

# 民用飞机故障载荷设计研究

## Research on the Aero-dynamical Failure Load for Civil Aircraft

谭林林 刘毅 / Tan Linlin Liu Yi

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

以某大型民用客机为例,基于各系统的功能危险性评估报告进行故障筛选,根据筛选得到的故障清单对失效发生时刻和失效状态下继续飞行的飞行载荷进行了设计分析,发展形成了一种高效、可靠的故障载荷设计研究方法。

**关键词:**民用客机;故障筛选;故障载荷设计

**中图分类号:**V217+.32

**文献标识码:**A

[Abstract] Taking a large civil airplane as an example, this paper introduces the failure list selecting methods based on the system function safety evaluation report, and introduces the flight loads calculation methods of the time at the failure occurrence and continuous flight after the failure based on the selected failure list. This paper comes up with an effective, reliable failure load calculation and analysis method.

[Key words] civil airplane; failure list selecting methods; failure load

## 0 引言

故障情况的飞行载荷设计十分重要,如果处理不当,可能导致系统故障引起的载荷远远超过正常飞行载荷,不仅可能引起不必要的结构增重,甚至会造成系统、结构破坏从而引起飞行事故。民用飞机故障情况飞行载荷设计是载荷设计的一个难点,尤其是系统故障成因分析、对飞行包线的影响、故障发生时刻和发生后持续飞行的机动飞行仿真、故障情况下的非常规压力分布等问题,都具有相当难度。因此有必要研发出一套故障载荷设计方法,保证载荷设计的可靠完善。

### 1 故障情况筛选

CCAR25 中用于定义载荷包线的方法并没有充分考虑系统及其可靠性的影响,这些自动系统可能会不起作用或是在操纵权限减少的降级模式下工作。因此,有必要确定结构的安全系数和飞机的使用裕度,使由于系统故障产生的载荷所导致结构失效的组合概率不超过安装了早期控制系统的飞机

的相应水平。为了达到这个目标,有必要确定系统的故障状态及相应的故障出现概率以获得结构安全系数和使用裕度,来保证飞机具有可接受的安全水平。针对此情况提出了民用飞机的专用条件。专用条件是对 CCAR25 部条款的补充,涉及系统与结构的相互影响,并经适航当局认可签发。

专用条件适用的飞机系统包括飞行控制系统、自动飞行控制系统、增稳系统、载荷减缓系统、颤振控制系统及燃油管理系统。民用飞机只安装了飞行控制系统、自动飞行控制系统和燃油管理系统,因此本文只对这些系统的故障情况进行考虑。

根据飞机专用条件相关故障情况筛选报告对此大型民用飞机所有的故障情况进行了筛选,筛选出以下故障情况,如表 1 所示。

### 2 设计分析

根据专用条件的要求,系统处于失效状态时,需要考虑以下情况的飞行载荷:

1) 失效发生时:必须建立从 1G 平飞状态开始,包括飞行员的纠正措施在内的实际情况,来确定在

失效发生时刻及失效后立即出现的载荷。对于静强度验证,这些载荷乘以适当的安全系数(与失效发生的概率相关),得到用于设计的极限载荷,安全系数如图 1 所示。

表 1 民用飞机飞行载荷计算故障情况

序号	故障情况	失效概率要求
1	一块副翼卡阻	$< \sim 1.0E-5$
2	一块升降舵卡阻	$< \sim 1.0E-5$
3	水平安定面的主控制通道失效/脱开	TBD(待定)
4	方向舵的单个作动器卡阻	TBD(待定)
5	一块多功能扰流板急偏	$< \sim 1.0E-5$
6	非指令打开两块地面扰流板(空中)	$< \sim 1.0E-7$

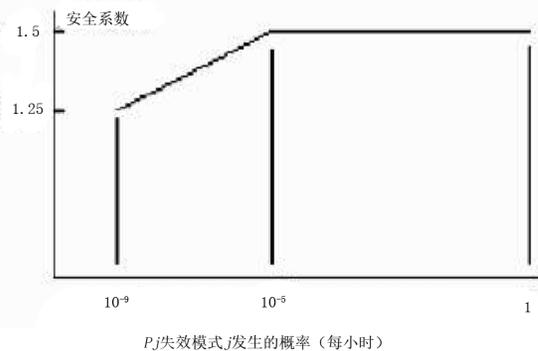


图 1 故障发生时刻载荷的安全系数

2) 失效状态下的继续飞行:系统处于失效状态、构型经适当调整并且有飞行限制的飞机,在直至巡航的速度范围内或规定的继续飞行速度限制下,必须确定以下情况的载荷。

(1) CCAR 25.331 和 CCAR 25.345 所规定的限制对称机动情况;

(2) CCAR 25.341 和 CCAR 25.345 所规定的限制突风和紊流情况;

(3) CCAR 25.349 所规定的限制滚转情况、CCAR 25.367 和 CCAR 25.427(b)(c)所规定的限制非对称情况;

(4) CCAR 25.351 所规定的限制偏航机动情况。

安全系数取决于该失效状态出现的概率。安全系数如图 2 所示。

### 3 计算思路

#### 3.1 卡阻和急偏位置的确定

对于表 1 中序号 1~4 的卡阻故障,须确定卡阻

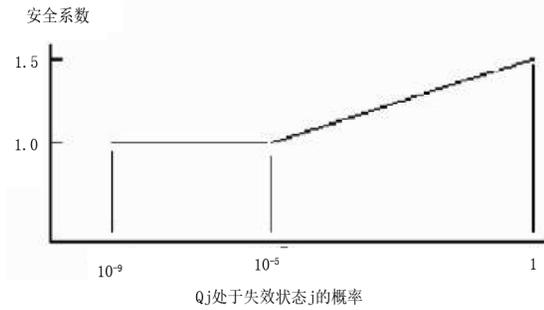


图 2 故障后继续飞行载荷的安全系数

的位置以进行载荷计算。第一种方法是假定舵面卡在极限偏度的位置上,但在真实飞行中,这种情况出现的概率是极不可能的;第二种思路是根据 AC25.671 的要求,考虑飞机在起飞、爬升、巡航、正常转弯、下降和着陆过程中正常使用的操纵位置上的卡阻,也就是按照正常飞行包线内舵面的 NEP (Normally Encountered Position, 以下简称 NEP) 范围来确定卡阻的位置。这样的考虑是合理的,序号 1~4 的卡组故障将采用这种思路进行计算。

对于序号 5~6 的扰流板故障,扰流板急偏的位置按照作动器的最大能力来确定。

#### 3.2 失效发生时刻的载荷计算

对于序号 1~4 的卡阻故障,假定舵面卡在 NEP 范围的最大值和最小值,操纵飞机配平到 1G 状态,计算这个时候的载荷作为故障发生时刻的载荷。

对于序号 5 的扰流板急偏故障,按照作动器的最大能力确定扰流板的位置,操纵飞机配平到 1G 状态,计算这个时候的载荷作为故障发生时刻的载荷。

对于序号 6 的非指令打开两块地面扰流板(空中),按照作动器的最大能力确定扰流板的载荷。

#### 3.3 失效状态下继续飞行的载荷计算

对于序号 1~4 的故障,按照专用条件的要求,计算直到 VC(巡航速度)下的纵向、侧向、滚转等各种机动,从中挑选严重情况,进行全机载荷的求解。

对于序号 5 和 6 的扰流板故障,由于扰流板的打开对全机气动特性影响很小,速度只需算到 VC(巡航速度),且根据图 2 的曲线可知安全系数是 1.0,因此对全机载荷而言不会超出正常载荷的包线,只需考虑扰流板自身载荷,无需进行全机载荷计算。

#### 3.4 载荷计算方法

##### 3.4.1 总载荷计算

在输入了故障卡阻状态参数,确定了故障载荷

计算思路后,要进行总载荷计算和分布载荷计算。对民用飞机而言,总载荷计算需要根据 CCAR25 部的相关条款规定要求,建立飞机运动微分方程,求解出飞机在整个机动过程中的状态参数,如迎角、平尾偏角、升降舵偏角、速压等,进而利用测力试验得到的气动特性导数(或系数)求解出气动总载荷。同时,结构强度专业还需要根据力的分布形态和力的作用点(即压心),进行分布载荷计算。

飞机的运动可采用以下六自由度方程来描述<sup>[1]</sup>:

$$\left. \begin{aligned} m \left( \frac{dV_x}{dt} + w_z V_z - w_x V_y \right) &= \Sigma F_x \\ m \left( \frac{dV_y}{dt} + w_x V_x - w_z V_z \right) &= \Sigma F_y \\ m \left( \frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_z V_x \right) &= \Sigma F_z \\ J_x \frac{dw_x}{dt} + (J_z - J_y) w_y w_z - J_{xz} \left( \frac{dw_z}{dt} + w_x w_y \right) &= \Sigma M_x \\ J_y \frac{dw_y}{dt} + (J_x - J_z) w_x w_z + J_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \Sigma M_y \\ J_z \frac{dw_z}{dt} + (J_y - J_x) w_x w_y - J_{xz} \left( \frac{dw_x}{dt} - w_y w_z \right) &= \Sigma M_z \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,  $V_x, V_y, V_z$  为速度在坐标系三个方向的投影分量;  $J_x, J_y, J_z$  为飞机的惯矩在三个方向的分量;  $w_x, w_y, w_z$  为角速度在三个方向的分量;  $F_x, F_y, F_z$  为三个方向的气动力分量;  $M_x, M_y, M_z$  为三个方向的力矩分量;  $m$  为飞机的质量。

在求解飞机的运动方程时,对于各个机动的特点作了简化,一般都简化为求解力和力矩的平衡方程,可得出总载荷及马赫数、攻角、平尾偏度、升降舵偏度等状态参数。

### 3.4.2 分布载荷计算方法

用上述方法求解出总载荷并筛选出严重载荷情况后,以风洞试验的压力分布数据为基础,计算出这些载荷情况的气动力分布。同时还须计算出这些载荷情况的全机惯性力分布,将其与气动力分布叠加,进行全机载荷平衡,得到最终的飞行载荷结果,提供给强度校核使用。

载荷分布,对于机翼、尾翼而言,主要是指:

- (1) 总压力中心位置  $X_c, Y_c, Z_c$ ;
- (2) 展向相对环量分布及展向力分布;
- (3) 剖面压力中心  $X_{ac}$ ;
- (4) 剖面弦向压力分布  $\Delta Cp(i, j)$ 。

由于目前机翼进行了精细化设计,采用局部单元法矢量点分解,得到机体坐标系下的三个分量 ( $F_x, F_y, F_z$ ),更加满足适航符合性要求。

对于机身而言,主要是指机身轴向及各站位周向的气动力分布,采用试验的方法计算。

## 4 分析对比

以副翼卡阻故障为例,计算了卡阻情况失效发生时刻和失效发生后的副翼、机翼、平尾和机身的载荷。平尾、机身都不会超出正常飞行包线的载荷,其中副翼卡阻故障发生时刻的副翼最大载荷为 15 714.34N,副翼卡阻故障持续飞行的副翼最大载荷为 18 301.06N,都不会超过正常飞行包线下的副翼载荷,因此,副翼卡阻故障不会构成副翼的载荷严重情况。

图 3 ~ 图 8 给出了失效发生时刻与失效发生后的机翼剪力、弯矩、扭矩曲线,图中机翼的剪力、弯矩、扭矩均沿机翼展向给出。由图可知失效发生时刻情况,载荷包线规律与正常飞行包线一致,剪力和弯矩远远小于正常飞行包线 2.5g 情况,扭矩略小,因此机翼部件的纠正配平载荷不会超出正常状态的载荷包线,不会构成载荷的严重情况;对于失效发生后的持续飞行载荷情况,弯矩和剪力仍小于正常飞行包线 2.5g 情况,但机翼的扭矩比正常飞行情况会略有增加,因此必须对机翼部件进行考核,但考虑到该故障情况使用 1.0 的安全系数(正常飞行包线载荷使用 1.5 的安全系数),故极限载荷也不会超过正常飞行包线载荷情况。

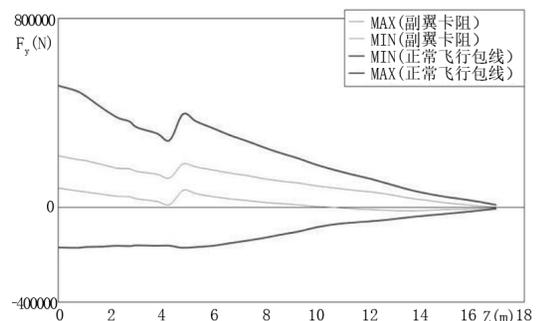


图 3 失效发生时刻机翼剪力包线

## 5 结论

本文提出了民用飞机故障载荷设计方法、思路,保证了载荷设计的可靠性、完整性,以副翼卡阻为例分析了故障情况副翼载荷,并给出了失效发生

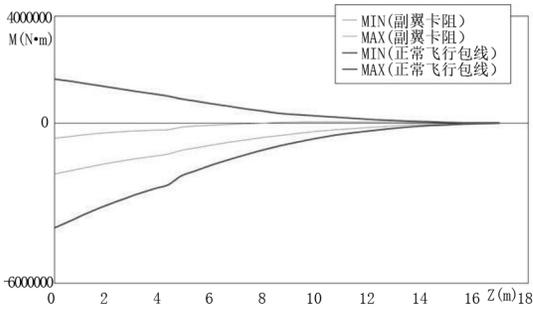


图4 失效发生时刻机翼弯矩包线

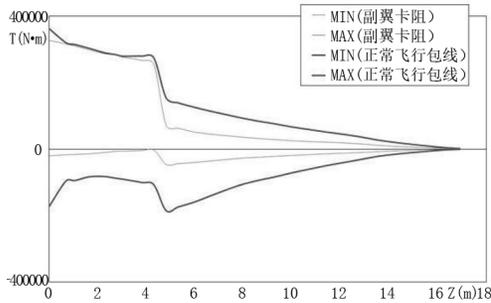


图5 失效发生时刻机翼扭矩包线

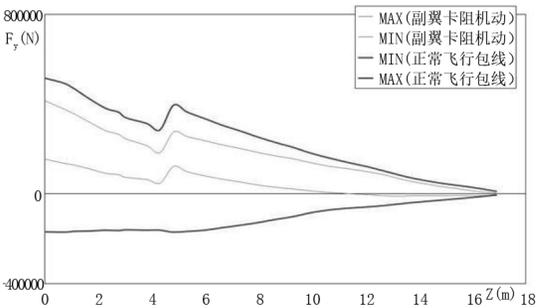


图6 失效发生后持续飞行机翼剪力包线

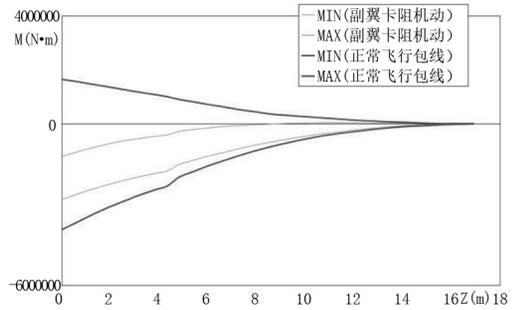


图7 失效发生后持续飞行机翼弯矩包线

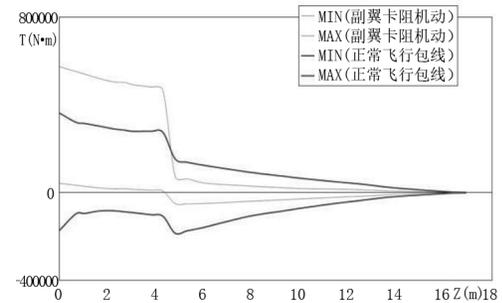


图8 失效发生后持续飞行机翼扭矩包线

时刻和失效发生后持续飞行的机翼载荷包线,故障载荷分析方法合理可靠,可用于民机飞机工程设计中,且目前故障载荷设计方法已得到适航当局的认可。

#### 参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 中国民用航空局. CCAR25 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001.

(上接第9页)

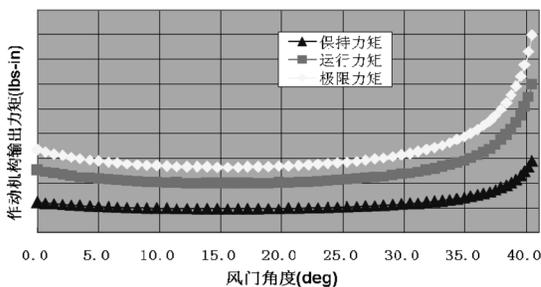


图16 作动机构输出力矩随风门角度变化关系

### 3 结论

辅助动力装置系统进气风门控制子系统直接影响辅助动力装置系统功能和性能。本文对某飞机型号的辅助动力装置系统进气风门位置控制设

计方案进行了介绍,重点研究了国际常用进气风门作动机构设计方案,并设计了一种新型辅助动力装置系统进气风门作动机构,该作动机构安装/拆卸方便,可达性好;具有力矩放大功能,且该机构可调节,能输出不同大小的力矩。该进气风门位置控制系统经过型号验证,对后续型号研制具有较强的指导性。

#### 参考文献:

- [1] Boeing 737 Aircraft Maintenance Manual[S].
- [2] Airbus 320 Aircraft Maintenance Manual[S].
- [3] CRJ 200 Aircraft Maintenance Manual[S].
- [4] SAE AIR4204 Commercial Aircraft Auxiliary Power Unit Installations[S].