



双发放宽静稳定布局电传客机单发停车对飞机操纵性及稳定性的影响研究

周堃*, 刘超, 袁忠大, 杨振博, 梁卫颖

广州民航职业技术学院 飞机维修工程学院, 广州 510403

摘要: 随着电传操纵技术的日益普及, 放宽静稳定布局逐渐在民航飞机上得到应用, 但对飞机液压及操纵系统的设计要求也逐步提高。发动机是飞机二次能源的主要来源, 单发停车除对飞机飞行性能及操纵品质产生直接影响外, 二次能源的损失也会加剧上述影响。通过分析典型放宽静稳定性电传客机的总体气动系统、电源系统、液压系统及飞控系统的设计特征, 梳理了单发停车对于液压及飞控的影响, 分析了对飞行操纵性及稳定性可能产生的危害。研究表明, 电传客机在采用高效的气动设计的同时, 在一定程度上削弱了纵向及航向稳定性, 需要通过电传操纵的增稳功能予以弥补。高增稳飞控系统要求舵面有较高的偏转速率, 应最大程度保证供往飞控舵面的液压流量。电传飞机的操稳特性由本体飞机、电传控制律及液压/舵面的动态特性共同决定, 比常规飞机复杂, 在设计、审定、使用及维护中应高度重视。

关键词: 放宽静稳定布局; 电传操纵; 液压系统; 飞行控制; 适航审定

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

文章编号: 1674-4969(2025)03-0328-10

引言

现代民航飞机普遍采用翼吊或尾吊双发布局, 发

动机对称地布置于两个机翼的前缘下方或后机身两侧。航空发动机除为飞机提供推力之外, 还为电源、液压、引气、飞行操纵等重要系统提供二次能源^[1-3]。

收稿日期: 2024-06-28; **修回日期:** 2024-09-28

基金项目: 广东省高职院校产教融合创新平台项目: 航空维修工程技术产教融合创新平台 (2024CJPT012)

作者简介: *周堃 (1983—), 男, 博士, 高级工程师, 研究方向为飞机机电维修专业教学。E-mail: zhoukun@gcac.edu.cn(通讯作者)

刘超 (1992—), 男, 硕士, 讲师, 研究方向为飞机机电维修教学。

袁忠大 (1984—), 男, 硕士, 副教授, 研究方向为发动机可靠性及故障诊断。

杨振博 (1991—), 男, 硕士, 讲师, 研究方向为飞机机电维修教学。

梁卫颖 (1980—), 男, 博士, 副教授, 研究方向为飞机机电维修教学。

引用格式: 周堃, 刘超, 袁忠大, 等. 双发放宽静稳定布局电传客机单发停车对飞机操纵性及稳定性的影响研究[J]. 工程研究——跨学科视野中的工程, 2025, 17(3): 328-337. DOI: 10.3724/j.issn.1674-4969.20240059. CSTR: 32282.14.JES.20240059

Zhou K, Liu C, Yuan Z D, et al. Influence of Single Engine Failure on Control and Stability Characteristics on Twin-Engine Relaxed Static Stability Fly-by-Wire Passenger Aircraft[J]. Journal of Engineering Studies, 2025, 17(3): 328-337. DOI: 10.3724/j.issn.1674-4969.20240059. CSTR: 32282.14.JES.20240059

放宽静稳定布局是现代民航客机较常见的设计, 但飞机因此在纵向稳定性方面作出了一定的牺牲^[4-6]。为了保证其飞行安全, 并具有良好的操纵品质, 该型飞机的飞行高度依赖性能良好、安全可靠电传飞控系统^[7-14]及液压系统^[7-14]。

目前, 欧美国家在大型民用飞机的设计、使用、维护方面有丰富的工程经验^[6,10-11]。对于单发空中停车的处置及航后的维修程序, 在各机型的飞行手册、维修手册中均有提及。出于技术封锁的目的, 空客(Airbus)等厂商在飞机维修手册及培训教材中的系统描述部分, 对技术细节作了大量删减^[15-16]。波音(Boeing)方面则对手册内容的流动加以严格限制。以A320、波音777、波音787等机型为代表的现代电传客机采用了放宽静稳定性设计, 在纵向稳定性作出一定牺牲的同时, 通过电传操纵系统予以弥补, 以获得更大的气动收益。而飞行控制属于核心技术, 培训教材及维修手册中甚少提及飞行中的增稳控制。

国产大飞机Y-20、C919、AG600 M均采用电传飞行控制系统^[17], 用于改善飞行品质。电传系统功能的充分可靠发挥, 有赖于飞机电源、液压、气源等二次能源的正常供应^[18-21]。

针对单发停车特情, 运输类飞机适航标准CCAR-25-R4中关于飞行操纵的审定条款, 重点针对航向操纵、横向操纵、最小操纵速度、稳定性等提出要求。

将现代放宽静稳定布局大飞机的设计特征、飞机系统工作特性与适航规章相结合, 在飞行力学原理及适航审定要求的基础上, 结合具体机型放宽静稳定特性、电传飞控及液压系统工作的具体原理的分析, 对于我国在研大飞机的适航审定、使用及维护具有一定的工程实用价值。本文将从A320飞机的设计特征着手, 分析液压及飞控系统的工作原理, 研究了在空中状态单发停车对飞行操纵系统功能及操纵面偏转性能的影响, 以期同类型飞机的设计、使用、维护及维修培训提供技术参考。

1 电传客机飞控系统设计特征

1.1 采用放宽静稳定布局

以A320飞机为例(图1), 放宽静稳定构型的飞机

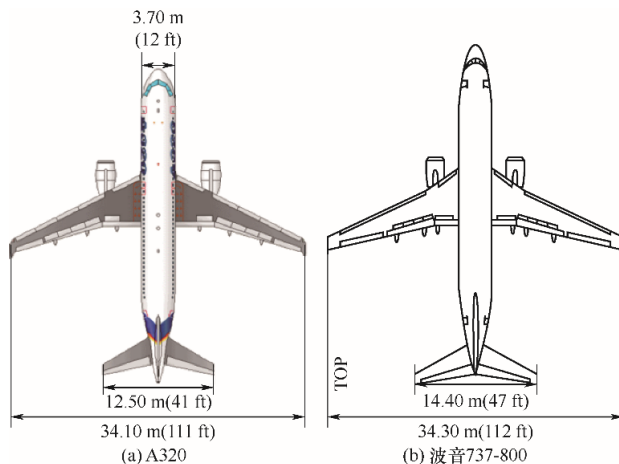


图1 常规与放宽静稳定布局飞机机体尺寸对比

Figure 1 Comparison of airframe dimensions between conventional and relaxed static stability aircraft layouts

在机身长度及翼展与传统飞机相当的前提下, 水平安定面比波音737-800短2 m; 此外, A320的重心后极限位置可达41%MAC(平均气动弦), 超过了737-800型的35%MAC。在减小配平阻力、带来升力收益的同时, 纵向稳定裕度有所减小, 纵向静稳定性被削弱。

此外, A320飞机的垂直安定面取消了背鳍, 面积相对于传统飞机有所减小, 航向稳定性也有所降低。

1.2 采用控制增稳

放宽静稳定布局会导致静稳定裕度下降, 使操纵期望参数CAP(control anticipation parameter)^[9]下降, 飞行品质恶化。

此类飞机利用电传飞行控制系统来实现控制增稳、包线保护、主动阵风载荷减缓等功能。控制增稳是核心功能, 通过控制律来实现。俯仰轴控制律根据大气数据惯性参考组件(ADIRU)接收的俯仰角速度 q 、法向过载因数 n_z 、校正空速CAS等的反馈, 以及侧杆指令, 生成升降舵偏转的总指令。

升降舵作动器除对杆位移作出响应, 还需根据 n_z 、迎角 α 、 q 等反馈信号对飞机的短周期响应进行优化。改善CAP值及短周期阻尼比, 可以弥补放宽静稳定布局对飞机短周期运动特性的不利影响。

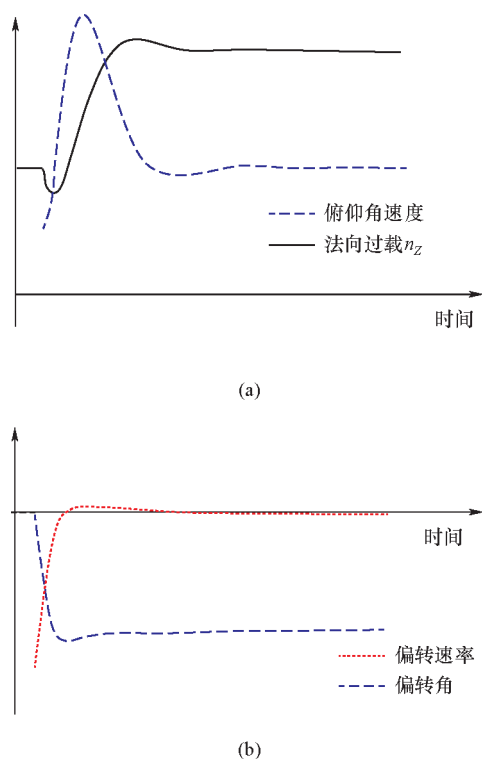


图2 侧杆阶跃输入下放宽静稳定飞机的动态响应: 飞机法向过载及俯仰角速度(a)和升降舵偏转角及偏转速率(b)

Figure 2 Dynamic response of relaxed static stability aircraft under sidestick step input: aircraft normal load factor and pitch rate (a) elevator deflection angle and deflection rate (b)

为保证放宽静稳定性之后的飞机对驾驶杆输入有更加迅速的响应[图2(a)], 升降舵偏转角在操纵杆施加阶跃输入后应迅速达到峰值, 相对于稳态值存在一定的超调[图2(b)]. 这意味着舵面的偏转速率在驾驶杆施加输入的初始时刻应当达到峰值。

1.3 对液压系统性能要求高

放宽静稳定布局高度依赖电传操纵, 主动控制功能对飞控舵面偏转的快速性、灵敏性、稳定性等提出了较高的要求。舵面控制规律复杂, 为避免发生驾驶员诱发振荡(PIO), 舵面偏转速率应远高于传统飞机^[8]:

(1)控制增稳。该功能涉及三轴纵向稳定性的补偿, 除前述的纵向短周期增稳外, 还负责改善飞机的滚转模态、荷兰滚模态特性。在突然施加大幅度操纵、遭遇突风扰动时, 飞机三轴动态运动幅度较大, 再加上施加于舵面的较大动压, 对飞行操纵面的偏转

速率峰值提出较高的要求, 使得飞机液压系统工作在临界状态。

(2)包线保护。在迎角、姿态、空速(及 Ma 数、过载等参数临近安全边界时, 包线保护功能立刻操纵飞控舵面以抑制突破边界的倾向。突然施加的操纵输入会使液压系统出现载荷峰值。

(3)载荷减缓。主动阵风载荷减缓(GLA)及机动载荷减缓(MLA)在飞机遭遇突风及机动飞行时, 驱动飞行扰流板及副翼快速上偏, 卸除多余的升力, 保护翼梁、缘条等机翼主要结构。在舵面开始偏转的瞬时, 液压系统出现载荷峰值。

综上, 电传系统控制飞控舵面偏转需要同时满足快速、准确及稳定等要求。在电控液动的体制下, 对快速性的要求会转化为对液压流量的要求。

2 电传客机液压系统设计特征

2.1 液压系统布局基本特征

电控液动是电传飞控的主要实现形式, 以A320飞机为例, 它采用同时工作的绿、黄、蓝3套液压系统。在副翼、升降舵等主飞控舵面上, 不同液压系统驱动的作动器互为备份, 在大幅度输入时作动器同时驱动。动力传输组件PTU可在绿系统与黄系统之间双向供压, 在最大程度上保证单发停车工况的液压流量供应, 避免飞控舵面完全失效。

A320飞机的飞控舵面无法通过人力直接拉动, 在双发停车、全机断电的情况下, 冲压空气涡轮RAT提供电能及液压能, 供飞控计算机工作及舵面驱动。

2.2 液压动力分配特征

如图3所示, 绿系统和黄系统分别由1台发动机驱动泵EDP供压, EDP在额定状态的供压压力为20.7 MPa, 流量为139.9 L/min^[10], 黄系统另有一台电动泵, 额定流量为32.1 L/min^[10]; 蓝系统由电动泵供压, 额定流量32.1 L/min^[10]。绿系统与黄系统之间通过PTU(可双向供压的液压泵/液压马达)相互联系, 当黄绿系统之间出现较大压力差时, PTU自动工作,

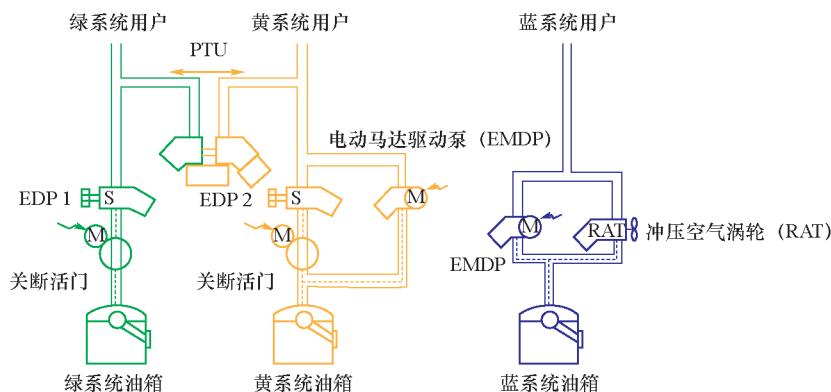


图3 典型电传客机液压系统动力分配图

Figure 3 Power distribution diagram of hydraulic system in typical fly-by-wire airliner

由压力高的一侧向压力低的一侧供压。

每套系统的液压用户分为重要用户及大流量用户。重要用户包括主飞控舵面(包含翼尖刹车)、机轮刹车、反推等,如不能及时作动,将立刻使飞机陷入危险;大流量用户包括襟翼、缝翼、PTU、起落架收放、应急发电机及前轮转弯等,这些用户消耗的流量较大,但延时作动并不会直接危及飞行安全。

为保证重要用户的供压,在每套液压系统中,重要用户的下游都设有优先活门。在系统供压不足时,优先活门会切断大负载用户的用压。

综上,放宽静稳定电传客机的液压系统余度设计比传统民用飞机复杂,力求在各种边界状态下尽可能保证飞控系统各重要用户的正常工作。

2.3 大负载状态的液压工况分析

以A320飞机为例,理论上PTU可保证绿系统或黄系统任一侧失压时,仍可由另一侧获得压力,为单发停车的飞行操纵提供一定保证。

但是,PTU也属大流量液压用户,位于优先活门的下游。绿系统或黄系统在有余力的情况下才可通过PTU相互支持。

综上,单发停车工况下,即使有PTU作为备用液压源,停车一侧液压系统的总流量依然会明显下降。这对于高增稳飞机而言,是飞控系统工作的临界状态,易诱发PIO^[11]。

3 电传客机单发停车对操纵面偏转的影响

3.1 供电

放宽静稳定性电传客机绝大部分操纵面是电控液动的,为使主动控制功能正常工作,计算机应能正常工作。在巡航状态,飞机电网主要由2台整体驱动发电机IDG来供电,每台IDG分别向本侧的交流电网供电,并通过整流器向直流系统供电。单发停车或一侧IDG故障时,接触器将工作发动机侧的IDG与对侧的交流电网连接,可保证重要系统供电。作动器与计算机属于重要用户,在电源系统性能下降时依然能优先获得供电。综上,本文认为单发停车时飞控计算机及飞控作动器电气部分的工作不受影响。

3.2 液压

以A320飞机为例,1号发动机附件齿轮箱带动EDP 1运转,后者向液压绿系统供压;2号发动机向EDP 2提供动力,EDP 2为液压黄系统供压。

1号发动机停车时,EDP 1停止工作,绿系统失去压力,在满足自身用压的前提下,黄系统可通过PTU为绿系统提供增压动力;2号发动机停车时,EDP 2停止工作,黄系统出现低压,在满足自身用压需求的前提下,绿系统可驱动PTU,为黄系统增压(图4)。

理论上,PTU在任一发停车、任一EDP失效的情况下,均可为绿、黄两套液压系统工作提供基本需

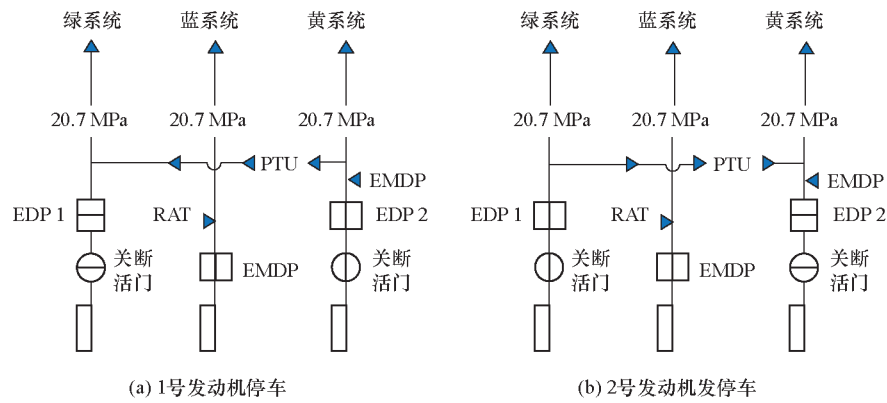


图4 单发停车时的液压动力重构方案
Figure 4 Hydraulic power reconfiguration scheme in case of single engine failure

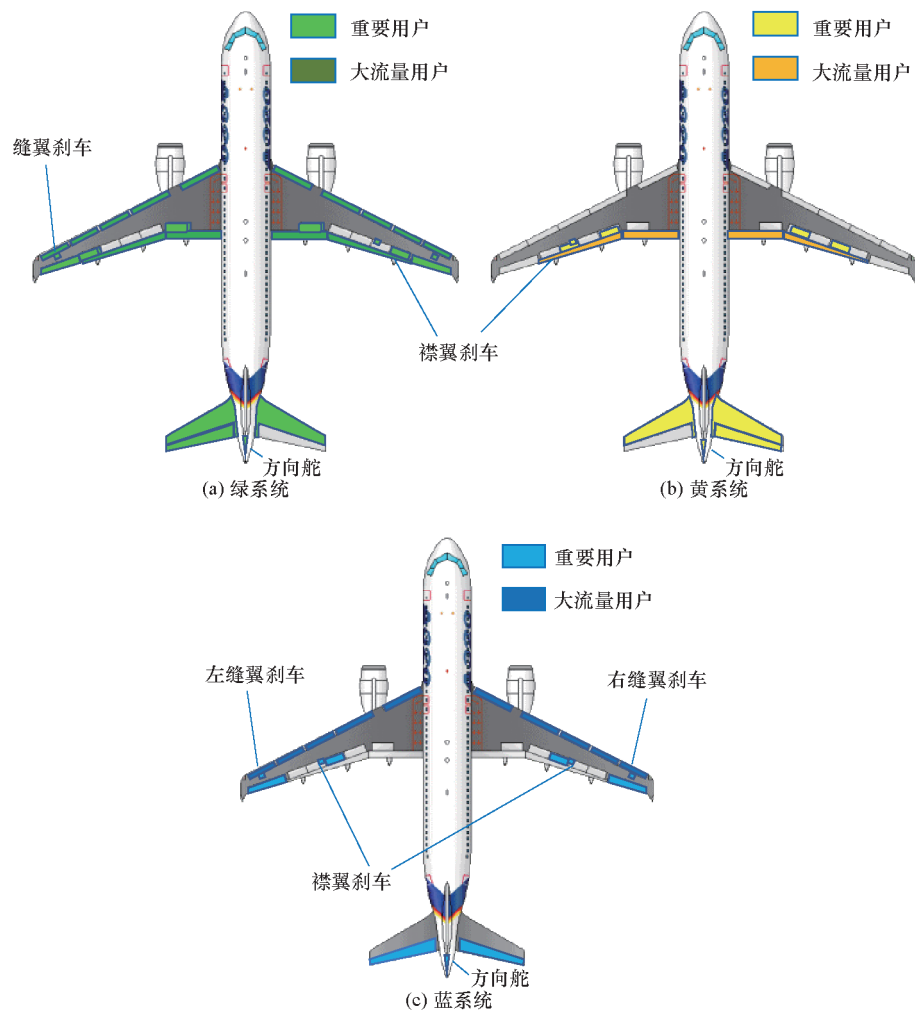


图5 各液压系统重要用户及大流量用户分配
Figure 5 Hydraulic distribution of priority high-flow users

求。但PTU是黄、绿系统的大流量用户,并不能优先获得液压供应。1号发动机停车时,如果黄系统有较多用户需要用压,则PTU不能获得液压供应,绿系统会出现低压;同理,2号发动机停车时,若绿系统有较多用户需要用压,PTU也不能向黄系统供压。

3.3 飞控舵面影响分析

以A320飞机为例,图5示出典型放宽静稳定民航飞机各套液压系统的飞控用户分布。其中,左右副翼、方向舵、左右升降舵、1~5号扰流板、水平安定面马达、航向阻尼器作动筒、襟翼刹车、缝翼刹车属于重要用户,液压系统优先驱动这些舵面。襟翼马达、缝翼马达及PTU属于大流量用户,在系统供压不足时无法获得压力。接下来分析单发停车的液压工况。

3.3.1 1号发动机停车 EDP 1失效,绿系统失去主要液压力。黄系统EDP及蓝系统EMDP仍正常工作。黄系统供压正常时,可通过PTU为绿系统供压。

(1)俯仰操纵。A320飞机左右升降舵均由互为备份的两台作动器驱动:左侧升降舵由绿系统作动器驱动,蓝系统作动器为备份;右侧升降舵由黄系统作动器驱动,蓝系统作动器为备份。在大幅度操纵的情况下,两台作动器才共同驱动每一块升降舵。

水平安定面由绿系统和黄系统两台液压马达共同驱动。

1号发动机停车,绿系统需要通过PTU获得压力。黄、绿系统用户众多,它们的正常工作都依赖于两台EDP。失去EDP 1意味着液压系统流量减半,但用户需求不减。对于俯仰操纵而言存在一定影响。

尽管蓝系统作动器可代替绿系统作动器驱动左侧升降舵,但供应至右侧升降舵的黄系统作动器的液压流量依然可能降低,使升降舵运动速率下降。

综上,单发工况下,绿系统作动器和黄系统作动器的流量容易受到影响,舵面偏转时容易出现偏转率受限(图6)的情况,这也会使升降舵达到指令偏角的时间更长。电传飞机的静稳定度越低,其飞行增稳系统对舵面速率要求越高,舵面如不能及时跟随飞控计算机发出的指令,将会导致操纵的延迟,降低本体飞机-飞控系统这个闭环系统的动态稳定性。对高增稳

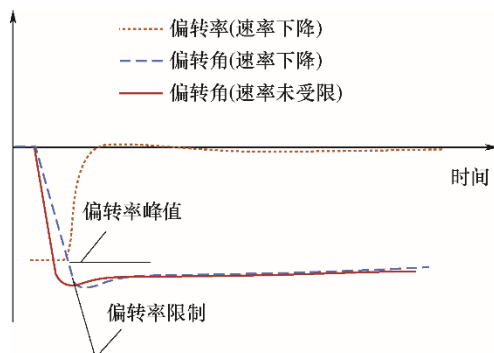


图6 偏转率限制对偏度及偏转率动态特性的影响

Figure 6 The effect of deflection rate limitation on dynamic characteristics of control surface deflection and deflection rate

的电传客机而言,这是诱发PIO的因素。

在水平安定面配平方面,单发停车会使单个液压马达失去动力,配平动作变慢。安定面本身仅用于长时间的配平操纵,偏转速率降低对飞机的短周期响应影响较小,可认为对飞机飞行品质无影响。

(2)滚转操纵。滚转操纵由2块副翼及4块飞行扰流板完成。每块副翼由1台蓝系统作动器及1台绿系统作动器作动,两者互为备份。正常情况下,左侧副翼由蓝系统作动器作动,右侧则由绿系统作动器作动。

考虑最坏的情况,黄系统负荷较大时,PTU暂不向绿系统供压。左侧副翼仍由蓝作动器正常驱动,右侧副翼由绿作动器切换至蓝作动器。此时绿系统驱动的左5号及右5号扰流板失去液压动力,自动收回。

两块副翼均由蓝系统驱动。与绿系统、黄系统相比,蓝系统液压油箱容积较小,且使用EMDP供压,液压泵功率相对较小。1号发动机停车后,一台EMDP需要同时为两块副翼供压,系统负担更大,在大舵偏状态下,副翼作动器运动速率会下降。

为改善本体飞机对操纵杆滚转指令的响应特性,在某些高增稳飞机的滚转轴控制律中,也加入了滚转角变化率 $\dot{\phi}$ 及滚转角速率 p 反馈,这也提高了对副翼作动器及扰流板作动器的作动速率需求。

综上,1号发动机停车,由于副翼流量下降,并可能失去部分扰流板,在一些边界条件下,副翼及扰流板对大幅度操纵及增稳指令的跟随能力可能下降。

对民用飞机而言,对单发停车操纵特性的要求并

不高。CCAR-25-R4仅提出了一些针对单发停车偏航力矩的纠偏要求。由于横航向运动是高度耦合的,因此偏航运动的修正过程往往伴随着滚转运动。但对于高增稳的电传客机,在纠偏的过程中,飞控系统需要对飞机的荷兰滚模态、滚转模态、螺旋模态的动态特性进行修正。在设计及运行时,仍应注意个别边界状态,避免因舵面速率限制而引发PIO。

(3)偏航操纵。方向舵面积较大,铰链力矩比副翼和升降舵大,由绿、黄、蓝三台作动器共同驱动。1号发动机停车会使绿系统失效。方向舵本身虽是重要用户,但流量需求较大。EDP 1停止工作会使方向舵运动速率下降,也会使2个偏航阻尼作动筒中的一个出现流量下降。在CCAR-25-R4中,航向控制需要满足单发停车的偏航轴纠偏需求及偏航阻尼功能。在急蹬舵的情况下,航向操纵特性及荷兰滚稳定性会变差。

(4)增升控置。缝翼动力控制组件(PCU)由一台绿系统液压马达与一台蓝系统液压马达共同驱动。襟翼PCU由一台绿液压马达和一台黄液压马达共同驱动。失去1号发动机之后,黄系统大负荷时,两台绿液压马达失压,缝翼和襟翼收放速率均减半。

缝翼和襟翼收放速率减半不直接影响飞机的操纵特性和三轴运动模态特性,但会影响失速特性。襟翼及缝翼应具有适当的放出速率,以在飞机无意识进入大迎角时及时地提高升力并抑制上翼面的气流分离。其中,缝翼位于前缘,主要起抑制气流分离的作用,对防止飞机失速起更关键的作用。

1号发动机停车主要影响绿系统的工作,会直接影响缝翼的伸出速率。CCAR-25-R4对飞机失速特性有相关规定。缝翼对于提高飞机飞行性能、改善失速特性有着重要意义。1号发动机停车对缝翼乃至失速特性的影响应当充分重视。

3.3.2 2号发动机停车 2号发动机停车主要影响黄系统的工作。绿系统负荷不大时,可通过PTU向黄系统供压。黄系统EMDP在2号发动机停车时,需要手动按压开关才会工作。此处需要考虑EMDP不自动工作且绿系统因自身用压需求而暂缓向PTU供压的情况。

(1)俯仰操纵。黄系统低压主要影响水平安定面

液压马达工作。正常时,两块升降舵分别由绿作动器和蓝作动器驱动,升降舵运动不受影响。

但如果升降舵系统因计算机故障发生控制权的轮换,2号发动机停车依然可能影响到因轮换而正在工作的黄系统飞控作动器。

此外,黄系统低压会使水平安定面黄系统液压马达失压,水平安定面配平动作减慢。

综上,2号发动机停车时,较可能导致黄系统低压,如飞控计算机均正常工作,则对俯仰操纵及主动控制功能几乎没有影响,但水平安定面的配平速率会下降。对于俯仰操纵,1号发动机停车造成的影响略大,应将1号发动机作为关键发动机来分析。

(2)滚转操纵。左侧副翼及右侧副翼分别由绿系统和蓝系统作动器驱动。在无其他故障的前提下,2号发动机停车不直接影响副翼操纵。

2号和4号飞行扰流板由黄系统作动器驱动,2号发动机停车对滚转操纵的效率存在一定影响。

综上,2号发动机停车对副翼操纵几乎无影响。对扰流板的影响主要集中在靠内侧的2号和4号扰流板作动器上。从受影响扰流板的位置及数量看,该型飞机飞控及液压的设计基本能确保每一侧单发停车时,滚转操纵受到的影响基本相当,避免了某一侧发动机停车造成的影响明显大于另一侧,对飞行安全是有利的。

(3)偏航操纵。在方向舵系统中,绿系统、黄系统作动器的布置是对称的,故2号发动机停车与1号发动机停车对偏航操纵的影响程度是相当的。

(4)增升控置。缝翼PCU由绿系统及蓝系统液压马达共同驱动,黄系统低压不会对缝翼操纵造成直接影响。襟翼PCU由绿系统和黄系统马达共同驱动,黄系统低压时襟翼放出的速率变慢。

与1号发动机停车不同的是,2号发动机停车的影响主要是襟翼放出变慢,对缝翼操作无直接影响,危害程度略小。

4 结论

本文围绕放宽静稳定布局电传客机单发停车对飞行操纵性及稳定性的影响展开系统性分析,得出以下

结论:

放宽静稳定布局通过缩短水平/垂直安定面尺寸优化气动效率, 但导致纵向静稳定性降低(重心后极限达41%MAC)和航向稳定性减弱(取消背鳍)。此类设计需依赖电传飞控系统实现控制增稳功能——通过动态补偿提升CAP值和横航向模态特性, 以满足适航规章对飞行品质的要求。然而, 高增稳飞控系统对舵面偏转速率提出严苛要求, 其动态响应特性与液压系统供压能力密切相关。

单发停车导致发动机驱动泵失效, 主液压流量明显下降, 可能引发舵面偏转速率受限, 诱发驾驶员诱发振荡。以A320为例, 1号发动机停车时绿系统失效直接影响升降舵作动器的最大速率, 导致俯仰响应延迟; 副翼流量下降叠加扰流板失效可能削弱滚转控制能力, 对高增稳飞机的滚转控制功能构成挑战; 方向舵作动器流量下降则导致系统对荷兰滚运动的抑制能力下降。相比之下, 2号发动机停车主要影响黄系统低压下的水平安定面配平速率, 但对横滚操控影响较小, 襟翼放出速率降低可能延长气动构型的变更

时长。

电传客机的操稳特性由本体气动特性、飞控控制律及液压/舵面动态特性共同决定, 其复杂性远高于传统机械操纵飞机。针对单发停车工况, 应在功能危险性分析中量化液压流量衰减对舵面响应时间的影响, 重点验证边界状态下的包线保护能力。设计层面

建议优化液压用户优先级策略, 采用分级供压机制保障关键舵面(如升降舵、方向舵、副翼、扰流板)的优先响应, 并增加冲压空气涡轮泵以应对双发失效极端场景。运维阶段需考虑发动机泵、液压部件、飞控部件的可靠性, 制定合理的维修方案及维修计划。

总之, 进行功能危险性分析时, 应详细梳理飞控计算机供电、液压用户分配及飞控作动器的逻辑关系, 以确定每一台发动机停车对电气、液压及飞控的具体影响。放宽静稳定性电传客机的操纵性和稳定性与本体飞机、电传飞控系统、液压系统的特性高度关联, 在设计、审定、使用及维护过程中应高度重视。

参考文献

- [1] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 2版. 北京: 航空工业出版社, 2011.
Song J B. Aircraft Structural Foundation[M]. 2nd ed. Beijing: Aviation Industry Press, 2011.
- [2] 宋静波, 李佳丽. 波音737NG飞机系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
Song J B, Li J L. Boeing 737NG Aircraft System[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016.
- [3] 刘艺涛, 牟俊. A320飞机系统与附件[Z]. 广州: 广州民航职业技术学院自编教材, 2016.
Liu Y T, Mou J. A320 Aircraft Systems & Accessories[Z]. Guangzhou: Guangzhou Civil Aviation College Self-compiled Textbooks, 2016.
- [4] 鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 金长江, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
Brockhaus R. Flugregelung[M]. Berlin: Springer-Verlag 1994.
- [5] 方振平. 带自动器飞机飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
Fang Z P. Aircraft Flight Dynamics and Automatic Flight Control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999.
- [6] Favre C. Fly-by-wire for commercial aircraft: The airbus experience[J]. International Journal of Control, 1994, 59(1): 139-157.
- [7] 宋翔贵, 张新国. 电传飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Song X G, Zhang X G. Fly-by-wire Flight Control System[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [8] 高金源, 焦宗夏, 张平. 飞机电传操纵系统与主动控制技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Gao J Y, Jiao Z X, Zhang P. Aircraft Fly-by-wire Control System and Active Control Technology[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2005.
- [9] 文传源. 现代飞行控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
Wen C Y. Modern Flight Control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2004.
- [10] Abzug M J, Larrabee E E. Airplane Stability and Control: A History of the Technologies that Made Aviation Possible[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2002: 32, 84.

- [11] Mitchell D G, Doman D B, Key D L, et al. The evolution, revolution, and challenges of handling qualities[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Austin, Texas: AIAA 2003-5465, 2003.
- [12] 安刚. 先进民机电传控制律构型和设计方法分析: 民用飞机电传与主动控制总体技术方案研究[C]//主动控制与控制律设计技术研讨会. 2005.
An G. Analysis of the configuration and design method of advanced civil fly-by-wire control law: Research on the overall technical scheme of fly-by-wire and active control of civil aircraft[C]//Seminar on Active Control and Control Law Design Technology. 2005.
- [13] 朱妍, 安刚, 李红斌. 空客飞机飞行控制律结构初步研究: 民用飞机电传与主动控制总体技术方案研究[C]//主动控制与控制律设计技术研讨会. 2005.
Zhu Y, An G, Li H B. Preliminary study on the structure of flight control law of airbus aircraft: Research on the overall technical scheme of fly-by-wire and active control of civil aircraft[C]//Seminar on Active Control and Control Law Design Technology. 2005.
- [14] 朱妍, 景海峰, 高亚奎. 空客飞机电传控制律设计分析[C]//中国航空学会2007年学术年会. 2007.
Zhu Y, Jing H F, Gao Y K. Airbus aircraft fly-by-wire control law design analysis[C]//2007 Annual Meeting of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. 2007.
- [15] 四川航空股份有限公司机务培训中心. A319/A320/A321(V2500)飞机ME/AV-I类培训教材[Z]. 2011: 11.
Sichuan Airlines Co., Ltd. Aircraft Maintenance Training Center. A319/A320/A321(V2500) Aircraft ME/AV-I Training Material[Z]. 2011: 11.
- [16] 春秋航空维修工程部. A320机型培训课程[Z]. 2006.12.
Spring Airlines Maintenance Engineering Department. A320 Training Course[Z]. 2006.12.
- [17] 新浪网. 人民日报: “鲲龙” 腾飞! AG600的进阶之路[EB/OL]. https://k.sina.com.cn/article_5445360823_144919cb7020012qd9.html.
Sina Website. People's Daily: “Kunlong” takes off! The path to the AG600[EB/OL]. https://k.sina.com.cn/article_5445360823_144919cb7020012qd9.html.
- [18] 赵昊罡, 王博, 刘世民. 放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率的限制分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(3): 49-55.
Zhao H G, Wang B, Liu S M. Analysis of relaxed static stability to limit the deflection rate of aircraft rudder surface[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2023(3): 49-55.
- [19] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Gao J Y, Li L Y, Feng Y C. Aircraft Handling Qualities[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [20] Ian Rosewarne. A320 Eaton Hydraulic Equipment[Z]. Dayton: Eaton Company, 2016.
- [21] Duda H. Prediction of pilot-in-the-loop oscillations due to rate saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(3): 581-587.

Influence of Single Engine Failure on Control and Stability Characteristics on Twin-Engine Relaxed Static Stability Fly-by-Wire Passenger Aircraft

Zhou Kun*, Liu Chao, Yuan Zhongda, Yang Zhenbo, Liang Weiying

Aircraft Maintenance Engineering College, Guangzhou Civil Aviation College, Guangzhou 510403, China

Highlights

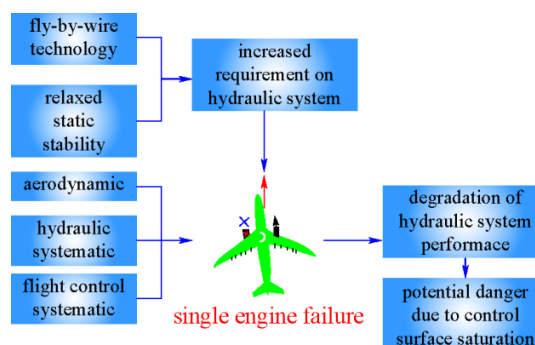
Digital fly-by-wire flight control incorporates sophisticated flight control laws, which require high performance in hydraulic systems.

The flight control and hydraulic systematic of best seller fly-by-wire passenger aircraft is analyzed.

Unique vision which look into the relationship between single engine failure and degradation of flight control and hydraulic functions.

Primary flight control, secondary flight control are analyzed.

Graphical Abstract



Abstract: With the increasing popularity of fly-by-wire technology, the relaxed static stability (RSS) configuration has gradually been applied on civil aircraft. In aviation, an aircraft is said to have relaxed static stability if has low or negative longitudinal static stability. An aircraft with relaxed static stability will have a tendency to change its pitch and bank angles spontaneously. When disturbed, the aircraft will experience prolonged short period motion and it may take much longer to return to the trimmed state. Yet the design requirements for aircraft hydraulic and flight control systems have also been rising. The electronic flight control system (EFCS) has to react fast to address the stability problem. The deflection rates of flight control surfaces are directly proportional to the flow rate of hydraulic fluid inside the electro-hydraulic servo actuators. The stability augmentation can only be achieved when hydraulic flow rate is guaranteed. The engines are the main source of the aircraft secondary powers. Hydraulic power comes from Engine Driven Pumps (EDP), which is powered by engine accessory gear box. Single engine failure will have direct impact on flight performance and handling qualities, and the degrade of secondary power may aggravate the above effects. By analyzing the design characteristic of aerodynamic configuration, electric power system, hydraulic system and flight control system, the impact of single engine failure on hydraulic and flight control was sorted out. The Airbus A320 aircraft was taken as an example, the impact of losing engine 1 (ENG 1) and ENG 2 on its hydraulic system and fly-by-wire flight control was analyzed respectively. The made up of A320 hydraulic power was discussed and it was revealed that the EDPs contributed most of the hydraulic flow for flight control. Although the power transfer unit (PTU) can compensate for losing one of the EDPs, the flight control may still suffer from insufficient hydraulic power when losing one engine. The hydraulic flow distribution on flight control surfaces was discussed. And flight control users were divided into two categories: primary users and secondary users. The primary users included ailerons, elevators, rudder, spoilers, trimmable horizontal stabilizers, yaw damper actuators and wingtip brakes, which were crucial in flight control and needed to be pressurized at any time in flight. Secondary users included PTU and hydraulic motors which actuated the slats and wing flaps, which consumed greater amount of hydraulic flow and may not be pressurized while primary users needed high power input. Possible hazards to controllability and stability were analyzed. The result shows that while fly-by-wire passenger aircraft adopts an efficient aerodynamic design, the longitudinal and directional stability is weakened to a certain extent, which needs to be compensated by stability augmentation function of fly-by-wire. The highly augmented flight control requires high deflection rate on control surfaces, the hydraulic flow rate should be guaranteed to greatest extent. In the case of single engine failure, the control and stability characteristics of these aircraft are determined by the bare airframe, flight control law and hydraulic/control surface, which is more complex than those of a conventional aircraft.

Keywords: relaxed static stability; fly-by-wire; hydraulic system; flight control; airworthiness certification