

运输类飞机结构设计安全系数的探讨

Discussion on the Safety Factor of the Structure Design for Transport Aircraft

谭永刚 / Tan Yonggang

(中国民航上海航空器适航审定中心, 上海 200335)

(Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shanghai 200335, China)

摘要:

中国民用航空规章运输类飞机适航标准 25.303 要求采用 1.5 的安全系数, 该要求同其他相关适航条款, 例如 25.307“结构符合性的证明”、25.603“材料”、25.605“制造方法”、25.613“材料的强度性能和材料的设计值”等, 共同保证了飞机结构的高可靠性。理论上, 当材料、载荷、分析等方面的不确定性降低, 采用低于 1.5 的安全系数可以保证结构具有同等的高可靠性; 另一方面, 当材料、载荷、分析等方面的不确定性大于目前适航规章所允许的水平, 通过采用大于 1.5 的安全系数也可以保证结构具有等同的高可靠性。为了在民用运输类飞机的适航取证/审定过程中, 在保证结构可靠性的前提下, 能够根据具体情况适当调整结构安全系数, 在综合研究中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》相关条款内在联系的基础上, 探讨了载荷、材料性能、分析方法等不确定性对飞机结构安全系数的贡献。研究结果表明, 目前 1.5 的飞机结构安全系数, 用于考虑载荷、材料性能、分析方法等不确定性的系数分量分别为 1.2、1.12、1.116。

关键词: 运输类飞机; 适航标准; 结构设计; 安全系数; 不确定性

中图分类号: V215.1

文献标识码: A

[Abstract] Safety factor of 1.5 was specified in paragraph 25.303 in China Civil Aviation Regulations (CCAR) Part 25. This requirement and other relevant paragraphs in CCAR25, such as CCAR25.307"Proof of Structure", 25.603"Materials", 25.605"Fabrication methods", 25.613"Material strength properties and material design values", ensure the reliability of airplane structure collectively. Theoretically, when the uncertainty for material properties, load and analysis reduces, the application of safety factor less than 1.5 can ensure equivalent reliability for airplane structure. In other hand, if the uncertainty for material properties, load and analysis exceed the allowable level implied in current airworthiness standards, application of safety factor greater than 1.5 may still ensure equivalent reliability for airplane structure. To determine proper safety factor for certain certification circumstance without reduction in the structure reliability, the composition of safety factor 1.5 was researched. Based on the investigation of the relationship among the relevant paragraphs of China Civil Aviation Regulations (CCAR) Part 25, the safety factor of 1.5 specified in CCAR 25.303 is divided into three sub-factors. The sub-factor for load uncertainty is determined to be 1.2; the sub-factor for material properties uncertainty is determined to be 1.12; the sub-factor for analysis methods uncertainty is determined to be 1.116.

[Key words] Transport Aircraft; Airworthiness Standards; Structure Design; Safety Factor; Unreliability

0 引言

我国民用航空规章运输类飞机适航标准 CCAR25.303^[1]规定: 除非另有规定, 当以限制载荷为结构的外载荷时, 必须采用安全系数 1.5, 当用极

限载荷来规定受载情况时, 不必采用安全系数。美国联邦航空局 (FAA) 的运输类飞机适航标准 14CFR Part25.303^[2]和欧洲航空安全局 (EASA) 的运输类飞机适航标准 CS25.303^[3]也有相同的要求。

在早期的飞机设计中, 安全系数采用 2.0。自

1934年之后,美国将安全系数降到1.5。实践证明,降低安全系数后的结构破坏概率远远低于其他原因造成的事故概率,因此1.5的安全系数是安全的^[4]。

目前,研究学者正在探索进一步降低安全系数的可能。陈肇元等^[5-7]基于“应力-强度干涉模型”对结构安全系数进行了研究;吴铁民等^[8-9]基于可靠性理论研究了复合材料结构的附加安全系数;颜芳芳等^[10]基于对复合材料性能数据的统计分析研究了复合材料安全系数。上述研究侧重于从材料性能的分散性对结构安全系数进行探索。

本文在综合研究CCAR25.303“安全系数”、25.307“结构符合性的证明”、25.603“材料”、25.605“制造方法”、25.613“材料的强度性能和材料的设计值”等适航条款内在联系的基础上,探讨了材料性能不确定性、载荷不确定性、分析方法不确定性对安全系数的贡献。

1 安全系数的构成

飞机结构设计需要采用安全系数,是因为飞机设计中采用的载荷只能近似反映真实情况,采用的材料性能由于材料自身原因以及加工工艺影响也存在一定分散性,飞机的应力分布由于计算方法、模型简化和计算程序等因素也存在一定的不确定性,因此为保证飞机能够承受服役寿命内预期的最大载荷(限制载荷),需要采用安全系数^[4,11]。

如上所述,飞机的安全系数可以用式(1)表达:

$$F = F_m \times F_l \times F_\alpha \quad (1)$$

其中:

F 为安全系数; F_m 为考虑材料性能分散性的安全系数,包括材料本身的性能离散以及零件制造工艺引起的性能离散; F_l 为考虑载荷不确定性的安全系数; F_α 为考虑分析方法不可靠性的安全系数。

2 考虑载荷不确定性的安全系数分量

理论上讲,1.5的安全系数只能在一定的范围内覆盖材料性能、载荷、分析方法的不确定性,例如 F_m 取决于具体材料的性能统计分布。如果材料、载荷、分析方法中某一个或多个的不确定性超出该特定范围,则1.5倍的安全系数不能保证飞机可靠地承受限制载荷。反之,如果材料、载荷、分析方法中某一个或多个的不确定性明显低于1.5安全系数所对应的水平,则即便采用低于1.5倍的安全系数,也

可以保证飞机可靠地承受限制载荷。

EASA通过CS25.302条款以及CS25部附录K“系统和结构的交互影响”,允许对采用了载荷减缓系统的结构使用低于1.5的安全系数,具体的安全系数取决于该载荷减缓系统的失效概率,如图1所示。虽然CCAR25部和14CFR Part25中没有相应的25.302条款,但中国民用航空局(CAAC)和FAA在型号审定过程中通过颁布专用条件,例如对波音787-8、747-8等机型的专用条件^[12-13],同样允许具有载荷减缓系统设计特征的飞机采用低于1.5的安全系数,这些专用条件与EASA的CS25.302以及CS25部附录K在要求上是相同的。

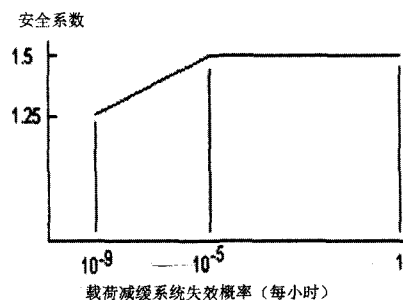


图1 载荷减缓系统失效概率与安全系数的关系

通过图1可以看出,当载荷减缓系统的失效概率不大于 10^{-9} 时,允许采用1.25的安全系数。在民用运输类飞机的适航审定中,发生概率不大于 10^{-9} 的情况被认为是“极不可能事件”,可以不予考虑。这意味着,当高可靠性的载荷减缓系统能够消除飞机载荷的不确定性时,可以将安全系数从1.5降低至1.25。通过式(1)可知, $F_l = 1.5/1.25 = 1.2$ 。

3 考虑材料性能分散性的安全系数分量

对于材料性能的不确定性,CCAR25.603条款要求在试验或经验的基础上建立材料规范,通过材料规范保证所采购材料的稳定性,即从材料采购方面限制了材料性能的分散性。CCAR25.605条款要求通过工艺规范来严格控制零部件制造过程,保证能够生产出“始终完好”的结构,即限制了加工制造过程对材料性能分散性的影响。当采用分析方法表明结构强度的符合性时,CCAR25.613条款要求在对足够的材料试验数据统计的基础上获得设计值,对于单载荷路径建立A值,99%概率,95%置信度;对于多载荷路径建立B值,90%概率,95%置信度。对于单载荷路径而言,由材料性能的不确定性

导致的结构破坏概率为 $P=1-0.99=0.01$, 对于多载荷路径而言(至少为两个载荷路径) $P \leq (1-0.9) \times (1-0.9)$, 即 $P \leq 0.01$ 。因此, 在采用相同的分析方法时, 单载荷路径的 A 值和多载荷路径的 B 值提供的可靠性相当。

CCAR25.307 条规定: 当采用静力或动力试验来表明符合第 25.305(b) 的要求时, 对于试验结果必须采用合适的材料修正系数。如果被试验的结构或其一部分具有下列特征: 多个元件对结构总强度均有贡献, 而当一个元件损坏后, 载荷通过其他路径传递导致重新分布, 则不用采用材料修正系数。EASA AMC25.307 中提到: 对于单载荷路径金属结构, 在不做合理解释的情况下, 采用 1.15 的材料修正系数是可接受的。

单载荷路径结构仅通过试验表明符合性时需要额外材料修正系数, 而多载荷路径结构不需要额外材料修正系数, 是因为单个试验件的试验结果, 其统计学意义代表了平均值, 而如同上述对 CCAR25.613 的解读, 为保证验证结果的可靠性, 对单载荷路径结构需要保证材料性能为 99% 概率, 95% 置信度, 即 A 值; 对多载荷路径结构需要保证材料性能为 90% 概率, 95% 置信度, 即 B 值。因此, 通过试验考虑材料性能的不确定性, 对于单载荷路径结构而言, 考虑材料性能不确定性的安全系数 $F_{ma} = \text{平均值}/A \text{ 值} = F_m \times \text{材料修正系数}$; 对于多载荷路径结构而言, 考虑材料性能不确定性的安全系数 $F_{mb} = \text{平均值}/B \text{ 值} = F_m$ 。材料修正系数 $= F_{ma}/F_{mb} = B \text{ 值}/A \text{ 值}$ 。如图 2 所示, B 值大于 A 值, 因此材料修正系数大于 1。

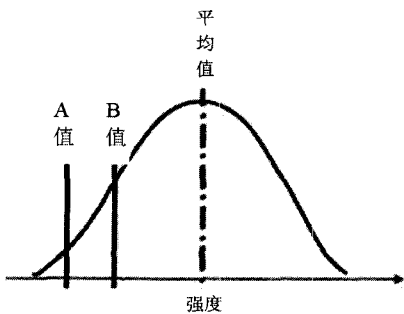


图 2 平均值与 A 值、B 值示意图

对于材料设计值的计算通常基于双参数 Weibull 分布^[14], 其概率密度函数见式(2):

$$D(x; \alpha, \beta) = \frac{\alpha}{\beta} \left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha-1} e^{-(x/\beta)^\alpha} \quad (2)$$

其中: x 为随机变量; α 为 Weibull 形状参数; β

为 Weibull 尺寸参数。

平均值 μ 和标准偏差 σ 均为 α 和 β 的函数, 分别见式(3)和式(4):

$$\mu = \beta \cdot \Gamma\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right) \quad (3)$$

$$\sigma = \beta \sqrt{\Gamma\left(\frac{\alpha+2}{\alpha}\right) - \Gamma^2\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right)} \quad (4)$$

其中: Γ 为伽马函数。

由式(3)、式(4)可得:

$$C_v = \frac{\sigma}{\mu} = \frac{\sqrt{\Gamma\left(\frac{\alpha+2}{\alpha}\right) - \Gamma^2\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right)}}{\Gamma\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right)} \quad (5)$$

根据式(5), 材料性能的离散系数 C_v 仅取决于 Weibull 形状参数。

根据最大似然法 (maximum likelihood method) 估算 Weibull 形状参数 α 和 β , 见式(6)和式(7):

$$\frac{1}{\alpha} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}} \ln x_i}{\sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}}} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{n_f} \ln x_i}{n_f} \quad (6)$$

$$\hat{\beta} = \left(\frac{1}{n_f \sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}}}\right)^{1/\hat{\alpha}} \quad (7)$$

其中: x_i 为第 i 个试验数据; n 为试验数据的总个数; n_f 为发生破坏的试验件个数, 对于静强度而言, $n_f = n$; $\hat{\alpha}$ 为 Weibull 形状参数估计值; $\hat{\beta}$ 为 Weibull 尺寸参数估计值。

对于已知形状参数的 Weibull 分布, 随机样本的 Weibull 尺寸参数构成 chi-square (χ^2) 分布^[15]。在置信度为 γ 的条件下, Weibull 尺寸参数 ($\hat{\beta}$) 为:

$$\hat{\beta}_\gamma = \frac{\hat{\beta}}{[\chi_{1-\gamma}^2(2n)/(2n)]^{1/\hat{\alpha}}} \quad (8)$$

式(8)中 $\chi_{1-\gamma}^2(2n)$ 是自由度为 $2n$ 的 chi-square 函数在概率为 $1-\gamma$ 情况下的值。由此, 设计值 N 可由式(9)计算:

$$\hat{N} = \hat{\beta} \left[\frac{-\ln p}{\chi_{1-\gamma}^2(2n)/(2n)} \right]^{1/\hat{\alpha}} \quad (9)$$

其中: p 为设计值对应的概率水平, $p=0.9$, $\gamma=0.95$ 时, \hat{N} 为 B 值; $p=0.99$, $\gamma=0.95$ 时, \hat{N} 为 A 值。

对于由相同试验数据样本计算的 A 值和 B 值: $\hat{\alpha}$ 、 $\hat{\beta}$ 、 γ 、 n 均相同,

材料修正系数 = B 值/A 值

$$= \frac{\hat{N}_B}{\hat{N}_A} = \left(\frac{\ln 0.9}{\ln 0.99}\right)^{1/\hat{\alpha}} \quad (10)$$

当金属材料修正系数为 1.15 时,由式(10)计算 $\bar{a}=16.41$,由式(5)计算得 $C_v=7.5\%$ 。对于金属材料而言,计算设计值需要至少 10 批 10 次材料 100 个数据点^[16],将 $n=100, \bar{a}=16.41$ 代入式(9),可得到 $F_{mb} = \text{平均值}/B \text{ 值} = F_m = 1.12$ 。在判断对 CCAR/14CFR Part25/CS 25.603、25.605 条款符合性时,一般对金属材料要求其离散系数不大于 5%。EASA AMC25.307 规定的对单载荷路径金属结构不做合理解释的条件下,可采用 1.15 材料修正系数的指南,该材料修正系数对应的材料性能离散系数为 7.5%,相对于一般的金属材料性能的离散系数 5%,已经做了保守的假设,其合理性得到了解释。

4 考虑分析不可靠性的安全系数分量

将 $F_m=1.12, F_l=1.2$ 代入式(1),得到考虑分析方法不可靠性的安全系数 $F_a=1.116$ 。适航审定过程中,在判断分析方法是否被试验结果验证时,一般接受准则为:分析结果与试验结果的相关系数至少达到 90%,且分析结果需较试验结果偏保守,这与本文计算的考虑分析方法不可靠性的安全系数 $F_a=1.116$ 相当。

5 结论

本文通过对相关适航条款/专用条件要求、指导材料给出的信息进行综合研究,在此基础上推算出 CCAR25.303 条款规定的 1.5 安全系数中,考虑载荷不确定性的系数为 1.2,考虑材料性能不确定性的系数为 1.12(对多载荷路径),考虑分析方法不可靠性的系数为 1.116,该推算结果与目前各国适航当局在符合性判定时采用的准则吻合。同时,推导出 EASA AMC25.307 中给出的单载荷路径金属结构在仅采用试验表明符合性时推荐的 1.15 材料修正系数,适用前提条件是该材料性能离散系数不大于 7.5%。

在确定了具体飞机的载荷、材料性能、分析方法的不确定性的条件下,本文的研究成果可为适当调整飞机结构安全系数提供可能。一方面,可以在保证飞机安全性的基础上,通过适当提高安全系数的方式:(1)允许稳定性相对较差的材料用于飞机设计制造;(2)适当降低对分析方法验证的相关性要求,减少验证试验的数量以降低取证成本。另一方面,可以推动飞机制造商提高对材料/工艺的控制、完善分析方法,通过降低载荷、材料性能、分析方法不确定性而采用

较低的安全系数,实现飞机的减重。

参考文献:

- [1]中国民用航空局. CCAR25 民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2001.
- [2] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, 14CFR Part 25.
- [3] Certification Specification and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes, CS-25.
- [4] 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.
- [5] 陈肇元. 结构设计规范的可靠度设计方法质疑[J]. 建筑结构,2002,32(4):64-69.
- [6] 都军民. 基于可靠性安全系数的结构设计方法研究[J]. 舰船科学技术,2007,29(3):134-136.
- [7] Du Jun-min. The research of structure design method based on reliability safety coefficient[J]. Ship Science and Technology, 2007,29(3):134-136.
- [8] 王磊. 基于容许安全系数的飞机结构静强度可靠性设计[J]. 机械强度,2009,31(3):487-490.
- [9] 吴铁民. 复合材料结构安全系数的确定[J]. 航空科学技术,1998,2:26-27.
- [10] 隋福成. 复合材料结构安全系数的确定[J]. 飞机设计,1997,4:16-19.
- [11] 颜芳芳. 复合材料构件安全系数的统计分析[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(5):655-659.
- [12] 顾诵芬. 关于新一代飞机的设计载荷[J]. 飞机设计,2005,9(3):1-12.
- [13] Special Conditions: Boeing Model 787-8 Airplane; Interaction of Systems and Structures, Electronic Flight Control System-Control Surface Awareness, High Intensity Radiated Fields (HIRF) Protection, Limit Engine Torque Loads for Sudden Engine Stoppage, and Design Roll Maneuver Requirement, Special Conditions No. 25-354-SC.
- [14] Special Conditions: Boeing Model 747-8/-8F Airplanes, Interaction of Systems and Structures, Special Conditions No. 25-388A-SC.
- [15] R. S. Whitehead, H. P. Kan. Certification Testing Methodology For Composite Structure. DOT/FAA/CT-86/39, Hawthorne: Northrop Corporation, 1986.
- [16] Whittaker, I. C., Besuner, P. M. A Reliability Analysis Approach to Fatigue Life Variability of Aircraft Structures. AFML-TR-69-65, 1969.
- [17] Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS).