

民用运输机吊挂设计强度要求研究

Strength Requirement Research of Civil Transport Pylon Design

章仕彪/Zhang Shibiao

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

摘要:

论述了民用运输机吊挂设计强度要求,并重点阐述了以下几个方面:吊挂初步设计载荷、FBO载荷计算要求、发动机非包容性转子损坏下的适航符合性思路及离散源损伤容限剩余强度评估要求。在这几部分的阐述中,有具体的设计数据及案例,对设计工作有很好的指导作用。

关键词: 吊挂; FBO(fan blade out); 发动机非包容性转子损坏; 离散源损伤容限; 剩余强度

[Abstract] This article dissertate the strength requirements research of civil transport pylon design, especially on the following aspects: pylon preliminary design loads, FBO loads calculation requirements, mean of compliance of uncontained engine rotor failure and residual strength evaluation requirement of discrete source damage tolerance. There are some concrete values and illustration in this article and it's guidable for pylon strength evaluation.

[Keywords] Pylon; FBO(fan blade out); Uncontained Engine Rotor Failure; Discrete Source Damage Tolerance; Residual Strength

0 引言

吊挂是连接动力装置与机体的部件,传递来自动力装置的所有载荷,是飞机的关键部件之一。由于与动力装置直接相连,因此吊挂的设计具有一定的特殊性和独立性。依据相关飞机型号的设计经验,本文将对民用运输机吊挂设计中的强度要求做一个总结,并对其中的重点和难点做详细阐述,为吊挂设计做参考。

1 吊挂设计强度要求综述

吊挂设计需要考虑的强度要求可简单概括为静强度要求、疲劳和损伤容限要求及颤振要求三方面。从适航条款上来说,则包括以下条款: § 25.301载荷, § 25.303安全系数, § 25.305强度和变形, § 25.307结构符合性的证明, § 25.361发动机扭矩, § 25.363发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷, § 25.367发动机失效引起的非对称载荷, § 25.371陀螺载荷, § 25.561应急着陆情况总则以及 § 25.571结构的损伤容限和疲劳评定。

吊挂静强度设计载荷包括:

(1) FBO(fan blade out, 风扇叶片脱落)载荷

FBO载荷是指发动机风扇叶片因鸟撞、冰雹或者是疲劳等原因发生断裂而脱落所引起的载荷。该载荷由发动机公司通过动响应分析得到,计算所用的有限元模型

由发动机公司、短舱公司和飞机制造商联合建立。

(2) 包络载荷

包络载荷是指在开展吊挂设计之初,由飞机制造商提供的一组动力装置重心处的载荷系数及相应发动机推力的要求作为正常设计情况的载荷包线。

(3) 飞机动载荷、飞行载荷和地面载荷

飞机动载荷、飞行载荷和地面载荷是指按照CCAR25部计算的载荷,包括:动态突风载荷(主要有离散垂直突风、离散侧向突风、连续垂直突风和连续侧向突风)、飞行载荷、动态着陆载荷、动态滑行载荷、地面载荷(主要有三点起飞滑跑、两点滑行刹车、三点滑行刹车、急刹车、转弯、前轮侧偏、回转情况、倒行刹车及起飞滑跑等组合载荷情况)

(4) 发动机短舱载荷

发动机短舱载荷是指由短舱公司根据发动机短舱设计规范要求的计算的载荷,包括管道爆裂、空气启动导管工作、锁扣破坏等情况。这套载荷是吊挂设计的局部载荷。

(5) 吊挂气动载荷

吊挂气动载荷是指吊挂各个气动表面上的气动力,是吊挂设计的局部载荷。

吊挂静强度设计除了载荷之外,还需要注意温度对材料性能的影响。材料性能的影响可以参考各种材料性

能手册。吊挂设计温度场的计算由发动机供应商和飞机制造商共同完成。

吊挂疲劳和损伤容限设计载荷或载荷谱包括：疲劳载荷谱、非离散源损伤容限载荷、离散源损伤容限载荷、着火安全载荷、风车载荷和声压载荷谱。

其中的一些要点在下文中逐一阐述。

2 吊挂初步设计载荷的定义

在初步设计阶段，飞行载荷、动载荷、FBO载荷等还未计算或准确度不高，又考虑到吊挂设计具有一定的独立性，所以往往定义一套包络载荷，作为吊挂初步设计载荷。这套包络载荷需要考虑飞行载荷、动载荷、地面载荷的最大值及 § 25.561 条款的要求。考虑到FBO载

荷难以预估，该载荷并不包含在这套包络载荷中。本文中列出了两套包络载荷，分别适用于尾吊和翼吊的飞机，如表1和表2所示。

3 FBO载荷计算要求

涡轮发动机发生的故障，可能引起发动机的突然减速，在某些情况下还可能引起发动机卡阻。这种故障状态通常是由内部结构破坏或吸入外部物体（比如鸟和冰雹）造成的。不论是哪种原因，这些情况都会在发动机、安装节、吊挂和临近的机身支持结构上产生一个大载荷。随着现代发动机设计向着更大直径和更少大弦长叶片的高涵道比涡轮发动机的方向发展，发动机破坏时和破坏后所产生的瞬态载荷的峰值增加了。因此，在发动机故障情况下，执行包括所有传载途径上的部件在内的动力分析是必要的。

在所有适用的发动机结构故障状态中，设计和试验经验已经表明，一片叶片的脱落可能引起发动机和临近的机身支持结构上最严重的载荷。因此，在评估结构完整性时，应考虑

表1 尾吊运输机吊挂包络载荷（极限载荷）

序号	工况	Nx (g)	Ny (g)	Nz (g)	Rx(rad/s)	最大发动机推力功率	最小发动机推力功率
1	应急着陆1	0.0	9.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2	应急着陆2	0.0	0.0	6.0	0.0	0.0	0.0
3	动着陆1	-1.5	0.0	6.0	0.0	Max Flight Idle	Min Flight Idle
4	动着陆2	1.5	0.0	6.0	0.0	Max Flight Idle	Min Flight Idle
5	动着陆3	-1.5	0.0	-3.0	0.0	Max Flight Idle	Min Flight Idle
6	动着陆4	1.5	0.0	-3.0	0.0	Max Flight Idle	Min Flight Idle
7	垂直突风1	-1.0	0.0	8.0	0.0	Max Continuous	Min Continuous
8	垂直突风2	1.0	0.0	8.0	0.0	Max Continuous	Min Continuous
9	垂直突风3	-1.0	0.0	-5.0	0.0	Max Continuous	Min Continuous
10	垂直突风4	1.0	0.0	-5.0	0.0	Max Continuous	Min Continuous
11	侧向突风1	-5.0	0.0	1.5	0.0	Max Continuous	Min Continuous
12	侧向突风2	5.0	0.0	1.5	0.0	Max Continuous	Min Continuous
13	起飞	0.0	-0.375	3.0	-0.750	Take-Off APR	NTO

注：坐标系定义为：x轴侧向向左为正，y轴航向向后为正，z轴垂向向上为正。

表2 翼吊运输机吊挂包络载荷（极限载荷）

序号	工况	Nx (g)	Ny (g)	Nz (g)	角速度 Rx (rad/s)	角速度 Rz (rad/s)	推力 (N)
1	应急着陆		9				0
2	动载荷工况1	4.2		1.5			0
3	动载荷工况2	-4.2		1.5			0
4	动载荷工况3			8			0
5	动载荷工况4			8			1.5T _{mto}
6	动载荷工况5			-6			0
7	动载荷工况6			-6			1.5T _{mto}
8	推力工况1						1.5T _{max}
9	推力工况2			1.5			1.5T _{max}
10	反推力工况1						1.5T _{mr}
11	反推力工况2			1.5			1.5T _{mr}
12	陀螺力矩工况1			1.5		2.25	0
13	陀螺力矩工况2			1.5		2.25	1.5T _{mto}
14	陀螺力矩工况3			1.5		-2.25	0
15	陀螺力矩工况4			1.5		-2.25	1.5T _{mto}
16	陀螺力矩工况5			3.75	2.25		0
17	陀螺力矩工况6			3.75	2.25		1.5T _{mto}
18	陀螺力矩工况7			3.75	-2.25		0
19	陀螺力矩工况8			3.75	-2.25		1.5T _{mto}

注：（1）坐标系定义为，x轴侧向向左为正，y轴航向向后为正，z轴垂向向上为正。

（2）T_{mto}表示发动机最大起飞推力，T_{max} 表示发动机极限推力，T_{mr}表示发动机最大反推力。

这类叶片破损情况下的动载荷。这就是FBO载荷计算的由来。

FBO情况下,要达到以下设计目标:

(1) 应通过试验及分析来表明在部分或者全部的叶片脱落,包括后续的对发动机其它部件造成损伤后,飞机可以继续安全地飞行并着陆。

(2) 主要的故障状态预计是叶片脱落。但是,根据不同的发动机构型,其它结构的破坏也需要同时考虑。

(3) 需要考虑起始与发动机结构破坏时刻,直到发动机停止旋转或者达到一个稳定的风车转速时刻的瞬态载荷。

因为出现概率极低,FBO情况作为极限载荷情况考虑,对于发动机安装节和吊挂的设计,不用考虑任何附加载荷放大系数。但为了保护基础的机身结构,临近的机身支持结构需考虑一个1.25的载荷放大系数。

FBO载荷计算,必须在一个至少由发动机、吊挂和临近的机身支持结构组成的集成模型的基础上来计算飞机的动响应,并且要考虑各个不同的飞行角度和各种飞机重量构型。分析的历程如图1所示。

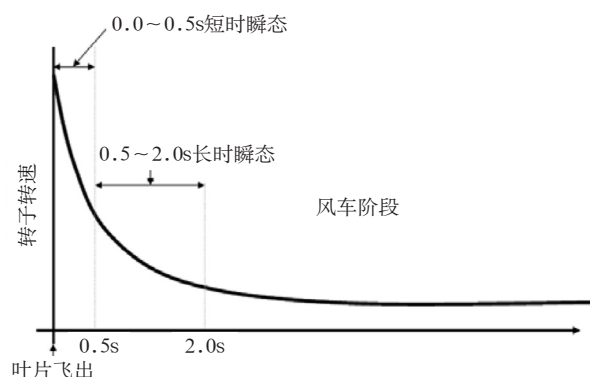


图1 FBO载荷分析历程示意图

通常用作颤振分析及动载荷计算的模型(含集中质量节点的梁模型)用于发动机结构故障情况下的频率响应分析是可接受的。但发动机结构故障分析是在比通常的动突风和动着陆载荷计算更高的频率下分析动响应的,所以有时需要一些附加的细节以保证在最高频率下也能准确地反映飞机的瞬态响应。并且,这些模型必须经过GVT试验和FBO试验的验证。图2是某型号飞机FBO载荷计算的模型图。

下述是某型号飞机FBO载荷计算时的一些参数设置,供参考。

叶片脱落初期(0.0~0.5s)的瞬态分析,考虑了八种可能的叶片飞出角度;FBO可能现于两台发动机中的任何一台,因此对左右两台发动机均需分析;FBO设定在红线速度时发生;叠加了1G定常飞行载荷;该型发动机设有一种减载装置(LRD,实际上是一个保险

螺栓),1.5片叶片脱落情况下,该装置在叶片脱落后0.0027s时断裂起作用。1.0片叶片脱落情况下,该装置在叶片脱落后0.078s时起作用。因此,FBO载荷分析了1.5片、1.0片和少于1.0片等多种计算情况。适航取证轮次载荷以FBO试验中脱落的叶片数为准。

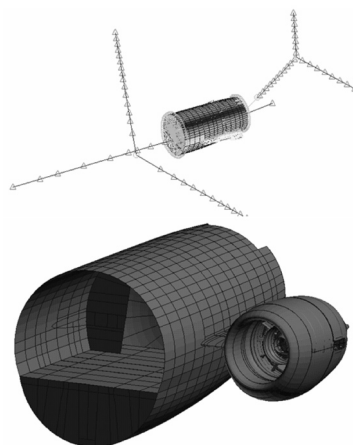


图2 FBO载荷计算模型示意图

4 发动机非包容性转子损坏下的适航符合性思路说明

导致转子碎片从发动机甩出而可能对飞机造成危害的任何损坏叫非包容性转子损坏。造成非包容性转子损坏的原因有:环境(鸟撞、腐蚀、外来物破坏)、制造和材料缺陷、机械原因和人为因素(维修、检查、运行程序不当)等。

尽管涡轮发动机制造商正竭力减小非包容性转子损坏发生的可能性,但是服役经历表明非包容性压气机和涡轮转子损坏仍有发生。涡轮发动机损坏导致了高速碎片穿透邻近结构、燃油箱、机身、系统元器件和飞机上的其他发动机。§33.94也有叶片包容性试验的相应要求;但服役经历显示转子爆裂事件仍然以相当可观的概率在发生着(根据SAE(汽车工程师协会)统计资料,非包容性转子损坏事故概率为 $676 \div (1089.6 \times 10^6) = 0.62 \times 10^{-6}$;3级和4级事故的总概率为 $93 \div (1089.6 \times 10^6) = 0.85 \times 10^{-7}$;4级事故概率为 $15 \div (1089.6 \times 10^6) = 0.14 \times 10^{-7}$)。正是由于要完全消除非包容性转子损坏是不可能的,所以FAR25部要求飞机设计采取措施把此类事件造成的危害减至最小。

发动机非包容性转子碎块能量巨大,除了特殊的防护结构外,几乎没有什么飞机结构可以承受碎块的撞击。因此对于发动机非包容性转子损坏的符合性方法有如下两种:

(1) 基于碎块的无限能量假设,与损伤容限最大允许损伤结合,计算风险概率数值,以许用风险概率为判别的结构安全性评估方案。

(2) 基于碎块的真实能量,运用碰撞分析软件计算损伤尺寸,并与损伤容限最大允许损伤结合,计算风险概率数值,以许用风险概率为判据的结构安全性评估方案。

但是,碰撞分析的分散性较高,分析结果需要碰撞试验验证,所以第二种方法是很难在型号中得以应用。因此,本文介绍第一种方法在型号设计中的应用。

方法1在使用时,主要包括两个步骤:作图和概率估算。首先通过作图,得出结构损伤的形式和尺寸,然后和损伤容限剩余强度分析相结合,根据剩余强度最大允许损伤,得出风险概率。

转子碎块的示意总图如图3所示。有关各类碎块具体的定义参数如下所述。

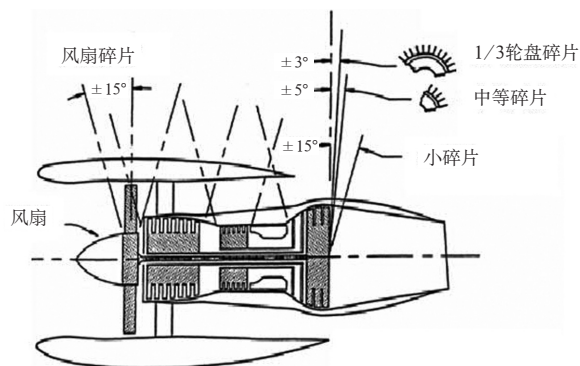


图3 转子碎块示意总图

(1) 1/3轮盘碎片(简称:大碎片),如图4所示。

最大尺寸:[1/3轮盘+1/3叶片高度]形成物所对应的尺寸。

质量:带叶片的轮盘质量的1/3。

平移运动能量(忽略转动能量):整个扇形物以重心处的速度甩出时所具有的能量。

碎片飞散角: $\pm 3^\circ$ 。

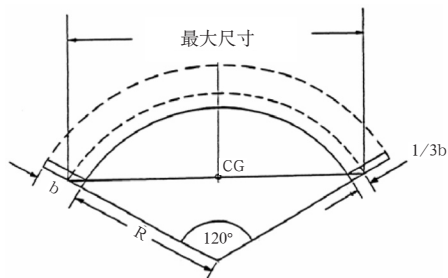


图4 1/3轮盘碎片示意图

(2) 中等碎片,如图5所示。

最大尺寸:带叶片的轮盘半径的1/3。

质量:带叶片的轮盘质量的1/30。

平移运动能量(忽略转动能量):该碎片以轮缘处的速度甩出时所具有的能量。

碎片飞散角: $\pm 5^\circ$ 。

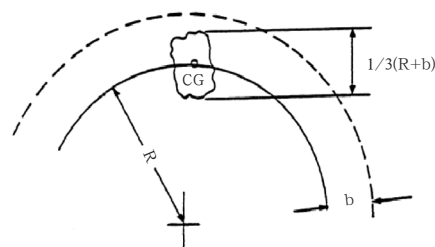


图5 中等碎片示意图

(3) 替代碎块。

上述1和2两种碎片可用以下一种碎片替代:

最大尺寸:1/3轮盘所对应的尺寸。

质量:轮盘质量的1/3。

平移运动能量(忽略转动能量):该扇形物以重心处的速度甩出时所具有的能量。

碎片飞散角: $\pm 5^\circ$ 。

(4) 小碎片。

最大尺寸:叶梢尺寸的一半(风扇叶片除外)。

碎片飞散角: $\pm 15^\circ$ 。

(5) 风扇叶片碎片,如图6所示。

最大尺寸:叶梢处1/3叶形部分(不包括叶根和叶座,但包括叶片的阻尼平台)高度所对应的尺寸。

质量:叶形部分质量的1/3。

平移运动能量(忽略转动能量):碎片以重心处的速度甩出时所具有的能量。

碎片飞散角: $\pm 15^\circ$ 。

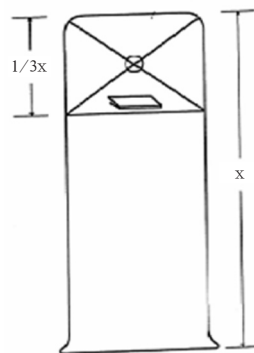


图6 风扇叶片碎片示意图

碎片飞散角定义:从单级转子旋转平面的中心(与发动机轴心线的交点)处向前及向后所量得的表示转子碎片可能散布范围的一个角度。

分析时做如下假设:

(1) 非包容性碎片按转子旋转方向沿着与碎片重心轨迹相切的轨道飞出。碎片围绕其重心旋转但不翻滚,其扫掠路径(Swept Path)宽度(MAXIMUM

DIMENSION, 简称为MaxD) 相当于从重心算起到碎片轮廓线边缘的最大距离的两倍, 并认为碎片具有无限能量, 因此可摧毁其扫掠路径上的所有管路、电缆、钢索和未加保护的结构, 并且不会从其原始轨迹变向, 除非碰到折转挡板。可认为防护盾板或受撞发动机足以顶住具有最大能量的碎片。

(2) 在最大飞散角范围内, 转子碎片在所有方向上的飞出概率是均匀分布的。

(3) 结构件边缘被碎片碰到后即认为失效。

(4) “两跨准则”对发动机非包容性转子损坏下机体结构安全性分析已经太保守了, 因此, 需要计算实际损伤尺寸下损伤容限剩余强度情况。

(5) 结构安全性分析风险概率需与系统安全性分析风险概率合并成平均风险概率, 并需满足许用风险概率要求。

许用风险概率定义如下:

1/3轮盘碎片, 不大于1/20; 中等碎块, 不大于1/40; 替代碎块, 不大于1/20; 风扇碎块和小碎块应计成包容的。

某型号飞机使用方法1作图求解损伤的示意图如图7~图9所示, 以供参考。

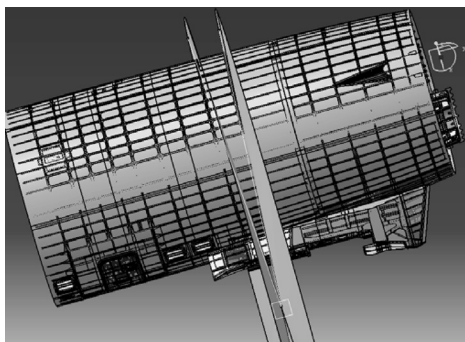


图7 风扇叶片碎片飞射示意图1

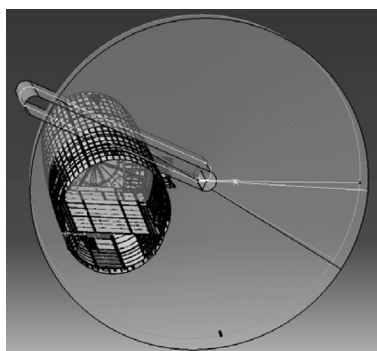


图8 风扇叶片碎片飞射示意图2

5 离散源损伤容限剩余强度评估要求

损伤容限情况包括非离散源损伤容限情况和离散源

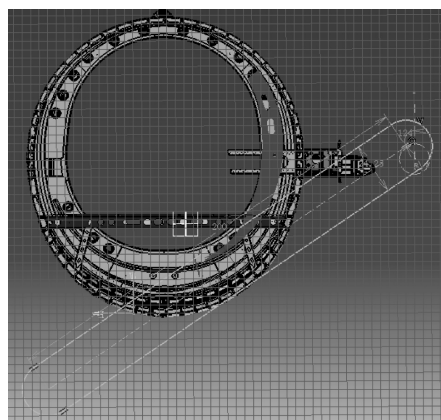


图9 风扇叶片碎片示意图

损伤容限情况。非离散源损伤容限剩余强度评估所用载荷条款有明确定义, 因此本文只论述离散源损伤容限剩余强度评估要求。

按照CCAR25.571(e)规定, 离散源损伤情况包括:

(1) 受到重量为1.80kg(4lb)的飞鸟撞击, 飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对速度取海平面VC或2 450m(8 000ft) 0.85VC, 两者中的较严重者。

(2) 风扇叶片的非包容性撞击。

(3) 发动机的非包容性破坏。

(4) 高能旋转机械的非包容性破坏。

但实际上, 风扇叶片脱落这种离散源损伤情况有其特殊性: 1) 剩余强度评估时, 由于有叶片脱落, 因此需要考虑风扇叶片离心力; 2) 由于发动机已经失去动力, 因此需要考虑风车状态下或者是发动机停转状态下的阻力; 3) 由于风扇叶片离心力的存在, 并且飞机从发生叶片脱落到着落需要较长时间的飞行, 因此需要考虑风车状态下的裂纹扩展。

这里需要说明的是, 规范要求如果持续旋转会危害飞机的安全, 则必须使风车状态的发动机停转。但实际上, 现在使用的大型高涵道比发动机往往是无法在飞行中停转的。

因此, 对风扇叶片脱落这种比较特殊的离散源情况, 必须经评估表明由风车状态诱导产生的振动, 不会产生危害飞机继续安全飞行并着陆的损伤。同时, 驾驶舱的振动量级不会阻碍机组安全地驾驶飞机, 包括读取和完成飞机数据单程序。

评估应考虑:

(1) 对飞机主结构的损伤, 包括但不限于发动机安装节和飞行控制面;

(2) 对短舱的损伤;

(3) 对安装于发动机和飞机上的关键设备(包括连接器)的影响。

(下转第52页)

[5] Fowler, K. R. and Watanabe, R. T. 著, 斯而健译, 喷气运输机机体疲劳试验谱的编制, 《飞机强度规范参考资料》

[6] 航空航天工业部飞机强度规范编写办公室与中国航空学报杂志社合编, 1990.

(上接第31页)

服役数据表明, 1.0片叶片脱落加1小时飞行时间概率大概是 $10^{-7} \sim 10^{-8}$, 1.0片叶片脱落加3小时飞行时间概率大概是 10^{-9} 。

综合各类参考资料及型号设计经验, 在下述风扇叶片脱落情况下离散源损伤容限剩余强度载荷要求是可行的:

(1) 振动载荷峰值、1g飞行载荷和发动机阻力的组合; 1.375的安全系数。

(2) 振动载荷峰值、1.15g对称平衡机动载荷和发动机阻力的组合; 1.375的安全系数。

(3) 振动载荷、1g载荷、直到飞机可能操纵速度下的70%飞行机动载荷和发动机阻力的组合; 1.0的安全系数。

(4) 振动载荷、1g载荷、§ 25.341 定义的, 从Vc到飞机可能操纵速度下的40%突风速度对应的载荷和发动机阻力的组合; 1.0的安全系数。

上述载荷中的阻力, 应包括风车阻力和停转阻力, 且载荷计算必须与合理的转场剖面定义相结合。

转场剖面可定义为以下典型阶段, 且采用典型的商载和油载:

- (1) 初始阶段, 即飞行员建立飞机巡航状态的过程;
- (2) 巡航阶段;
- (3) 下降阶段;
- (4) 进场和着陆阶段。

这里需要特别指出的是, 在风扇叶片脱落这种离散源损伤容限情况下, 剩余强度评估时的总裂纹长度应为飞机完好阶段裂纹的增长和风车状态下裂纹增长长度之和。

而对于另外3种离散源损伤容限情况, 损伤后的结构必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷(作为极限载荷考虑), 不需要考虑对这些静载荷的动态影响。必

须考虑驾驶员在出现事故后采取的纠正动作, 诸如限制机动、避开紊流以及降低速度。如果在结构破坏或部分破坏以后引起结构刚度或几何形状, 或此两者有重大变化, 则须进一步研究它们对损伤容限的影响。型号设计中, 可采用下述剩余强度载荷定义: 1) 70%限制飞行机动载荷与最大的相应气密压差组合(包括可能的外部气动压力); 2) 40%限制突风速度(垂直和水平)与最大的相应气密压差组合(包括可能的外部气动压力)。

6 结论

本文总结的吊挂设计强度要求, 将随着规范的更改, 或者局方要求的变化而更新。同时, 本文中提到的符合性方法, 也只是现阶段可接受的一种方法, 但不是唯一的方法。随着设计经验的累积, 这些方法也在不断地优化中。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR25-R3中国民用航空规章: 第25部 运输类飞机适航标准[S]. 2001.5.14, 22-45.
- [2] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [3] Michael Chun-yun Niu. Airframe Structure Design[M]. Hong Kong Conmilit Press LTD, 2002:471-491.
- [4] FAA AC20-128A Design Considerations for Minimizing Hazards Couesd by Uncontained Turbine Engine and Axiliary Power Unit Rotor Failure[S]. Washington: FAA, 1997:1-48.
- [5] FAA AC25.571-1C Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure[S]. Washington: FAA, 1998:1-20.
- [6] FAA AC25-24 SUSTAINED ENGINE IMBALANCE[S]. Washington: FAA, 2000:1-23.
- [7] FAA AC25.362-1X ENGINE FAILURE LOADS[S]. Washington: FAA, 2001:1-8.

(上接第41页)

[1] Jie Xia, Purnendu K. Das, Probabilistic Fatigue Reliability Analysis Of Deepwater Steel Catenary Risers [C], Proceedings of the ASME 27th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering, OMAE2008, June 15-20, 2008, Estoril, Portugal.

[2] Marvin Rausand著, 郭强, 王秋芳, 刘树林译, 张来凤校. 系统可靠性理论: 模型、统计方法及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[3] 余国林·小子样飞机系统使用可靠性评估方法研究与应用[D]. 南京航空航天大学硕士论文, 2005.