

# 风车载荷情况下民用飞机 结构强度评定方法

## A Structures Strength Evaluation Method on Engine Windmilling Imbalance Loads for Civil Aircraft

唐兆田 赵剑军 / Tang Zhaotian Zhao Jianjun

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

### 摘要:

按照适航要求,需要对风车载荷下民用喷气运输飞机结构强度进行评定。首先从静强度、疲劳强度、损伤容限的角度,介绍风车载荷下飞机结构强度的评定方法。以已经获得适航认可的分析方法为基础,根据各方法的特点,结合风车载荷情况的特点,进行合理改进,形成适用于风车载荷下飞机结构强度的评定方法。其次从基本剖面形式、修正参数、结构动力学建模方法、评定部位的筛选标准、评定结果的判据等方面进行介绍,并展示该评定方法的优点。最后简要说明其在型号上的应用情况及适航审查要求及结果,并提出该评定方法的改进建议。

**关键词:**不平衡风车载荷;不平衡风车动力学模型;风车剖面;结构强度评定

**中图分类号:**V215.2<sup>+</sup>1

**文献标识码:**A

**[Abstract]** According to airworthiness requirement, the effect of windmilling imbalance loads on civil aircraft structures should be evaluated. An evaluation method for strength analysis of civil aircraft structures which are subjected to wind milling loads is introduced in this paper, including static strength, fatigue strength and damage tolerance. Considering the characteristics of the methods, which have been accepted by airworthiness authority, some appropriate improvements are made. Then an evaluation approach for aircraft structural strength under windmilling loading is presented. Details about some significant aspects of this approach, such as flight profile, modification coefficient, dynamical modeling, selection principle of positions to be analyzed and failure criteria, are provided. The advantages of this evaluation method are also presented. Brief description about the application of this method in aircraft type design is given, and some improvement suggestions are provided.

**[Key words]** windmilling imbalance loads; windmilling imbalance dynamic model; windmilling profile; structures strength evaluation

## 0 引言

发动机风车载荷情况是指飞行过程中发动机停车后风扇在气流作用下持续转动。发动机风车载荷情况可分为平衡风车载荷情况和不平衡风车载荷情况,其中不平衡风车载荷情况由风扇叶片脱落、转子破损或转轴支撑失效等导致。本文所提风车载荷情况,专指不平衡风车载荷情况。

目前,民用飞机广泛采用大型高涵道比发动机(即风扇直径60in以上的发动机),根据大型高涵道比涡扇发动机服役数据:截至1996年5月,累计4.26亿发动机飞行小时(起飞滑跑到接地),发生不平衡风车事件152起(发生概率 $3.57 \times 10^{-7}$ ),其中叶片脱落(不小于1/4叶片)事件146起(发生概率 $3.43 \times 10^{-7}$ );转轴支持失效6起(发生概率 $1.41 \times 10^{-8}$ )。显然,发生风车载荷情况的概率较高(远大

于  $10^{-9}$ ), 必须对其影响进行评定。

发动机不平衡事件可以分为先后两个阶段: 第一阶段(高能阶段), 此时发动机未停车, 通常持续几秒至几十秒; 第二阶段(风车阶段), 发动机已经停车, 风扇在气流作用下仍然转动, 这种状态可能会持续几个小时。根据适航条款 CCAR § 25. 571 条、§ 25. 901 条、§ 25. 903 条的要求, 如果风车载荷情况影响飞机飞行安全, 必须有停止风扇转动的措施, 但是现在广泛采用的高涵道比发动机的风扇在飞行中是不可能停止转动的, 因此民用飞机必须进行风车载荷下结构强度(静强度、疲劳和损伤容限) 评定, 证明发生风车载荷情况后飞机能够安全返回至备降机场。

风车载荷下飞机结构强度评定工作, 国外起始于 2000 年, 尚未见公开发表的资料; 国内无相关研究报告。本文依据型号的相关工作, 对风车载荷下民用喷气运输飞机结构强度评定的原则和要求、分析方法、结构动力学模型建立方法、判据等进行介绍。

## 1 发生风车载荷情况时采用的飞行剖面

发生风车载荷情况后必须改航至备降机场。飞行员应当采取降低飞行高度、避免激烈操作等措施, 尽可能降低飞行载荷。因此, 风车载荷情况的飞行剖面必然不同于正常飞行的剖面, 需要专门制定适用于风车载荷情况的飞行剖面(即改航剖面, Diversion Mission Profile)。从安全的角度考虑, 在巡航阶段发生风车载荷情况时相对严重。通常假设风车载荷情况发生在正常飞行时的巡航阶段。图 1 给出了典型的改航剖面, 分为初始飘降、后期飘降、巡航、下降四个阶段。

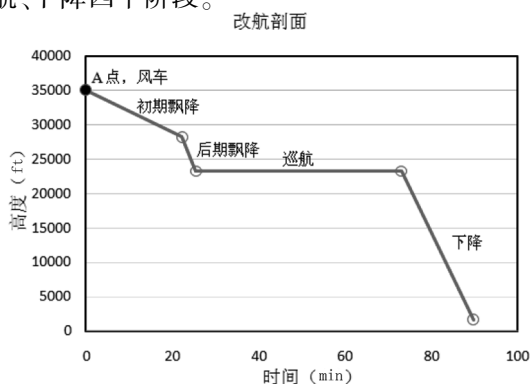


图 1 改航任务剖面

A 点即为改航剖面起始点, 对应于正常飞行的巡航高度, 改航剖面巡航阶段的飞行高度主要根据剩余的正常工作发动机的能力来确定。

60min 改航剖面的发生概率为  $10^{-7} \sim 10^{-8}$ , 180min 改航剖面的发生概率为  $10^{-9}$  或更小<sup>[1]</sup>。60min 改航剖面载荷较小, 但是发生概率较大, 必须进行评定; 180min 改航剖面载荷较大, 但是发生概率小于  $10^{-9}$ , 大于 180min 的改航剖面不需要考虑, 即最大改航剖面不大于 180min。如果最大改航剖面时间大于 60min, 那么评定时需要同时考虑 60min 剖面 and 最大改航剖面。

## 2 风车载荷情况结构动力学模型

发动机供应商根据改航剖面, 计算出发动机与吊挂界面处的载荷与频率, 均在改航剖面内连续变化, 即风车激励。

为确保发动机激励正确、充分地传递到机体结构上, 需要模型能够较真实地反映发动机与吊挂连接状态及其邻近机体结构。对于民用运输类飞机, 国内外通常采用的结构动力学模型为梁式模型, 以尾吊布局的机型为例, 如图 2 所示。对风车载荷情况评定来说, 梁式模型过于简化, 不能很好反映发动机邻近结构的动力学特性; 而如果采用类似细节模型的复杂模型, 能够满足风车载荷情况动力学分析要求, 但是在技术上和进度上都对分析工作形成巨大挑战。

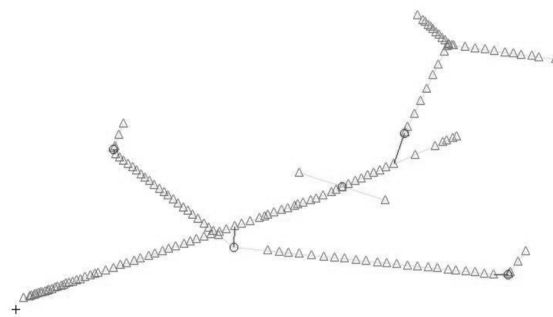


图 2 梁式动力学模型

选择既能满足评定要求、技术上又可行的折衷办法, 将全机应力分析模型的后机身段与梁式模型(不含后机身段)进行合理“拼接”, 形成适用于风车载荷情况的动力学模型, 如图 3 所示。风车动力学模型需要经过反复调试, 并获得地面振动试验结果的验证。如果缺少实测数据, 建议将后机身段单元的阻尼定为 1.5% ~ 4%。

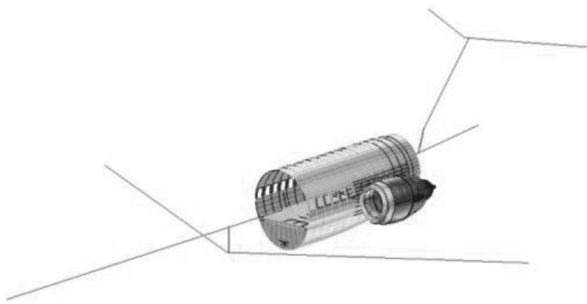


图3 风车动力学模型

### 3 分析部位筛选原则及判据

#### 3.1 分析部位筛选

根据静强度分析方法的特点(见4.1节),不需要筛选静强度分析部位。本节将给出疲劳强度分析及损伤容限分析的部位筛选原则。参考正常飞行时疲劳强度分析和损伤容限分析结果,分阶段(机头、前机身、中机身、中后机身、后机身、机翼、垂直尾翼和水平尾翼)在重要结构元件(Principal Structural Element)中筛选分析部位,选择标准如下:

(1) 疲劳强度分析选择疲劳裕度小于0.15的部位,损伤容限分析选择检查间隔最小的部位;

(2) 各阶段载荷系数最大的站位,选择应力水平最严重的部位。

#### 3.2 评定判据

发生风车载荷情况后,要求飞机必须能够安全返回至备降机场,因此确定满足此要求的判据如下:

(1) 静强度:风车载荷情况极限载荷不超出静强度限制载荷包线载荷;

(2) 疲劳强度:总累积损伤(对于60min改航剖面,正常飞行的总损伤与风车阶段损伤之和的2倍;对于180min改航剖面,正常飞行的总损伤与风车阶段损伤之和)不大于1;

(3) 损伤容限:裂纹不扩展至临界裂纹。

经分析,如果不符合以上判据,则必须对相关结构进行设计更改。

### 4 强度分析方法

下文分别介绍风车载荷情况下飞机结构静强度、疲劳强度、损伤容限的分析。

#### 4.1 静强度分析

在型号设计中,全机结构的静强度评定工作先于风车载荷下结构强度评定工作完成。基于这种工作

特点,本文介绍的风车载荷下结构静强度分析方法将充分利用已经完成的静强度评定工作成果,将风车载荷情况极限载荷与静强度限制载荷包线进行比较。

风车载荷情况极限载荷<sup>[1]</sup>:

(1) 下降阶段: $(1g + \text{振动峰值载荷}) \times 1.375$ ;

(2) 巡航阶段: $1g + \text{振动峰值载荷} + 70\%$  飞行机动载荷(最大的可能操作速度); $1g + \text{振动峰值载荷} + \text{突风载荷}(40\% \text{ 设计巡航速度})$ ;

(3) 进场至着陆阶段: $(1.15g \text{ 正对称机动平衡载荷} + \text{振动峰值载荷}) \times 1.375 = \text{极限载荷}$ 。

#### 4.2 疲劳强度与损伤容限分析

##### 4.2.1 载荷谱

风车激励在改航剖面(见图1)的整个飞行阶段持续发生,激励频率在一定频率段内(一般可能为0Hz~30Hz)连续变化,理论上存在无数个频率点,每个频率点对应一套完整的动载荷,即存在无数套动载荷。直接将全部动载荷用于结构的疲劳强度和损伤容限分析是不现实的。本文建议采用载荷系数的方法编制载荷谱,即将振动载荷以载荷系数的形式来使用,用于疲劳强度和损伤容限分析。在确定载荷系数时,根据机体各部件受载特点,综合考虑弯、剪、扭三种载荷形式中对结构内力产生的影响,将振动载荷转化为载荷系数 $n$ 。

编制载荷系数谱步骤如下:

(1) 计算平衡机动载荷(1g、2g)全机内力解,由此获得 $\Delta g$ 引起的应力增量 $\sigma \Delta g$ ;

(2) 参考疲劳当量分析方法,振动载荷引起的应力增量 $\Delta \sigma = n \times \sigma \Delta g$ , $1g - \Delta \sigma$ 和 $1g + \Delta \sigma$ 构成一对应力峰谷值;

(3) 根据各飞行段持续时间和振动载荷的频率计算出应力循环次数;

(4) 编制载荷系数谱,载荷系数谱由 $1g - \Delta \sigma$ 、 $1g + \Delta \sigma$ 及应力循环次数组成。

##### 4.2.2 分析中的一些措施

对于疲劳强度分析,风车事件的发生概率介于 $10^{-7} \sim 10^{-9}$ 之间。对于正常飞行的疲劳分析,通常要求可靠度至少达到95%,若用之于风车载荷下结构疲劳分析则过于保守,因此有必要对可靠度进行修正。对于180min的最大改航剖面,分析时采用不小于1.97的系数对可靠度进行修正,保证失效概率小于 $10^{-9}$ 即可。对于60min的改航剖面,有两种选择:

(下转第84页)

零件、紧固件、连接件、线(管)路和缆线等是否标准化”的要求,系统管路由于空间的限制在部分区域采用了异形管,这是在满足功能要求下的选择。

#### (4)防差错

系统为防止安装和维修出现混淆和错误,要进行防差错设计,满足防差错设计分析的各项要求。

#### (5)维修标记标识

系统应防止安装和维修出现混淆和错误,预防维修人员在操作时出现危险,在设计时对设备都增加了指示标记和警示标识的要求,完全符合识别标志设计分析的各项要求,对于“能否保持标记的持久性”需要在以后的工作中进行验证。

#### (6)人素工程

系统在设计时应充分考虑了人素工程的问题,在满足系统功能的前提下尽量符合人素工程学;维修人素工程分析项目中有些项目无法做到最优。

#### (7)维修口盖

系统维修口盖的设置,在设计阶段遵循满足系统检测、维护和维修要求的前提下口盖数量尽可能的少,如果能与结构或其他系统共用的就尽可能的共用维修口盖。

(上接第 22 页)

(1)分析时同样采用不小于 1.97 的系数对可靠度进行修正,并按照 3.2 节(2)对 60min 改航剖面的判据执行;

(2)不对可靠度进行修正,按照 3.2 节(2) 180min 改航剖面的判据执行。

一般而言,建议选用第一种方法。

对于损伤容限分析,最重要的是初始裂纹应设置为:初始裂纹=可检裂纹长度+在正常飞行的载荷谱下一个检查间隔内裂纹扩展的长度。对裂纹扩展分析无特殊要求。

## 5 总结

本文所介绍的风车载荷下结构强度评定方法,是在权衡安全性、技术能力及项目进度的基础上形成的,在国产某型先进支线飞机的适航取证中得到应用,获得适航认可并通过审查。该方法的开发依托于尾吊布局的机型,通常民用运输飞机的尾段载荷并不严重,因此在建立动力学模型和设计分析方法时,可以保留较大的保守性,考虑包线载荷、忽略

## 4 结论

民用飞机环控系统维修性工作的目标是保证设计、研制和生产的民用飞机满足规定的适航要求,以提高飞机的可用性,减少对维修人力及其他资源的要求,降低运营成本,使飞机具有良好的经济性和市场竞争力。环控系统维修性设计工作采用全系统、全寿命、全费用的观点,应用先进的维修性设计方法与手段,保证飞机具有良好的维护性能。

### 参考文献:

- [1] 章国栋,陆廷孝,屠庆慈,吴真真. 系统可靠性维修性的分析与设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990.
- [2] 焦景堂. 航空机载设备可靠性维修性工程指南[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [3] 陆廷孝,等. 可靠性设计与分析[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
- [4] 姚一平,李沛琼. 可靠性及冗余度技术[M]. 北京:航空工业出版社,1991.
- [5] 王珍熙. 可靠性、冗余及容错技术[M]. 北京:航空工业出版社,1991.

各细节部位的动态响应,从而降低技术难度。

对于翼吊布局的飞机,机翼的动响应更加强烈,需要更加精确的分析,因此在建立动力学模型时,机翼结构及中机身结构有必要采用细节模型进行模拟;同时,强度分析方法也要加以改进,增加对各细节动态响应的考虑,以符合模型的改进和分析精度的要求。建议引入系数  $F$  对  $\Delta\sigma$  进行修正,系数  $F$  可按下式确定:

$$F = \left( \frac{f_1}{f_2} \right)^m$$

式中: $f_1$  为动态响应频率, $f_2$  为正常情况的载荷频率, $m$  是与材料疲劳性能相关的系数,通常取 0.2~0.7。

基于上述考虑,针对改进后模型中机翼及中机身单元的阻尼等动力学参数,需要开展深入的研究。

### 参考文献:

- [1] AC25 - 24. Sustained Engine Imbalance [S]. US: FAA,2000.