航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Sep. 15 2016 Vol. 27 No.09 40-44

大型运输机高升力系统安全控制策略研究

朱妍*，郭润兆，安刚
中航工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

摘　要：描述了大型运输机高升力系统组成及工作原理，从气动、结构、控制及适航要求等方面进行设计需求分析，提出一种安全控制策略，并对具体实现方法进行研究，为大型运输机高升力系统设计提供参考。

关键词：大型运输机；高升力系统；襟缝翼；自动保护

中图分类号：V249.1　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1007-5453（2016）09-0040-05

高升力控制系统作为大型运输机飞行控制的分系统，通过控制前缘缝翼向下前伸及后缘襟翼退后偏转，改变机翼弯度、增大机翼面积，实现起飞阶段的增升和着陆阶段的增升和增阻[1]。传统设计观念一直认为高升力系统只是辅助系统，在故障下飞机仍可飞行，但这对飞行员的技巧及起降条件等提出很高的要求，并且随着高升力装置的效率不断提高，对飞行安全的重要性有了实质性的增加。因此，现代运输机设计对该系统的安全性、可靠性要求越来越高。

从飞行安全角度来看，在起降过程中，飞机构型和气动力都在不断变化，飞行员必须连续实施操纵干预，注视大量飞行参数的变化，保证襟缝翼偏角与飞行状态完全对应，工作负担繁重。所以，从提高安全性、减轻飞行员工作负担考虑，在完成襟缝翼收放功能的基础上，还应对影响飞机安全的各项因素进行综合考虑，从而提高全包线内的飞行安全。

1 系统组成及工作原理

典型的电传高升力控制系统，如 B777 飞机，由 2×2 非相似襟缝翼电子单元（FSEU）、动力驱动单元（PDU）、襟缝翼操纵手柄、襟缝翼超控组件、多余度传感器（指令、位置、倾斜等）、防收制动装置以及传动线系等组成，系统工作原理如图 1 所示。

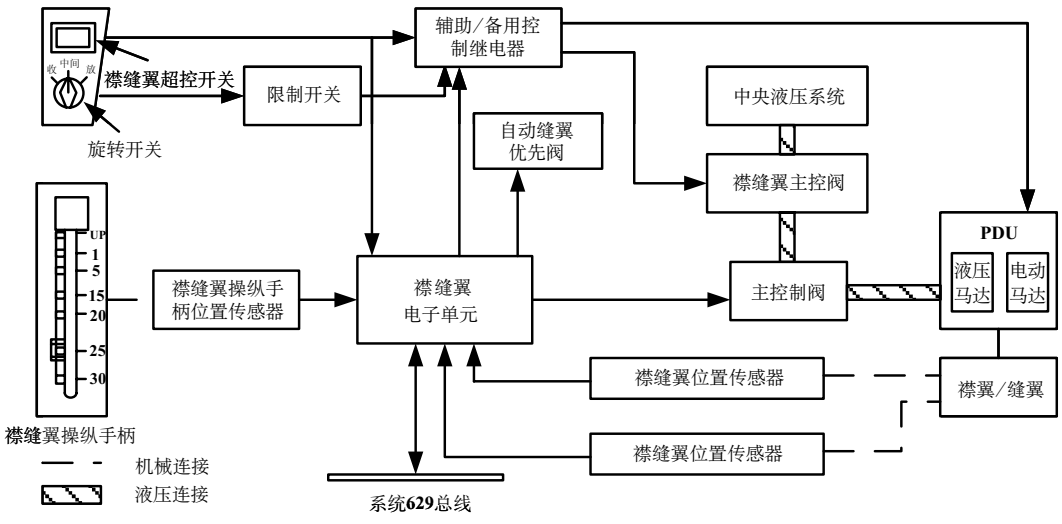

图 1　典型高升力控制系统工作原理图

Fig.1　Diagram of operating principle for typical high-lift system

收稿日期：2015-10-30；　退修日期：2015-12-02；　录用日期：2016-01-19

* 通讯作者．Tel.：029-86832511　E-mail：faizy828@163.com

引用格式：ZHU Yan, GUO Runzhao, AN Gang. High-lift system control strategy for large transport aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(09): 40-44. 朱妍,郭润兆,安刚．大型运输机高升力系统安全控制策略研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (09): 40-44.

当系统工作在正常模态时，高升力控制系统接受襟缝翼操纵手柄传感器输入指令。飞行员通过锁定襟缝翼手柄来选择襟翼和缝翼位置，FSEU 将襟缝翼操纵手柄传感器电信号与襟翼和缝翼位置传感器信号进行比较，误差信号控制系统液压控制阀为 PDU 提供液压动力，驱动襟翼和缝翼偏转。当襟翼和缝翼位置传感器指示到达指令位置，系统停止运动。若襟翼和缝翼液压驱动系统故障，FSEU 自动转换为辅助电动模态，使液压阀处于旁通。若 FSEU 对输入指令无反应，飞行员可通过超控组件中的襟缝翼超控开关启用备份模态，并通过旋转开关使襟翼和缝翼放下、收起和停止。

2 设计需求分析

当系统硬件配置满足安全及可靠性要求的基础上，应从系统工作安全及飞行安全入手，基于对气动、系统以及适航等方面的相关要求，对系统的功能和性能需求进行全面分析。

2.1 功能需求

(1) 在使用高升力系统时，应使飞机获得最佳的气动效率。对于控制系统，即保证襟缝翼处于在气动性能规定的正确工作位置。

(2) 保证高升力系统故障情况下飞行安全：

(a) 襟 (缝) 翼故障缝 (襟) 翼还可利用；

(b) 故障情况下停止收放，且不应产生不可克服的滚转力矩；

(c) 在人工操纵模式下，不应在飞行中自行收放。

(3) 能根据飞行安全条件或最大升阻比 (最小油耗) 的条件，自动修正襟翼和缝翼的位置 [2]。

2.2 性能要求

(1) 满足收放时间 / 速率要求。

(2) 收放逻辑正确。

(3) 满足起降过程中飞机过载变化量、爬升率 / 下降率等。

3 安全控制策略设计

由第 2 节可知，设计需求不单面向了控制系统，还对飞机安全飞行或特殊条件飞行进行了要求。因此，在设计高升力系统控制策略时，应从正常控制、系统故障工作以及飞行边界控制三个方面入手，通过闭环控制、故障情况下模态和故障保护以及自动襟缝翼等实现方式满足设计需求，如图 2 所示。

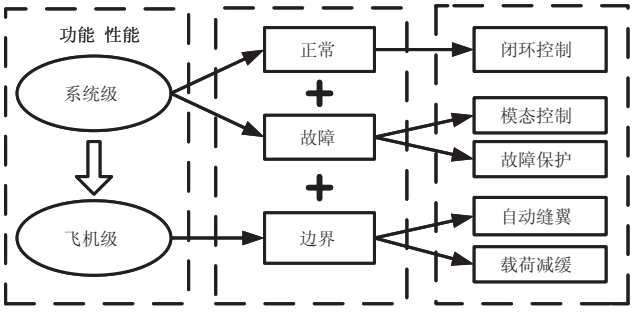

图 2 高升力系统安全控制策略设计思路

Fig.2 Design thought of safe control strategy for high-lift system

基于以上设计思路，以襟翼控制为例，提出高升力系统安全控制结构，如图 3 所示。控制过程是由位置传感器反馈形成位置闭环，进行正常顺序收放；同时通过增益设计调节收放速率，满足相关性能需求；另外，控制过程中故障保护与自动保护功能实时工作，当满足预设条件时，执行相应保护控制策略，满足相关功能要求。

4 安全控制策略实现

4.1 正常顺序收放控制

从飞行安全角度考虑，缝翼和襟翼的收放应满足一定逻辑顺序，即放下时先偏转缝翼再偏转襟翼，收上时先收襟翼再收缝翼。以 B777 飞机为例，该飞机襟缝翼操纵手柄共有

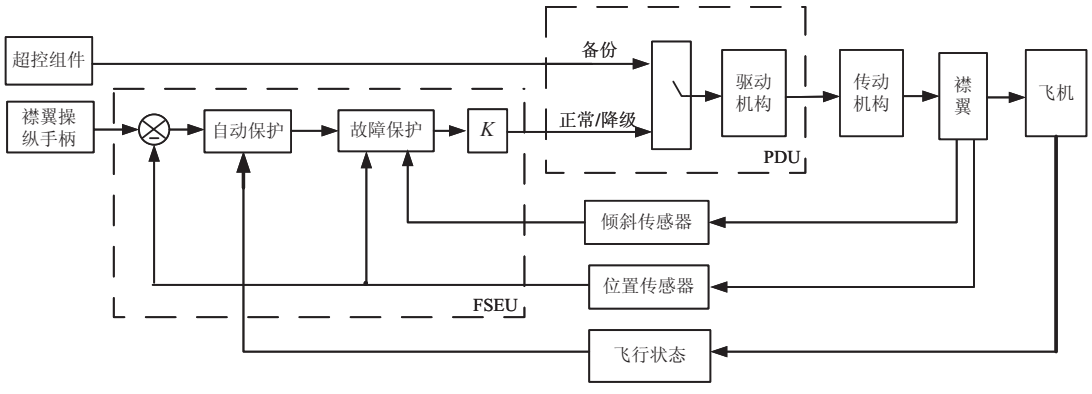

图 3 襟翼控制结构示意图

Fig. 3 Diagram of flaps control structure

‘收上’,‘1’,‘5’,‘15’,‘20’,‘25’,‘30’ 等 7 个档位,不同档位对应不同襟缝翼偏角位置,襟缝翼收放满足图 4 所示逻辑顺序。

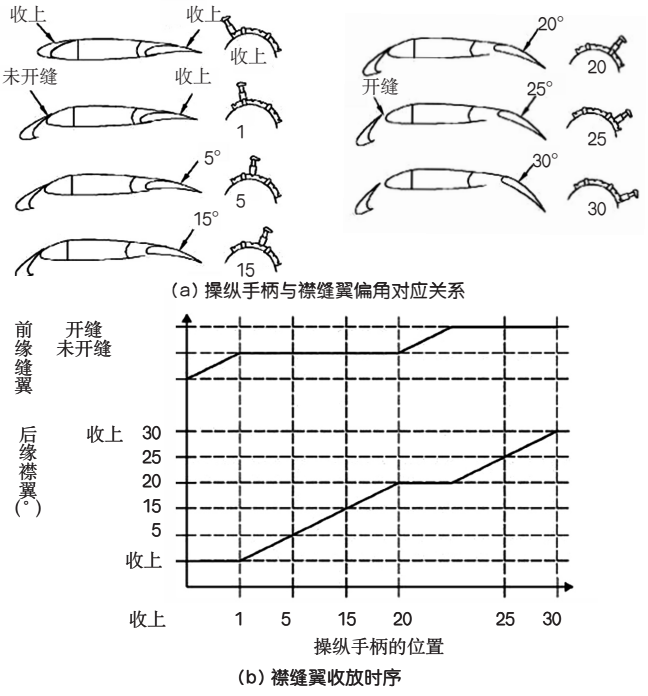

图 4 B777 飞机襟缝翼正常收放顺序示意图

Fig. 4 Diagram of normal control sequence for B777

图 3 中的增益 K 应设计有高速和低速两个状态,低速大约为高速的 1/5。舵面先以高速接近指令位置,然后降至低速[3]。在起降过程中,襟缝翼的偏转速率不应太大,如从一个极限位置到另一个极限位置为 30~40s,一方面是保证法向过载不会变化剧烈;另一方面是飞行员或增稳系统可在此时间内补偿由不同飞机构型引起的配平变化[4]。

4.2 故障保护设计

襟缝翼应具有在系统部分故障情况下的工作能力。从系统组成的各个部件,如计算机、驱动装置和执行机构等,不同故障方式划分为正常、降级和备份模态,不同模态下功能也有区分,如图 5 所示。另外,根据襟缝翼不同运动故障设计相应保护措施,如不对称、倾斜、非指令运动等。

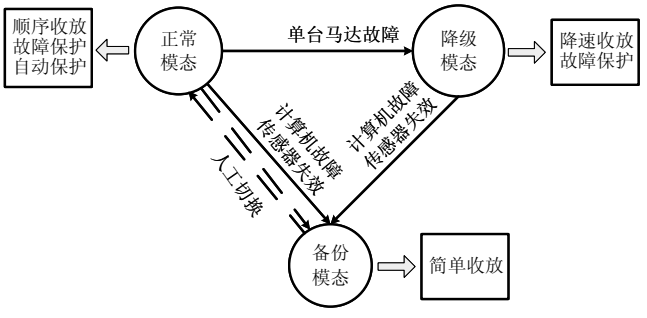

图 5 各控制模态功能及其关系示意图

Fig.5 Diagram of control mode functions and relationships

襟翼的正常和降级模态与缝翼的正常和降级模态是互相独立的,即当缝翼处于正常模态时,襟翼也可能处于降级模态。这保证了系统能严格响应襟缝翼手柄指令。但是,当出现故障时,襟缝翼的收放还应继续遵照一定的收放逻辑。如缝翼还没有到达开缝位置就出现了缝翼驱动故障,缝翼停止运动,则襟翼运动角度不能超出缝翼开缝状态对应的襟翼偏角,如 B777 飞机设计为 20°。

4.3 边界自动保护

在飞行阶段,襟缝翼的偏转需要满足起降阶段飞行安全的条件。边界自动保护是从机翼结构强度限制和飞机失速限制两方面对襟缝翼偏角进行主动收回或打开的一种安全保护功能。即大速度时,襟缝翼若保持较大偏角,则会超出机翼结构强度限制,引起结构破坏;小速度时,襟缝翼若保持较小偏角,则会引起飞机升力不足,甚至导致飞机失速。当前国外先进民机主要采用两种控制方法实现该功能,即飞行速度控制法和飞行边界控制法。

(1) 飞行速度控制法

该方法是根据襟缝翼固定的偏角位置,通过飞行速度和当前位置的比较,偏转襟缝翼到合理位置。B777,A340 等民机多采用此方法。

以襟翼为例,当空速超出载荷极限时,限制襟翼偏转或使襟翼向小偏度收回,以防止襟翼结构的损坏。FSEU 实现襟翼手柄的操纵指令和飞机飞行速度的比较,当飞行速度高于载荷门限时间 (超过 1.5s 时),启用襟翼载荷减缓功能,襟翼收回到次一级位置或阻止襟翼按手柄操纵指令放襟翼。当飞行速度降低到一个规定值或飞行员操纵手柄到低于载荷减缓位置时,襟翼载荷减缓指令重新给定,如图 6 所示。

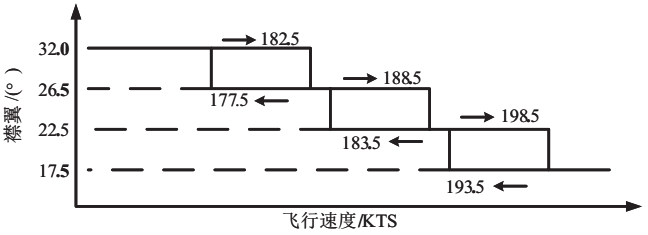

图 6 飞行速度控制直接襟翼自动收放示意图

Fig.6 Diagram of flaps automatic control protection according to flight speed

(2) 飞行包线控制法

俄系运输机大多采用飞行包线控制法,即根据飞机在当前构型下平飞所需升力系数与最大和最小速度允许包线的关系,判断出与当前空速符合的襟缝翼偏角。

参考文献 [4] 适航标准 25.107 和 25.125 中对运输类飞机的起飞和着陆阶段的速度要求作了详细的规定，这些速度要求是以一定的失速速度 V_s 余量给出。而失速速度是随飞行状态和襟缝翼构型变化的数值，无法通过当前飞行速度 V 与适航要求的速度直接比较控制襟缝翼偏转。但在确定的飞行重量 G 和高度下，升力系数由飞机构型确定，由升力公式可知，此时飞行速度仅与升力系数 $C_y(\delta_f)$ 相关。因此，当飞机平飞时，可建立飞行速度和飞机构型的关系，如公式 (1) 所示。

$$V^2 \sim \frac{G}{C_y(\delta_f)} \tag{1}$$

以起飞阶段、襟翼收起过程为例进行说明，缝翼及其他飞行阶段控制方法同理。飞机在不同襟翼构型，保持最大允许速度和最小失速速度要求平飞时，襟翼偏角 δ_f 和飞机在该偏角下所对应的平飞升力系数 C_{y_need}，可确定出飞机的最小失速速度边界线和最大允许速度边界，如图 7 中所示。飞机在飞行中，通过当前平飞升力系数，在两条边界线中确定合理的襟缝翼偏角 [5]。

起飞襟翼自动收起过程如图 7 中虚线所示。襟翼处于起飞位置，加速到 $1.4V_s$ (a 点)，达到最大允许速度限制，此时收回襟翼。当襟翼偏角逐渐减小，引起升力系数减小，相应的失速边界增加，当飞行速度达到最小失速速度限制 $1.3V_s$ (b 点)，停止收起，襟翼保持此时偏角。飞机以此构型继续加速达到 $1.4V_s$ 限制 (c 点) 时，重复之前过程，直到襟翼完全收起 [6]。

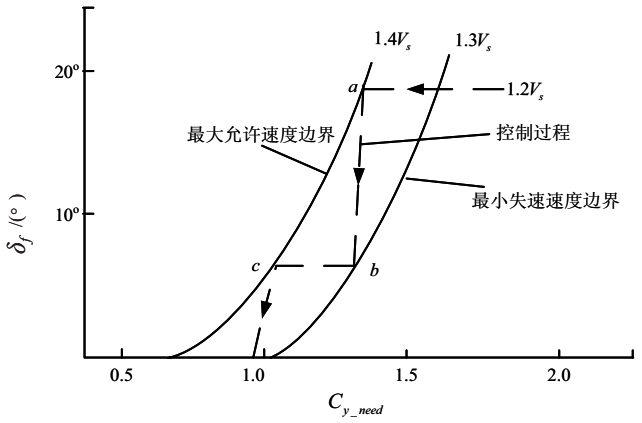

图 7 起飞阶段襟翼自动收起过程示意图

Fig.7 Diagram of flaps and slats automatically retraction process at take-off phase

对比两种设计方法可发现，速度保护法设计原理更加简单、直观，适用于飞机重量等参数变化不大的飞机，但在襟缝翼偏角较多时逻辑会比较复杂；边界保护法可对飞机重量、飞行高速、速度进行综合考虑，更加全面、准确地计算出符合当前飞行状态的襟缝翼合理偏角。

5 结束语

现代运输机对安全性和可靠性要求不断提高，因此，影响起降安全的高升力系统成为了关键设计之一。高升力系统安全控制是基于系统部件、结合气动、结构强度等设计要求、从飞行安全控制角度开展的技术研究，旨在保证飞机气动性能、提高安全工作能力以及系统自动化程度，为大型运输机高升力系统设计的安全性提供有力技术保障，同时也为基于增升装置自适应机翼控制研究提供技术支持。

AST

参考文献

[1] 徐向荣，孙军帅 . 民用飞机高升力系统浅析 [J]. 中国制造业信息化，2011,40(19): 61-63.
XU Xiangrong, SUN Junshuai. Summary on the elevating system of civil aeroplane [J]. Manufacture Information Engineering of China, 2011, 40(19): 61-63. (in Chinese)

[2] Rea J. Boeing 777 high lift control system [R]. IEEE, 1993: 476-483.

[3] Rudolph K C P. High lift systems on commercial subsonic airliners [R]. NASA Contractor Report 4746, 1996: 59-74.

[4] 中国民用航空局 . CCAR-25-R4：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，2011.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4：Civil aviation regulation of china: Part 25: airworthiness standard of transport category airplane[S]. Civil Aviation Administration of China，2011. (in Chinese)

[5] 比施根斯 Г С . 干线飞机空气动力学和飞行力学 [M]. 孙荣科，译 . 北京：航空工业出版社，1996：280-282.
Бюшгенс Г С . Aerodynamics and flight dynamics for artery airplane[M]. SUN Rongke, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 280-282. (in Chinese)

[6] 朱妍，王博，安刚，等 . 大型飞机襟缝翼自动保护控制律设计与仿真 [J]. 飞行力学，2015，33(4)：324-325.
ZHU Yan, WANG Bo, AN Gang, et al. The automatic protection control law design and simulation for large aircraft flaps and slats[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(4): 324-325. (in Chinese)

作者简介

朱妍（1983— ） 女，硕士，高级工程师。主要研究方向：系统设计与仿真。
Tel：029-86832511
E-mail：faizy828@163.com

High-lift System Control Strategy for Large Transport Aircraft

ZHU Yan*, GUO Runzhao, AN Gang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089

Abstract: Based on the description of high-lift system components and working principle for large transport aircraft, system demands are analyzed in terms of aerodynamics, structural strength, system control and airworthiness requirement. A safe control strategy is proposed and implementation methods are studied as well, which can provide references for the large aircraft high-lift control system design.

Key Words: large transport aircraft; high-lift system; flaps and slats; automatic protection

Received: 2015-10-30; **Revised:** 2015-12-02; **Accepted:** 2016-01-19

***Corresponding author. Tel. :** 029-86832511 **E-mail:** faizy828@163.com