加总载、支反力及 EPSILON 进行检查外,还需对全机变形、应力分布及位移奇异点进行检查。通过对总体变形异常、应力集中及位移奇异点的排查,查错排故,调整有限元模型,以使计算结果可供强度校核使用。

## 4 结论

通过上述工作,针对不同部位、不同载荷情况,按照对应计算要求完成的全机有限元内力计算结果,可以给后续机体结构强度分析提供有效的内力输入,用于机体结构强度工程方法分析;也可以提供边界条件,为后续细节部位有限元细化模型分析提供边界条件。

### 参考文献:

- [1]《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.
- [2]尹飞鸿. 有限元法基本原理及应用[M]. 北京:高等教育出版社,2010.
- [3]刘鸿文. 材料力学[M]. 北京:高等教育出版社,1992.
- [4]CCAR25-R3,中国民用航空规章第25部-运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空局,2001. 5.
- [5] Msc. Software Corporation. MSC Nastran 2008-Quick Reference Guide[Z]. U. S. A, Msc. Software Corporation. 2008.