

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.04.018

# 民用飞机结构主要部件失效率研究

## A Study of Failure Rate for Major Components of Civil Aircraft Structures

施剑玮 / SHI Jianwei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

飞机结构的安全性和全寿命期内的可靠性是飞机设计时必须考虑的首要问题。可靠度指标的选取既要考虑技术及经济的可行性,也要兼顾社会的可接受性。基于国外飞机结构的失效率统计数据及主要部件的可靠性系数,经过分析研究给出了国内民用飞机主要部件的失效率。

**关键词:** 概率密度函数;疲劳可靠性系数;安全性;失效率

**中图分类号:** V221

**文献标识码:** A

**[Abstract]** The aircraft structural safety and its high reliability in life time must be considered as the primary problem during aircraft design. Not only the feasibility of technology and economy but the social acceptance should be considered upon the choice of reliability index. The failure rates for major components of the civil aircraft structures are given based on the aircraft failure probability statistical conclusion and the reliability factors of the major components.

**[Keywords]** probability density function; fatigue reliability factor; safety; failure rate

## 0 引言

失效率亦称作危险率或故障率,是指在规定的条件下工作到  $N$  时刻尚未发生故障的产品,在  $N$  时刻后单位时间内发生故障的概率。对于飞机结构来讲,设计师无法保证结构绝对可靠,只能规定相对的可靠度或失效率指标来保证安全。飞机结构的失效率容许值,主要是根据历史上服役飞机发生事故的数据,通过统计、分析后制定的。合适的失效率容许值是民机设计中一项重要的权衡决策,它既要考虑技术及经济的可行性又要兼顾社会的可接受性。

本文基于国外飞机结构的失效率统计数据及主要结构的可靠性系数,研究确定国内民用飞机结构主要部件的失效率。

## 1 飞机结构的失效率统计

通常飞机的失效率指标可以用下列不同的方

式衡量,如飞机每单位飞行时间的当时失效率,飞机每单位飞行次数的当时失效率,飞机每单位飞行距离的当时失效率等。表1列出了文献中飞机结构失效率的统计数据和推荐的容许值。Lincoln 和 Babish 等人<sup>[1-4]</sup>曾分别对民机和军机的失效率数据进行统计,给出了两者推荐的容许值分别为  $10^{-7}$ /次和  $10^{-6}$ /次。美国空军对1940年至2010年所有发生灾难性事故飞机的失事原因进行统计,数据表明:由于飞机结构的疲劳破坏导致的灾难性事故机率是很小的,大约为  $1.5 \times 10^{-7}$ /飞行小时,如图1所示。

美国国防部标准的《飞机结构完整性大纲》<sup>[7]</sup>和英国规范 DEF 970<sup>[8]</sup>规定飞机结构可靠度分配准则:为了保证长期军用的安全性,灾难性破坏概率等于或小于  $10^{-7}$ /次飞行认为是足够的。飞机结构的灾难性破坏概率超过  $10^{-5}$ /次飞行认为是不可接受的。破坏概率在  $10^{-7}$ /次 ~  $10^{-5}$ /次飞行之间,须通过检查、修理、限制运营、设计更改/更换的方式减少破坏发生的风险。

表 1 统计的建议失效率<sup>[5]</sup>

	作者	民用机	军用机	备注
统计 数据	Freudenthal & Payne	$2 \times 10^{-7}/h$	$5 \times 10^{-7}/h$	英国
	苏联指南	$(2 \sim 3) \times 10^{-7}/h$	$(1 \sim 10) \times 10^{-5}/h$	
	上山忠夫	$2.5 \times 10^{-6}/h$		
	Pugsley		$10^{-7}/h$	英国, 20 世纪三十年代
	RAE	$2.5 \times 10^{-6}/h$		英国, 20 世纪三十年代
	ICAO	$10^{-5}/\text{飞机}$		
	Payne	$\leq 10^{-7}/h$ $\leq 10^{-8}/h$ $\leq 10^{-3}/\text{飞机}$	$\leq 10^{-6}/h$ $\leq 2 \times 10^{-7}/h$ $\leq 10^{-3}/\text{飞机}$	危险率 平均破坏率 破坏概率
建议 数据	苏联指南	$10^{-5}/h$		
	RAE	$10^{-7}/\text{飞机}$		
	RAE	$10^{-5} \sim 10^{-7}/h$		
	Kennedy	$10^{-7}/h$		
	Black	$(1 \sim 10)\% \times 10^{-7}/h$		20 世纪七十年代
	Lundberg	$10^{-9}/h$ $10^{-8}/h$		平均破坏率 危险率
	shaw	$4 \times 10^{-7}/\text{飞行}$		

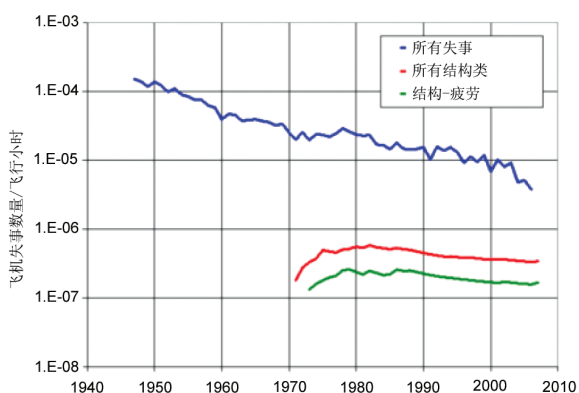


图 1 美国空军所有导致飞机失事原因的对比<sup>[6]</sup>

应该指出,容许破坏概率的确定不是一个纯技术问题,而是与经济、社会和政治等因素有关,各国制定的标准与方法也不同。

## 2 飞机结构主要部件的可靠性系数

疲劳可靠性系数<sup>[9]</sup> (FRF) 是波音公司针对飞机结构主要部件疲劳设计的可靠性目标要求引入的一种系数。它在结构的疲劳检查中作为目标寿命的一个放大系数。

可靠性系数 FRF 定义为:可靠度 95% 寿命  $N_{95}$  与任意可靠度  $R$  对应寿命  $N$  之比。

通常假定疲劳寿命  $N$  服从双参数威布尔分布,其概率密度、可靠度函数如式(1)、(2)所示:

$$f(N) = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \left(\frac{N}{\beta}\right)^{\alpha-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad (1)$$

$$R(N) = \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad (2)$$

式中, $N$  为疲劳寿命, $\alpha$  为形状参数, $\beta$  为特征寿命。

由 FRF 的定义可知可靠度与可靠性系数的关系如式(3)所示。

$$R = 0.95^{FRF^{-\alpha}} \quad (3)$$

波音公司飞机结构主要部件的疲劳可靠性系数与结构的设计概念和结构形式、材料等因素相关,如表 2 所示。

## 3 飞机结构主要部件的失效率

### 3.1 失效率与可靠性系数的关系

失效率函数为:

$$\lambda(N) = \frac{f(N)}{R(N)} = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \left(\frac{N}{\beta}\right)^{\alpha-1} \quad (4)$$

可导出其可靠度函数为:

$$R(N) = \exp\left[-\frac{\lambda \cdot N}{\alpha}\right] \quad (5)$$

由式(3)和(5)可知:

$$\lambda(N) = -\frac{\ln 0.95 \cdot FRF^{-\alpha} \cdot \alpha}{N} \quad (6)$$

统计国、内外相似机型的最小设计服役目标,如表 3 所示。

表2 飞机结构主要部件的疲劳可靠性系数

设计理念	结构类型	最小疲劳可靠性系数 FRF(20年)
损伤容限	易于接近并易于修理	1
	不易于接近或不易于修理	1.5
	特殊区域(不能预期的早期疲劳裂纹会导致修理和预防性改型,造成较长时间的地面停机的部位)	2.0~2.3
安全寿命	起落架结构	≥
	起落架铝合金支撑结构(机翼或机身)	≥2.6
	起落架钛合金和钢支撑结构(机翼或机身)	≥3.7
	受飞行载荷的铝和钛结构	≥4.0

表3 国外不同机型的最小设计服役目标

机型	设计服役目标	
	飞行次数	飞行小时
737	75 000	51 000
757	50 000	50 000
767	50 000	50 000
777	44 000	60 000
DC-9	40 000	57 000
MD80	40 000	57 000
MD90	60 000	90 000
A300	48 000	60 000
A320	48 000	60 000
ARJ21-700	60 000	60 000

由表3可知,相似机型的设计服役目标一般在40 000~60 000飞行次数/飞行小时之间。本文选定一般的最小设计服役目标50 000飞行次数,由式(6)可知失效率与可靠性系数FRF的关系如图2所示。

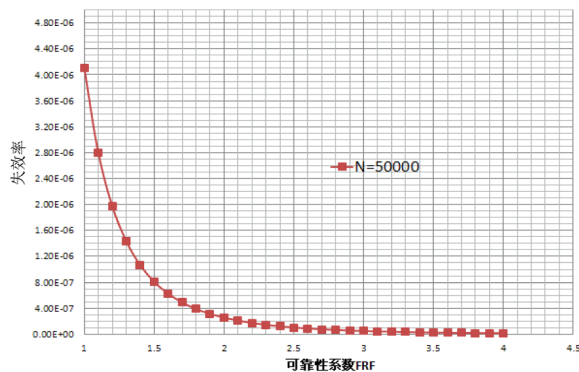


图2 失效率与可靠性系数FRF的关系

由图2可知,结构的疲劳可靠性系数FRF越大,对应失效率就越低。可靠性系数与其可靠性指标的关系如表4所示。

表4 疲劳可靠性系数FRF与其他指标之间的关系

FRF	$\alpha = 4.0, N = 50\ 000$		
	可靠度 R	失效概率 F	失效率 $\lambda$
1	95.00%	5.00%	4.10E-06
1.5	98.99%	1.00%	8.10E-07
2	99.68%	0.32%	2.56E-07
2.3	99.82%	0.18%	1.47E-07
2.6	99.89%	0.11%	8.98E-08
3.7	99.97%	0.03%	2.19E-08
4	99.98%	0.02%	1.60E-08

### 3.2 飞机结构主要部件的失效率要求

根据目前掌握的资料,国外按损伤容限设计的飞机,主要部件的FRF及其组成比例示意图如图3所示。原型机结构中约占74%的主要部件,例如机翼前梁、后梁,他们位于机翼内部封闭空间内,不易于接近或不易于修理,可靠度要求满足98.99%,失效率控制在 $8.1 \times 10^{-7}$ /次。

飞机7%的主要部件,例如机翼上、下翼面与机身侧部的接头,它们是机身和机翼连接的关键结构,一旦出现裂纹,维修难度大,维修周期长,会造成较长时间的地面停机,可靠度要求满足99.68%,失效率控制在 $2.56 \times 10^{-7}$ /次。

飞机3%的主要部件,比如发动机前、后安装节,它们是连接发动机的关键结构,检查需要拆卸很多结构和系统,一旦出现裂纹,维修难度大,维修

周期长,会造成较长时间的地面停机,可靠度要求满足99.82%,失效率控制在  $1.47 \times 10^{-7}$ /次。

其余 16% 的主要部件,由于易于接近并易于修理,可靠度适当降低至 95%,失效率控制在  $4.1 \times 10^{-6}$ /次,但仍可通过检查和修理的方式满足安全性的要求。

国外飞机制造商根据飞机不同的结构类型,

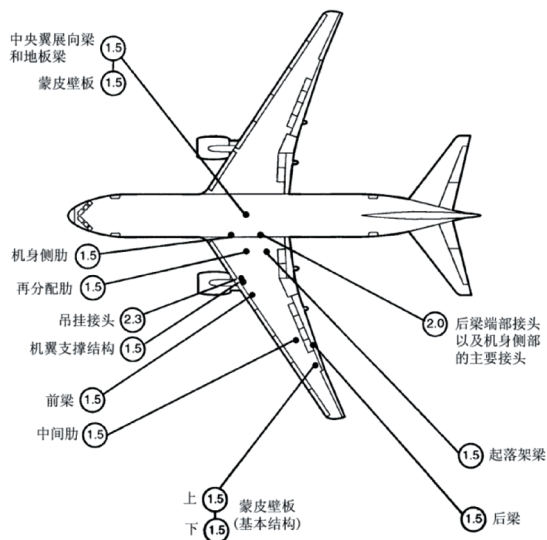
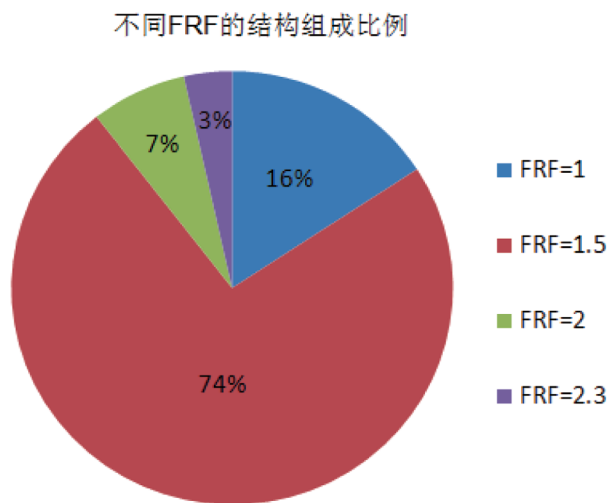


图 3 主要部件的 FRF 及其组成比例

从接近的难易程度、维修周期和维修成本出发,按照美国国防部标准的《飞机结构完整性大纲》中规定的飞机结构可靠度分配准则要求,控制飞机结构不同部位的失效率,使其都落在  $10^{-7}$ /次 ~  $10^{-5}$ /次飞行。根据不同的失效率值,通过检查、修理、限制运营和设计更改/更换的方式减少破坏发生的风险。



## 4 结论

本文基于飞机结构寿命服从双参数威布尔分布的特点,以及主要部件疲劳可靠性系数和可靠度之间的关系,推导了飞机结构主要部件的可靠性系数与失效率的对应关系。最后,以相似机型最小设计服役目标 50 000 飞行次数为基础,给出了国内民用飞机结构主要部件的失效率控制要求,为国内民用飞机结构的可靠性设计提供参考。

### 参考文献

[1] LINCOLN J W. Method for Computation of Structural Failure Probability for an Aircraft[R]. ASD-TR-80-5035, Aeronautical Systems Division, Wright-Patterson Air Force Base, 1980.  
 [2] LINCOLN J W. Risk Assessment of an Aging Military Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(8): 687-691.  
 [3] TIFFANY C F, GALLAGHER J P, BABISH C A. Threats to Aircraft Structural Safety, Including a Compendium of Selected Structural Accidents/Incidents [R]. ASC-TR-2010-5002,

2010.  
 [4] WHITE P. Review of methods and approaches for the structural risk assessment of aircraft [R]. Air Vehicles Division, Defence Science and Technology Organisation, DS-TO-TR-1916, 2006.  
 [5] 诸德培. 飞机结构的可靠性和完整性[J]. 航空学报, 1986, 6(7): 521-530.  
 [6] BABISH C I. Aircraft Structure Risk and Reliability Analysis Course[Z]. Dayton, OH, 2004.  
 [7] MIL-STD-1530C (USAF). AIRCRAFT STRUCTURAL INTEGRITY PROGRAM (ASIP)[S]. 1 November 2005.  
 [8] UK Ministry of Defense. Defense standard 00-970 Part I Issue 3, Design and airworthiness requirement for service: aircraft structures[S]. 1st ed. GLASGOW, 2003.  
 [9] 波音. 结构疲劳方法和许用值[Z]. 西雅图: 波音, 1997.

### 作者简介

施剑玮 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机结构疲劳与损伤容限; E-mail: shijianwei@comac.cc