

# 民用飞机止动器对于 FAR § 25.675 条款的适航符合性验证

## Airworthiness Verification of FAR § 25.675 to the Civil Aircraft Stops

何瑞 / He Rui

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

活动翼面在大型民机上大量存在,为满足 FAR § 25.675 条款要求,都需要设置止动器并对该止动器结构进行详细的设计。通过实例分析,对缝翼止动器 FAR § 25.675 条款适航符合性验证思路和方法进行了说明,给出了一种满足 FAR § 25.675 条款的缝翼止动器设计方法。通过对该条款符合性验证的实例分析,对设计止动器结构提供了有益的思路,为民用飞机止动器设计顺利通过 FAR § 25.675 条款的符合性验证提供了借鉴。

**关键词:** 民机; 止动器; 适航; 验证

[Abstract] The moveable surfaces are used a lot in civil aircraft. In order to meet FAR § 25.675, the moveable surfaces must install stops, which should be made detailed design. This paper gives an example to meet the airworthiness regulations of the slat stops for FAR § 25.675, which can give us a reference to design the stops.

[Key words] Civil Aircraft; Stop; Airworthiness; Verify

## 0 引言

民用飞机的飞行安全对保证乘客的生命财产安全至关重要,它需要有极高的可靠性和安全性。为此,人类在民用航空的发展中制定出了相应的适航规章条例作为民用飞机最低安全标准。美国 FAA 针对大型民用飞机制定了 FAR25 部作为该类型飞机的适航规章条例。在今天的大型民机设计中活动翼面广泛存在,如襟缝翼、扰流板、升降舵和方向舵等,它们是飞机的重要操纵控制翼面,对飞机顺利实现其自身各种功能具有至关重要的作用。止动器设计是翼面设计的一个重要考虑因素。

止动器是一种作为止动类结构的元构件,它在功能上要能达到特定的止动效果。为保证翼面的功能和正常操纵不受影响,从飞行安全考虑, FAR § 25.675 条款针对翼面结构的止动器设计提出了要求。本文讲述的缝翼止动器 FAR § 25.675 条款的符合性验证方法,为笔者结合自身参与相关设计

工作及与适航审查沟通的相关经验而给出的关于止动器设计的符合性验证方法。

## 1 FAR § 25.675 条款要求及条款解读<sup>[1]</sup>

FAR § 25.675 止动器节对止动器设计提出了 3 条要求,条款内容如下:

- a) 操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器。
- b) 每个止动器的位置,必须使磨损、松动或松紧调节不会导致对飞机操纵特性产生不利影响的操纵面行程范围的变化。
- c) 每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

下面对条款的验证符合性方法进行解读。

对于 a) 条款,要求每一操纵面都必须设有止动器以防止其过度的偏转。通过引用图纸和技术说明书的办法,说明操纵系统设置有止动器,且该止

动器确实能限制由该系统操纵的每一可动气动面的运动范围。

对于 b) 条款, 是对止动器的位置提出要求, 要求避免系统本身的磨损、松动或松紧调节影响止动器对操纵面行程的控制。通过引用图纸和技术说明书的办法, 表面磨损、松动或松紧调节不会导致对飞机的操纵特性产生不利影响的操纵行程范围的变化。

对于 c) 条款, 是对止动器的强度要求, 要求止动器的结构设计有足够的强度, 以保证其能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。通过采用分析计算的方法, 提供每个止动器的强度计算报告, 表明每个止动器能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

## 2 缝翼止动器结构设计说明

本文所述前缘缝翼的运动机构形式为绕空间某一轴线旋转的定轴转动形式, 缝翼通过绕轴线的转动到达特定的空间位置来实现缝翼的各个构型状态。前缘缝翼通过 3 根圆弧型滑轨支撑在前缘舱内, 缝翼、前缘舱、滑轨和轴线间的关系如图 1 所示。

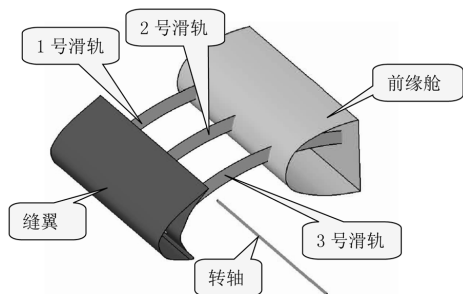


图 1 缝翼、前缘舱、滑轨和轴线间的关系

前缘缝翼绕转轴的最大下偏角度为  $n$ , 在图 1 所示的 3 根滑轨中, 1 号和 3 号滑轨为带驱动的主动滑轨, 2 号滑轨为不带驱动的辅助滑轨。缝翼主动滑轨为“Π”型, 在槽腔内装有齿条。缝翼绕轴线转动时, 在主动滑轨站位处, 旋转作动器通过小齿轮来驱动滑轨腔中的齿条进而带动滑轨和缝翼翼面的转动 (缝翼翼面和滑轨通过螺栓实现连接固定)。辅助滑轨不带有驱动装置, 用以实现对缝翼的辅助支撑。所有缝翼滑轨通过 2 对径向滚轮和 2 对侧向滚轮支撑在前缘舱内的滑轮架上。滑轮架由 2 对径向滚轮、2 对侧向滚轮和 1 对加强隔板组成, 径向滚轮和侧向滚轮分别传递滑轨的径向载荷和侧向载荷。齿轮、齿条、作动器、滑轨和滑轮架间

的关系如图 2 和图 3 所示。

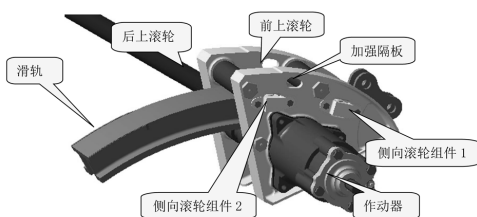


图 2 齿轮、齿条、作动器、滑轨和滑轮架间的关系

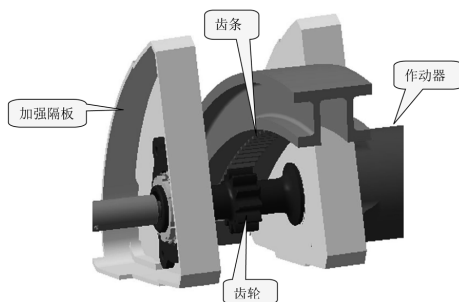


图 3 齿轮、齿条、作动器、滑轨和滑轮架间的关系

作动器在控制系统失效的情况下可以使齿轮不受指令控制的转动, 进而会带动滑轨和缝翼的过收和过放, 造成安全隐患。根据 FAR § 25.675 条款要求, 需要对该类型操纵系统设置过收和过放控制止动器。缝翼过收止动器布置在缝翼收到零位再过收  $n1^\circ$  卡位 (即  $n1$  卡位), 它是位于缝翼滑轨上缘面的一个凸台, 通过该凸台与滑轮架前上滚轮的接触实现缝翼的过收, 如图 4 所示。

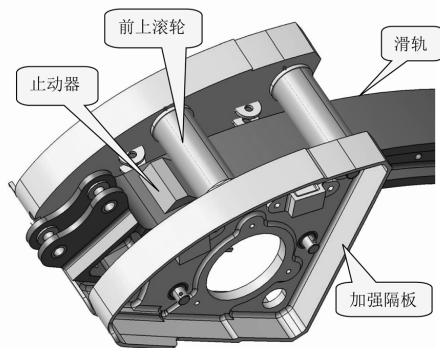


图 4 缝翼过收止动器设置

缝翼的过放止动器布置在缝翼过放  $n2^\circ$  卡位 (即  $n2$  卡位), 通过固定在滑轨腹板中的止动器和侧向滚轮接触而产生止动, 如图 4 所示。

由于作动器的载荷直接施加到对应的主动滑轨上, 因此只需在主动滑轨站位布置止动器即可 (在主动滑轨站位处布置止动器, 能减少故障载荷的传力路径, 从而减轻结构重量, 如在主动滑轨站位由于空间原因无法设置止动器时, 可考虑在辅助

滑轨站位设置止动器,但主动滑轨站位的故障载荷传力路径将加长从而引起结构的增重)。

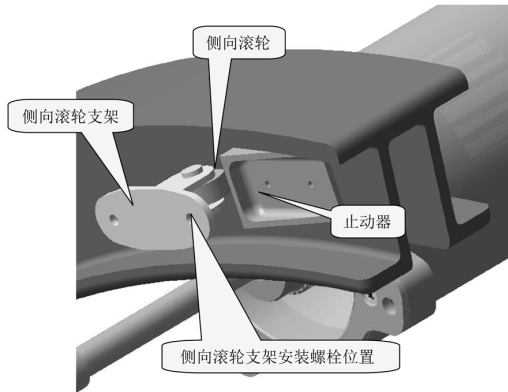


图4 缝翼过放止动器设置

### 3 FAR §25.675 条款的符合性验证

下面对前述的缝翼止动器设计方案进行符合性验证。由 FAA § 25.675 条款内容可知,该条款的符合性验证需分为 3 条进行。

对于 a) 条款,缝翼止动器设计方案解决了该条款要求设置缝翼止动器的问题,且该止动器位置布置在 n1 卡位和 n2 卡位,能够限制操纵面的运动范围,即止动器设计方案满足 a) 条款要求。

对于 b) 条款,缝翼止动器过收和过放方案分别布置在缝翼 n1 卡位和 n2 卡位,而缝翼正常的操纵运动行程为 0°到 n°之间,则可知该止动器上位和下位的设置分别有 n1°和 n2°的裕度。经过分析,在结构磨损、松动和调紧时,该裕度能够完全满足缝翼的正常操纵要求。这表明该缝翼止动器设计方案满足 b) 条款要求。

对于 c) 条款,则是止动器设置的强度要求,即要求止动器能满足一定的承载要求。

在缝翼过收和过放时,由于设置了该止动器,则作动器失效故障下的卡阻载荷将会施加到相对应的止动器结构上。该卡阻载荷为在缝翼作动器的扭矩限制器设置的最大扭矩下,作用到止动器结构上的动载荷。另外,止动器还要承受卡阻时的气动载荷分量。这就要求过收和过放止动器强度计算时要考虑卡阻载荷和对应气动载荷的复合载荷作用。下文分别对本文前述的缝翼过收和过放止动器进行强度校核。

#### 3.1 缝翼过收止动器强度校核

缝翼在过收状态下,作用在止动器(即滑轨凸台)上的最大卡滞载荷沿齿条切向方向,假设卡滞

切向力和相应的气动载荷切向分力的合力为 58 387N。在卡滞情况下,滑轮架的前上滚轮所受气动载荷为 28 318N。滑轨凸台和前上滚轮接触受力如图 5 所示。

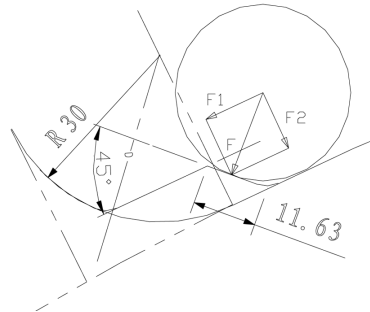


图5 上位止动块受力示意图

线接触应力计算公式<sup>[2]</sup>见《飞机设计手册》第三册,表 2-25。

$$\sigma_{max} = 0.418 \times \sqrt{q \times E \times \left( \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right)} \quad (1)$$

式中, $R_1$  为滚轮半径; $R_2$  为滑轨半径; $q$  为单位接触长度上的压力; $E$  为材料弹性模量。

滑轨和滚轮材料为 4 340,其中, $E$  为 196 210.7MPa, $\sigma_b$  取 1 793MPa,止动块接触长度  $L$  为 30mm, $R_1$  为 15.88mm, $R_2$  为  $\infty$ ,可以计算出该接触应力为 2 049MPa。由于接触应力有明显的局部性,所以破坏时的计算最大压应力一般远大于材料的拉伸强度极限  $\sigma_b$ 。接触应力下的强度条件,在缺乏试验数据时,对于高强度合金钢,可用下式作为强度条件:

$$\text{线接触条件: } \sigma_{max} \leq (5 \sim 7) \sigma_b$$

可知滑轨凸台的接触应力满足强度要求。

由于前上滚轮本身承载着较大的气动载荷,所以在卡阻发生时,前上滚轮需要承受径向气动载荷和卡阻载荷的复合作用,需对滚轮安装滚柱进行强度校核。

滑轨前上滚柱安装在加强隔板上,相当于双支点简支梁,滚柱受载及弯矩沿滚柱横截面分布示意图如图 6 所示。

由于滚柱跨度远大于其截面直径,属于细长空心截面梁,因此滚柱在载荷  $q$  作用下的最大弯曲正应力远大于最大剪应力,下文按最大弯曲正应力条件对其进行强度计算。由弯矩图可知,滚柱的危险截面为滚柱中面,取滚轮长度  $b$  为 70mm,强隔板轴线到滚轮外端面距离  $c$  为 5.5mm,滚柱直径为 15.2mm,可求得滚柱的弯曲裕度为 1.59。



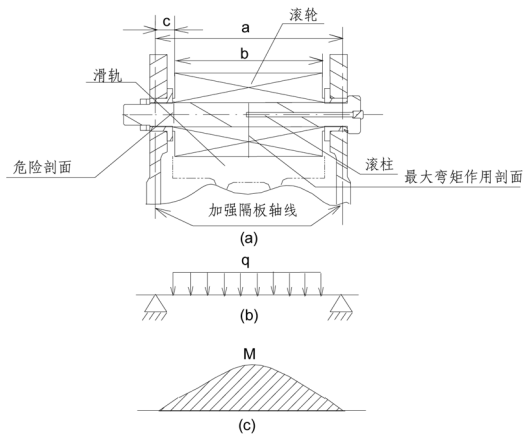


图6 前上滚柱受载及弯矩沿滚柱横截面分布示意图

由对缝翼过放止动块的滑轨凸台的压损和滚柱的弯曲强度校核结果,可知缝翼过收止动器设计方案满足强度要求。

### 3.2 缝翼过放止动器强度校核

缝翼在过放状态下,作用在止动器上的最大卡滞载荷沿齿条切向方向,假设卡滞切向力和相应的气动载荷切向分力的合力为 34 691N,气动载荷的径向力为 11 907N。过放状况下,该叠加载荷通过侧向滚轮组件进行传递,侧向滚轮支架相关数据和侧向滚轮组成如图 7 所示。

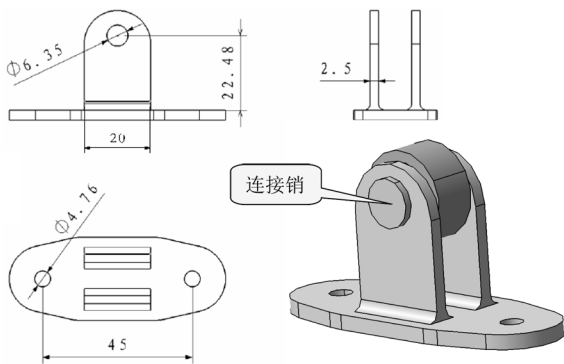


图7 侧向滚轮支架几何数据和侧向滚轮组件

其中,侧向滚轮支架材料为 300M 钢,  $\sigma_b$  取 1 862MPa;滚轮额定载荷为 21 900N;连接销为钢件,  $\tau_s$  取 578MPa,直径为 6.35mm,图 4 所示的侧向滚轮支架连接螺栓  $\sigma_b$  取 1 517MPa。

通过对该侧向滚轮组件受载进行分析,得出该组件的主要强度及相应裕度如表 1 所示。

由表 1 可知,侧向滚轮过放止动器满足强度要求;通过缝翼过收和过放止动器的强度校核结果,可知该止动器设计方案能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷,即满足 c) 条款要求;由于该止

动器方案满足 a) 条、b) 条和 c) 条要求,因此满足 § 25.675 条款要求。

表 1 过放止动器主要强度裕度表

序号	强度校核名称	裕度
1	侧向滚轮支架弯剪复合强度	0.3
2	侧向滚轮承载强度	0.04
3	连接销弯剪复合强度	0.108
4	侧向滚轮支架连接螺栓弯剪复合强度	0.32

## 4 结论

本文通过实例分析对 FAA § 25.675 条款的符合性验证方法进行了说明,对民机设计止动器的思路提供了有益的借鉴。在当前民用飞机设计中,前缘缝翼达到特定的构型状态主要采用定轴转动的方式。由于 FAA § 25.675 条款对缝翼止动器设计提出了强制要求,这就要求在缝翼运动机构设计初期就考虑缝翼的过收、过放行程和承载要求。操纵系统的误差、结构变形、磨损和松紧的变化对缝翼的过收和过放裕度有一定的要求,在缝翼运动机构设计时一定要考虑该裕度的影响。民用飞机在机翼翼尖部位的前梁和后梁之间的外翼盒段区域,一般空间狭小,且要考虑缝翼滑轨和滑轨套筒之间、套筒和盒段下壁板之间的间隙要求,一旦运动机构设计完成后,想增加缝翼的过收和过放裕度非常困难,这就要求在缝翼运动机构设计初期确定缝翼转轴时就要充分考虑止动器的过收和过放要求,否则很有可能导致止动器的设计无法满足条款要求,造成缝翼轴线的变更进而使结构设计产生巨大反复。对于有些止动器,在操纵系统出现故障导致卡阻时,该卡阻载荷通常非常大,在止动器的设计初期要充分考虑该卡阻载荷对止动器设计的影响。只有充分理解并考虑了 FAR § 25.675 条款要求,才能在止动器甚至整个运动机构的设计中考虑该条款对相关结构设计的影响,才能在该条款适航审查时,顺利通过符合性验证。

### 参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2011.
- [2] 邵箭,黄苏桥. 飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.