

电传民机高速保护功能应用分析

Application Analysis of High Speed Protection on Fly-by-wire of Commercial Aircraft

郑晓辉 赵晶慧 / Zheng Xiaohui Zhao Jinghui

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

高速保护功能作为主动控制技术之一,已在当代电传民机上广泛应用。结合空客电传民机设计实例,首先分析了该功能的必要性和设计目标;其次探讨了该功能的设计考虑,包括高速保护裕度考虑、高速保护方案考虑和故障情况下的考虑;最后阐述了高速保护与其它包线保护功能的关系,包括与滚转角保护的关系、与俯仰角保护的关系和与法向过载保护的关系。

关键词: 主动控制;高速保护;滚转角保护;俯仰角保护;法向过载保护

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

[Abstract] As one of the active control technology function, high speed protection has been widely implemented in various modern commercial airplanes. Starting from Airbus real design example, the necessities and design targets of high speed protection function are analysed. And some detail design considerations are elaborated which including speed margins between V_C and V_D , control law design schemes and failure conditions. Finally, the relationship between high speed protection and the other envelop protection function including bank angle protection, pitch attitude protection and normal load factor are discussed.

[Key words] Active Control Technology (ACT); High Speed Protection; Bank Angle Protection; Pitch Attitude Protection; Normal Load Factor Protection

0 引言

自上世纪 80 年代空客公司在 A320 上首次实现民机真正意义上的数字电传技术以来,经过近 30 年的技术与演变,其收益和优势在工业界已获得广泛认可。民机采用电传技术除能明显改善飞行性能和品质、提高飞行安全外,其最大的好处在于能有效降低载荷、减轻结构重量,从而提高民机的经济性。

高速保护功能即利用电传控制律的设计,阻碍飞机因飞行员的误操作或突风颠簸等因素超出最大使用速度(V_{M0}),阻止飞机因超出设计俯冲速度(V_D)产生结构破坏,危害飞行安全。依靠电传控制律设计的灵活性,某些民机同时利用该功能减小了 V_{M0} 和 V_D 之间的裕度。而更小的裕度意味着更大的飞行速度包线或更小的设计载荷和更轻的结构重

量。该功能已在当代民机上广泛采用,包括所有空客和波音电传民机。

按照 V_D 能否被飞行员有意超出划分,高速保护可分两类:“硬保护”和“软保护”。“硬保护”应用于空客电传民机^[2],利用保护控制律自身的变化,即便在飞行员推杆至止动位,飞机仍不能超出 V_D ;“软保护”应用于波音电传民机,利用杆力杆位移特性的变化,阻碍飞行员推杆加速,但飞行员仍可克服杆力而使飞机超出 V_D 。本文探讨的重点是“硬保护”。

1 空客飞机应用分析

空客电传飞机均采用被动侧杆,且侧杆上无俯仰配平开关,为了减轻飞行员的工作负担,采用了自动配平的纵向控制律。其带来的影响是导致飞机表现出中性稳定的特性(尽管飞机本体是静稳定

的),即从配平速度开始,在获得其它配平速度时,无需飞行员持续拉杆或推杆,也无需操纵配平开关。这一独特的设计特征已经超出 CCAR 25.173, 25.175^[1] 中对于纵向静稳定性的要求,为此,空客无一例外地在其所有电传飞机上申请了适航专用条件^[2]。为了表明该设计特征不会危害飞行安全,空客在低速和超速飞行条件下通过大迎角保护功能和高速保护功能的设计恢复了纵向静稳定性,该补偿特征也直接成为适航当局接受纵向中性速度稳定设计的重要原因。

典型的空客飞机高速保护功能控制律工作原理如图 1 所示^[3]。当飞机空速以低加速度超出高速保护速度阈值(如 $V_{M0}+10kt$),或以高加速度接近高速保护速度阈值时,高速保护控制律接通。伴随着空速的增加,飞行员通过操纵侧杆获得的低头权限逐渐降低,而保护控制律则产生一个渐增的自动抬头指令。当空速超过特定值时,该抬头指令将大于飞行员能产生的最大低头指令。其结果是,即便飞行员使用最大的低头杆量也不能导致飞机超出 V_D 。如果飞机在超速状态下侧杆处于中立位置,则保护控制律将使飞机自动改出超速状态。

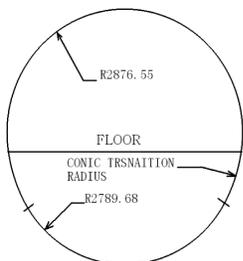


图 1 A380 高速保护工作原理^[3]

空客飞机设计高速保护功能的必要性主要体现在:

- (1) 高速状态下恢复正的速度静稳定性,弥补正常包线内中性速度稳定控制律带来的安全隐患;
- (2) 减小 V_{M0} 和 V_D 间的速度裕度,扩大飞行速度包线,减轻结构载荷;
- (3) 阻碍飞机因飞行员的误操作或突风颤倾等因素显著超出 V_{M0} ,阻止飞机速度超过 V_D ,提高飞行安全;
- (4) 在具有稳定性的最大速度(V_{FC})前提供正的机动稳定性,提供合适的过载杆力特性。

2 高速保护设计考虑

2.1 高速保护裕度考虑

民机 V_{M0} 和 V_D 间的速度裕度是按照 CCAR 25.335(b)(1) 中给出的特定颤倾确定的。该颤倾定义飞机从设计巡航速度(V_C)平飞开始,颤倾后沿着 -7.5° 的轨迹角向下俯冲,20s 后以 $1.5g$ 拉起改出,将整个过程中出现的最大速度定义为 V_D 。通常按此机动定义的 V_D 超出 V_{M0} 在 $50kt \sim 60kt$ 范围内。而根据图 1 中所示的工作原理,高速保护控制律将改变 CCAR 25.335(b)(1) 中的机动,如随着速度的增加,保护控制律产生的抬头指令可能超出飞行员的最大低头指令,从而使飞行员无法维持 -7.5° 的稳定轨迹,飞机提前进入改出机动;又如在改出时,保护控制律可能产生一个大于 $1.5g$ 的指令改出,如 A320 为 $1.75g$ ^[4]。所有这些设计特征将可能导致 V_{M0} 和 V_D 间速度裕度的减小。

除了必须满足在高速特性条款 CCAR 25.253 中定义的各种颤倾下飞机不能超出 V_D 外,适航当局要求对于带有高速保护功能的飞机必须额外满足一个颤倾条件^[5],即飞机从低于 V_C 平飞开始,颤倾后沿 -15° 的轨迹角加速超过 V_C ,在高速告警触发 3s 后,以 $1.5g$ 人工改出或以驾驶杆中立位置时保护控制律能施加的更大的载荷系数自动改出。

最终的 V_{M0} 和 V_D 间速度裕度将由上述两种颤倾条件确定,另外必须证明在非对称颤倾状态下不会超出 V_D ,或通过保护控制律的设计来阻止飞机进入非对称颤倾状态。需要特别指出,按照 AC25-7B^[6] 的要求,该裕度还必须考虑空速系统制造误差和告警系统误差。在考虑颤倾条件和系统误差后,其速度裕度一般在 $25kt \sim 35kt$ 范围内,如 A320 为 $31kt$,A380 为 $25kt$ 。与常规飞机相比其裕度减少约 $25kt$ 。

M_{M0} 和 M_D 间的速度裕度由 CCAR 25.335(b)(2) 和 AC 25.253-1A 确定,该余量除考虑超速告警误差和空速系统制造误差外,还需考虑水平突风、穿越急流和冷锋的影响,一般情况下保护控制律不容易减少该条件下的马赫数增量,绝大多数民机也采用了要求的 $0.07M$ 的裕度。

2.2 高速保护方案考虑

与民机大迎角保护控制律采用单独的控制通道不同,一般高速保护控制律都基于纵向基本控制律(如 C^* 控制律或 $N_z^* U$ 控制律)设计。尽管对于所有民机来说高速保护的设计目标大同小异,但是在具体实现方案上则不尽相同,主要分为以下

两类。

第一类设计基于 C^* 控制律设计高速保护控制律^[4]。控制律根据空速的变化简单改变控制律指令通道上增益和低头权限,同时额外引入一个随空速增加递增的自动抬头指令。在驾驶杆处于中立位置时,保护控制律引入的抬头指令将使飞机自动改出超速状态。在驾驶杆处于满杆(推杆)位置时,保护控制律指令一个低于 V_D/M_D 的速度(如 $V_D - 10\text{kt}/M_D - 0.02$),以保证机动过程中速度的超调值不会超出 V_D/M_D ,最终飞机稳定在指令值而非 V_D/M_D 。这类设计实现简单,根据实际情况可不必引入速度或俯仰姿态反馈来改善长周期模态特性。

第二类设计基于 $N_z * U$ 控制律进行设计。根据 $N_z * U$ 控制律的特性,驾驶杆短时间内指令 N_z , 长时间内指令速度,而配平开关同样指令速度。当飞机进入高速保护时,配平开关指令更大速度的能力被抑制,飞行员只能通过推杆来获得更大的稳定速度。在驾驶杆处于中立位置时(即保持配平速度),保护控制律同样使飞机自动改出超速状态。与第一类方案不同的是此时速度将恢复并保持在进入保护前的配平速度。为了实现高速保护的设计目标,其最大推杆直接指令最大速度 V_D/M_D , 通过引入速度和俯仰姿态反馈来改善长周期模态特性,使速度变化在机动过程中处于过阻尼状态,最终飞机稳定在 V_D/M_D 。

由于适航当局并不要求飞机必须具备能稳定在 V_D/M_D 上飞行的能力,只要求不能超出 V_D/M_D , 上述两类实现方案均能实现高速保护的设计意图。

2.3 故障情况下的考虑

当高速保护功能用以减少 V_{MO} 和 V_D 间的速度裕度时,适航当局要求其故障概率必须小于 $10e^{-5}/\text{hr}$ 。若保护功能故障后同时满足下列三个条件时,其要求可放宽至 $10e^{-3}/\text{hr}$:

(1) 向飞行员通告高速保护功能故障信息;

(2) 飞行手册中说明要求飞行员必须减小飞机速度,直至能够维持无保护系统时按照 CCAR 25.335(b) 确定的 V_{MO} 和 V_D 间的速度裕度;

(3) 飞机在保护功能失效时不能被签派。

在电传民机上,高速保护功能通常伴随着正常控制律的丧失而丧失,因此其故障概率一般在 $10e^{-4}/\text{hr} \sim 10e^{-8}/\text{hr}$ 范围内。对于正常包线范围内采用中性速度稳定控制律的民机,如果高速保护功能故障概率较高,还会额外设计“高速稳定性”功

能,恢复高速条件下的速度稳定性。该功能为“软保护”,即当飞行速度高于某个保护阈值时,如果驾驶杆处于中立位置,控制律将使飞机回到保护阈值内;如果飞行员推满杆,则飞机仍可进入超速状态,甚至超出 V_D 。

在特定故障条件下(如丧失空速),高速保护功能和“高速稳定性”功能都将丧失,然而某些民机仍工作在中性速度稳定控制律下,虽然从此类故障的概率降低的角度考虑,认为此时基本飞行仍是安全的,但还是带来了一定的安全风险。以法航 AF447 为例^[7],在丧失空速信号后,控制律从正常控制律进入备用控制律,该转变也意味着大迎角保护功能和“低速稳定性”功能(用于恢复低速条件下的速度稳定性)的丧失。在没有充分理解中性速度稳定控制律操纵方式的情况下,或许出于本能的反应,副驾驶持续的拉杆使飞机进入了一个很难改出的失速状态,叠加其它诸多不利因素,最终导致了空难的发生。虽然此次空难发生在飞行包线的左边界,但仍说明在丧失所有边界条件下的速度稳定性功能时,中性速度稳定控制律存在一定的安全风险。

3 高速保护与其它包线保护功能关系

当代电传民机通常拥有多种飞行包线保护功能,各种保护功能之间相辅相成或相互影响,如高速保护与滚转角保护、俯仰角保护和法向过载保护均存在一定内在关联,下面分别进行讨论。

(1) 高速保护与滚转角保护的关系:滚转角保护能有效增强高速保护功能,主要原因是飞机在高速条件下的颠倾是多种的,既包括纵向颠倾,也包括横向颠倾和纵横向组合颠倾。而飞机由于颠倾进入非对称姿态俯冲条件时,有时因先要改平飞机而变得临界。高速保护工作时,典型滚转角保护控制律将滚转角最大限制值减小,如从正常包线内的 67° 减小到 45° ;另一个重要设计特征是从 0° 开始恢复正的螺旋稳定性,即在无驾驶杆输入的前提下,滚转角保护控制律将使飞机自动改平,恢复到 0° 滚转角。这些设计特征将颠倾引起的飞机滚转角限制在一定范围内,且最终自动改平机翼,阻止了飞机进入非对称俯冲状态。

(2) 高速保护与俯仰角保护的关系:俯仰角保护同样能有效增强高速保护功能。飞机在俯冲时因迎角较小,俯仰角很大程度决定了速度变化率。

因此通过限制俯仰角能直接限制速度变化率,速度保护也将更为有效。典型的俯仰角保护控制律在俯仰姿态低于 -13° 时,逐渐降低飞行员的低头操纵权限,而将最大低头俯仰角限制在 -15° 。在结合俯仰角保护后,即便在某些特殊条件下(如小重量后重心)飞行员推满杆也不容易超出 V_D/M_D ,从而保证高速保护在多种大气条件或机动下实现保护意图。

(3)高速保护与法向过载保护的关系:典型的高速保护控制律会自动生成改出的法向过载指令,在与驾驶杆生成的法向过载指令叠加后指令飞机运动。因此需根据保护控制律自动生成的指令修正驾驶杆指令权限以确保叠加后的指令不超出法向过载保护限制值,同时又不产生驾驶杆后段的空行程。

4 结论

本文以空客飞机设计实例为基础,较为详尽地探讨了高速保护功能的必要性、设计考虑和与其它包线保护功能的关系。应当指出,民机高速保护的

(上接第 69 页)

全面的结论。一般飞行场景和专场飞行场景的组合应用理论上可涵盖绝大部分实际的飞行场景,同时也使飞行场景的应用更具有可实行性。另外,可以根据飞机设计阶段的若干有针对性的飞行场景经过组合形成适于适航审定所需的飞行场景,这对人为因素在整个研制阶段的贯彻实施,对飞机设计及审定等都能带来指导和便利。

4 结论

飞行场景是分析、测量、确定和验证机组-飞机-环境各种复杂动态关系下机组工作量的必要前提。针对适航审定中的飞行场景,提出了开发飞行场景的原则及要求,确定了飞行场景的核心内容及组织结构,明确了飞行场景必须涵盖的功能及因素,给出了飞行场景的开发步骤,提出了面向适航审定的飞行场景开发方法,给出了飞行场景的应用环境和应用方法,为飞行场景开发及驾驶舱人为因素的适航审定提供了有效手段和方法。

设计难点在于对民机设计需求的准确理解,特别是对适航规章要求的理解上。在此理解基础上的高速保护控制律设计通常是可实现且多样的。

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]. 北京:中国民用航空局, 2011.
- [2] Federal Register/Vol. 71, No. 69/Tuesday, April 11, 2006/Rules and Regulations, 18 169-18 183.
- [3] Airbus Customer Service. A380-800 Flight Deck and Systems Briefing for Pilots [Issue 02]. 2003. 03.
- [4] 鲁道夫·布罗克豪斯著,金长江译. 飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,1999:547.
- [5] C. Favre. Fly-by-Wire for Commercial Aircraft: the Airbus experience[J]. Int. J. Control, 1994, 59(1):139-157.
- [6] AC25-7B. Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes[S]. 2011. 03.
- [7] Final Report on the Accident on Airbus A330-203 operated by Air France flight AF A447, BEA, 2012. 07.

参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration Minimum Flight Crew[R]. AC23. 1523, 2005.
- [2] 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]. 北京:中国民用航空局, 2011.
- [3] Federal Aviation Administration Minimum Flight Crew[R]. AC25. 1523-1, 1993.
- [4] Sae Aerospace Recommended Practice. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems (SAE ARP 4754A) [R]. 2010.
- [5] William H Corwin, Diane L Sandry - Garza, Michael H Biferno, and et al. Evaluation of crew workload measurement methods [J]. Techniques and Procedures, ADA217-699, 1989, (1).
- [6] William H Corwin, Diane L Sandry - Garza, Michael H Biferno, and et al. Evaluation of crew workload measurement methods [J]. Techniques and Procedures, ADA217-699, 1989, (2).