

一种结构可靠性区间估算方法

A Novel Approach to Structure Reliability Interval Estimation

高磊/Gao Lei

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

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

摘要:

从系统可靠性评估的角度出发, 针对飞机方案论证阶段或初步设计阶段的设计重点和数据特点, 提出一种新的结构可靠性区间估算分析方法, 供方案论证阶段或初步设计阶段的飞机结构可靠性评估用。该方法简单、实用, 对飞机的结构方案的可靠性评估与评价有指导意义。

关键词: 结构可靠性; 区间估算; 飞机结构; 方案论证阶段

[Abstract] According to the specialty and keystone of aircraft preliminary design, a novel approach to structure reliability interval estimation is developed, which could be used in General Configuration Definition Phase (GCDP) or Preliminary Design Phase of aircraft design. This approach is simple and very useful to engineering.

[Keywords] structure reliability; interval estimation; aircraft structure; general configuration definition phase

0 引言

在飞机结构设计过程中, 结构可靠性问题一直是飞机设计的重要问题和关注热点。国内外许多专家和学者对结构的可靠性如何进行评估发表了大量文章, 分析来看, 目前结构可靠性的评估思路主要是建立极限状态方程, 在一定的应力、载荷概率分布条件下, 应用FORM (First Order Reliability Method)、SORM (First and Second Order Reliability Method)、MCS (Monte Carlo Simulation) 和RSM (Response Surface Method)以及这些方法的一些改进(包括由稳态到瞬态等等)进行评估。且在评估过程尽可能地考虑一些不确定因素的影响, 包括模型的不确定性(Model Uncertainty)、机理的不确定性(Physical Uncertainty)和统计的不确定性(Statistical Uncertainty)^[1]。

不可否认, 上述方法在数据充足的情况下可以得出良好且相对精确的结果。但是, 在飞机设计之初, 尤其是在方案论证阶段或初步设计阶段, 一方面由于飞机的结构设计可以提供的数据很少, 且这些方法的应用存在一些输入的限制条件; 另一方面, 在方案论证阶段或初步设计阶段, 飞机的结构设计主要是对飞机结构从总体和宏观上的取舍和分析, 若坚持采用上述方法进行阶段性结构可靠性评估, 显然费时费力且经济不合理。

本文从系统可靠性评估的角度出发, 针对飞机方案论证阶段或初步设计阶段的设计重点和数据特点, 提出

一种新的结构可靠性区间估算分析方法, 供方案论证阶段或初步设计阶段的飞机结构可靠性评估用。

1 系统可靠性的区间估算方法

根据系统可靠性理论, 若一个系统由 n 个单元组成, 设第 i 个单元的可靠度为 p_i ($i=1, 2, \dots, n$), 若 n 个单元都相互独立, 则该系统的可靠度 p_s 可用式(1)来计算。

$$p_s = \begin{cases} \prod_{i=1}^n p_i & \text{若系统为全串联系统} \\ 1 - \prod_{i=1}^n (1 - p_i) & \text{若系统为全并联系统} \end{cases} \quad (1)$$

显然, 全串联系统的可靠度要小于全并联系统的可靠度。

若系统中的 n 个单元都相互关联(无独立性), 则其可靠度 p'_s 有^[2]:

全串联系统

$$p'_s = \Pr\left(\prod_{i=1}^n X_i = 1\right) \geq \prod_{i=1}^n \Pr(X_i = 1) = \prod_{i=1}^n p_i \quad (2)$$

全并联系统

$$p'_s = \Pr\left(\prod_{i=1}^n X_i = 1\right) \leq \prod_{i=1}^n \Pr(X_i = 1) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - p_i) \quad (3)$$

显然, 由 n 个关联单元组成的系统的可靠度 p'_s 满足:

$$\prod_{i=1}^n p_i \leq p'_s \leq 1 - \prod_{i=1}^n (1 - p_i) \quad (4)$$

2 结构可靠性的区间估算

在飞机设计的方案论证阶段或初步设计阶段，飞机结构的设计工作量主要是在结构的总体和宏观上进行取舍和研究分析，主要是从结构的总体框架设计、大区域性的材料选择以及较大或较重要的载荷及承受能力分析等方面进行总体权衡和取舍。在该设计阶段，一方面由于在载荷、应力、环境等诸多方面数据欠缺，无法采用FORM或SORM或RSM等结构可靠性评估方法；另一方面在方案论证或初步设计阶段的结构可靠性评估仅仅是飞机总体结构框架设计方案的取舍和权衡，是相对比较大的范畴内的分析，没必要采用比较精确的分析手段，仅仅需要一种经济适用的方法来确定结构可靠性的大致范围即可。

因此，本文借鉴第二节系统可靠性的区间估计方法，结合结构的特点给出一种能够粗略确定结构可靠性范围的方法，适用于飞机设计的方案论证阶段或初步设计阶段。具体思路如下：

1) 按区域将飞机结构分为几大块，例如，舱门、机身、机翼等；

2) 对比国内外相似机型的使用数据和经验设计及预估数据，根据结构、材料、载荷的形似性，粗略地给出各结构区域的结构可靠性指标；

3) 将飞机结构按区域分别假设为一个单元，各结构单元之间的独立性可根据以往经验数据有以下三种假设：各机构单元相互独立、部分结构单元关联以及全部结构单元关联。

4) 参照系统可靠性的区间评估方法，即式(4)，进行粗略的结构可靠性区间估计。

3 算例及分析

在方案论证阶段，B型号飞机要求结构可靠性指标为4 000FH，且明确该飞机的参考机型为A型飞机。按照ATA章节号，飞机结构相关的章节有：舱门、机身、短舱/吊挂、尾翼、窗、机翼等6部分。A型飞机在2000—2002年这3年期间结构相关章节的使用数据如表1所示。

表1 A型飞机签派可靠度^[3]

年份 章节	2000年	2001年	2002年	3年平均
舱门	0.999 84	0.999 91	0.999 92	0.999 92
机身	1.000 00	0.999 97	0.999 97	0.999 99
短舱/吊挂	1.000 00	1.000 00	1.000 00	1.000 00
尾翼	1.000 00	1.000 00	1.000 00	1.000 00
窗	1.000 00	1.000 00	0.999 97	0.999 99
机翼	1.000 00	1.000 00	1.000 00	1.000 00

由于飞机结构的互相连接且存在传力路径，可以判

定该飞机6大结构部分不可能相互独立，必然存在关联。由于方案论证阶段无法获得详细数据来判定飞机结构的具体连接强度、载荷以及传力具体路径。因此，在B型飞机的方案论证阶段，可参照A型飞机的数据粗略估算一下结构的可靠度区间供方案选择。

显然，A型飞机在2000—2002年这3年内的结构可靠度为0.999 983。为简化计算假设：①结构6大部分都服从指数分布；②飞机3年的平均日利用率为8FH，按300天/年计算。则A型飞机在2000年—2002年这3年内的结构可靠性指标下限为：飞机6大部分全按串联来分析，且相互独立，则下限为2 069FH。A型飞机在2000年—2002年这3年内的结构可靠性指标上限为：飞机6大结构部分全按并联来分析，且相互独立，则上限为43 157FH。

根据本文方法，有B型飞机的结构可靠性估算区间为：[2 069, 43 157]。

显然，B型飞机的结构可靠性指标4 000FH恰好落在了该区间内。说明：①制定B型飞机结构可靠性指标4 000FH，且选择A型飞机作为参考机型的这一总体方案总体上是合理的；②B型飞机的结构可靠性指标4 000FH距离区间下限2 069FH较近，在B型飞机的结构可靠性指标无法降低的情况下，B型飞机要在A型飞机结构上做大的改动是不可能实现的。

另外，除本算例的情况外，还可能存在结构可靠性指标恰好未在估算区间内。可分下列两种情况分别进行分析。

(1) 结构可靠性估算区间的上限小于指标值的情况：在参考机型不变的情况下说明结构可靠性指标制定的偏激进，即使飞机结构做改动后也可能不能满足要求；另一方面，在结构可靠性指标不变的情况下说明参考机型选择的不太合适。

(2) 结构可靠性估算区间的下限大于指标值的情况：在参考机型不变的情况下说明结构可靠性指标制定的偏保守，飞机结构做较大的改动也能满足要求；另一方面，在结构可靠性指标不变的情况下说明参考机型选择的不太合适。

4 结论

针对方案论证阶段或初步设计阶段的飞机结构可靠性评估用的数据欠缺的特点，本文主要提出了一种新的飞机结构可靠性区间估计方法，能够对结构总体方案的取舍及分析起到重要作用。本方法简单、实用，在飞机方案论证阶段有推广使用的价值。

参考文献：

(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 Caused by Uncontained Turbine Engine and Auxiliary 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学位论文, 2005.