

引用格式: 马高杰, 安刚, 史佑民, 等. 民用飞机高升力系统先进技术及发展[J]. 航空学报, 2023, 44(S1): 727516. MA G J, AN G, SHI Y M, et al. Advanced technology and development of high lift system for civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(S1): 727516 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2022.27516

民用飞机高升力系统先进技术及发展

马高杰*, 安刚, 史佑民, 康宁, 孙军帅

庆安集团有限公司, 西安 710077

综述

摘 要: 分析了现有飞机高升力系统技术的发展现状、存在的技术问题或技术瓶颈,对新一代典型飞机高升力系统采用的先进技术进行了研究。结合绿色航空理念、利用TRIZ(Theory of Inventive Problem Solving)动态性进化创新理论对未来或下一代民用飞机高升力系统先进技术的发展趋势进行了推演和预测,着重从飞机层级、系统层级、关键部件技术和材料等不同维度开展分析研究工作。获得了未来或下一代民用飞机高升力系统先进技术的发展方向和趋势,所得结论可为后续民用飞机高升力系统先进技术应用提供支持和参考。

关键词: 高升力系统; 智能机翼; 机翼变弯度; 襟翼差动; 电子力矩限制; 自适应翼型

中图分类号: V224

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2023)S1-727516-14

随着绿色航空理念的提出产生了绿色航空技术。绿色航空主要指民用航空器在研制、运营、维修等环节为达到节能、减排和降噪目的而采用的各项专业技术的总称。绿色航空技术涉及航空领域各方面,是实现绿色航空的基础和前提条件,主要包括绿色气动技术、绿色多电技术、绿色制造技术和绿色维修等技术。欧美等国家积极响应世界航空绿色环保目标,重点从飞机新布局、动力系统、原材料选择、新技术应用和降噪等方向开展相关技术研究^[1]。

随着多电和全电飞机时代的到来,飞机机电系统正在向多电/全电化、智能化和综合化方向发展^[2],其目的是通过功能、能量、控制和物理4个方面的综合优化获得飞机性能最优,促使其成为绿色飞机机电系统。目前绿色航空发展趋势已涉及机电系统和航空电子系统^[3]。

高升力系统是影响飞机飞行安全的关键飞行控制系统之一,属于典型的机电液系统。通过控制襟缝翼伸出偏转改变机翼弯度、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^[4]。传统研发人员提到绿色航空,一般会理解为减阻、减少燃油消耗、降低污染和降噪等。先进精细化增升装置一方面可实现起降和巡航性能的协同优化,提升低速起降性能,提高巡航效率和降低燃油消耗;另一方面能减少翼段,简化翼面驱动和运动机构,从而减轻重量、提升有效商载,降低维护成本;再则现有飞机前缘缝翼和后缘襟翼是民机的主要噪声源^[5-6],而先进精细化增升装置是飞机降噪关键因素之一,可通过综合优化功能、能量、控制和物理等方面获得飞机性能最优。为此高升力系统对民用飞机气动特性、飞行品质、安全性、节能和噪声等绿色航空技术的实现有重要影响。

中国现有飞机高升力系统增升减阻方法(如单、双和三开缝襟翼)受翼面开缝缝隙、运动结构和机上空间等方面限制,难以满足新一代或未来飞机高效增升和降噪等需求;集中共轴驱动传动形式一旦出现机械传动系统卡阻或断裂故障,襟

收稿日期: 2022-05-14; 退修日期: 2022-06-01; 录用日期: 2022-07-12; 网络出版时间: 2022-07-22 16:31

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/IS1/727516>

* 通信作者: E-mail: magj006@avic.com

缝翼将丧失收放功能,不能实现翼面重构,降低了飞机生存力和安全性;飞机各控制系统大都由独立计算机控制,不易实现飞机多翼面交互共享控制,各独立控制系统较难实现翼面重构,进而难以提升飞机生存力和安全性;智能化技术的应用程度不高,不能实现故障的在线监测和预判,特别是对于一些隐蔽性故障,只有故障发生时才能发现,严重影响飞机派遣率和飞行安全;先进材料技术的应用程度较低,导致飞机重量偏重、燃油增加、经济性和环保较差,需进一步增加先进(复合)材料的应用。现有高升力系统存在的技术限制和约束很难满足绿色航空的高效增升、节能和降噪等要求,为此迫切需要开展新技术研究。

1 新一代飞机高升力系统先进技术分析

目前新一代飞机F/A-18改装型、F111任务自适应机翼飞行演示验证、A320Neo、A350XWB和B787等飞机均采用了大量先进技术,有效改善了飞机升阻比、减重、降噪、经济性、安全性和起降性能。如F/A-18改装主动柔性机翼项目中采用副翼和前缘襟翼的偏转改变柔性机翼上的气动力,在不改变机翼重量的前提下降低机翼扭转变形,达到提高滚转性能的目的^[7];SARISTU智能机翼和湾流III试车机上的ACTE变形襟翼项目中采用自适应前缘下垂、变弯度后缘襟翼,实现了机翼减阻、降噪、减重的集成设计和预期试验效果^[7]。F111任务自适应机翼飞行演示验证(MAW)项目中通过采用光滑前缘和后缘变弯度机翼获得巡航、机动性能的较大改善^[8]。

本文重点对新一代飞机A320Neo、A350XWB和B787等飞机高升力系统中采用的新技术展开分析。

1.1 封闭式下垂前缘襟/缝翼技术

空客A350XWB采用前缘下垂襟翼(如图1(a)所示)和封闭前缘缝翼(如图1(b)所示),B787采用封闭式克鲁格襟翼和封闭前缘缝翼。在起飞和降落时前缘下垂襟翼、封闭式克鲁格襟翼和封闭前缘缝翼伸出增加了机翼的弯度。与其他缝翼不同的是封闭式克鲁格襟翼和前缘下垂襟翼一样,与前缘缝翼固定翼面之间没有缝隙,这一设计虽

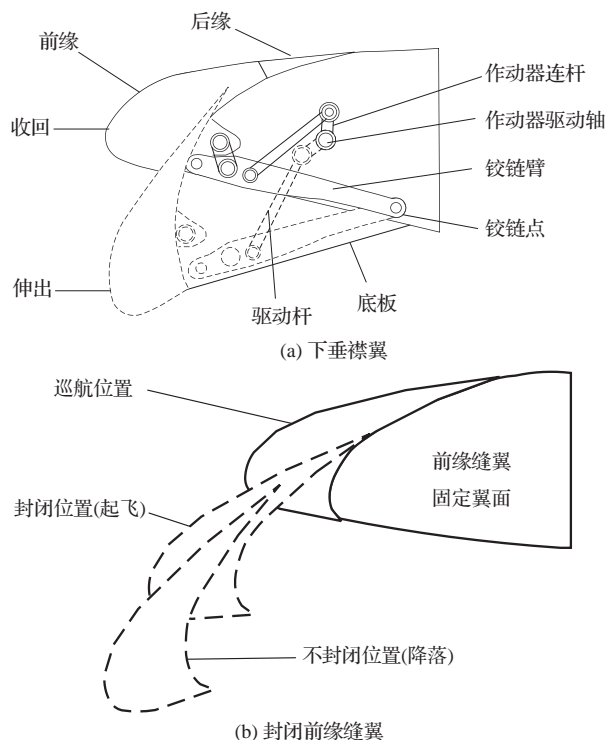


图1 A350XWB下垂襟翼和封闭前缘缝翼机构

Fig. 1 A350XWB sagging flaps and closed leading edge wing mechanism

会导致升力的轻微损失,但会明显减轻在这一区域内前缘的阻力,提高了升阻比,优化了飞机在起飞和爬升阶段的性能^[2]。B787封闭式克鲁格襟翼和封闭前缘缝翼在起飞状态有小缝隙,降落状态会产生更大缝隙,缝隙会产生明显的阻力;而封闭前缘缝翼与前缘缝翼固定翼面之间形成完整的封闭起飞构型。对于前缘增升装置下垂襟翼比克鲁格襟翼升阻比高。封闭构型提升了起飞和爬升阶段的最大升阻比,减少低速阻力3%^[9],为飞机下降和着陆阶段大攻角提供失速保护。

1.2 自适应下沉式铰链襟翼和扰流板下偏技术

A350XWB飞机襟翼驱动机构使用了自适应下沉式铰链襟翼(如图2所示),使襟翼运动机构复杂度变小,重量变轻。下沉式铰链襟翼面临的一个挑战就是要控制扰流板后缘与襟翼之间的缝隙,如果间隙过大将导致襟翼附着层气流产生紊流,降低飞机的升阻比^[2]。

A350XWB采用扰流板下偏技术,扰流板下垂一方面增加机翼弯度,另一方面减小扰流板后

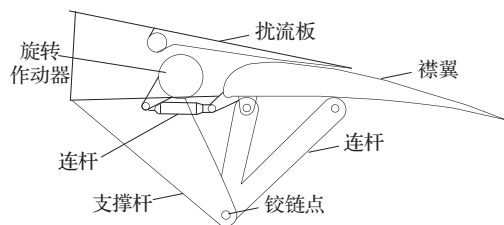


图2 A350XWB下沉式铰链襟翼和扰流板下偏构型
Fig. 2 A350XWB drop-down hinge flap and spoiler offset configuration

缘和襟翼之间的缝隙,优化了飞机翼面层流,提升了升阻比^[10]。

1.3 后缘襟翼变弯度技术

在巡航阶段巡航速度一定的情况下,随飞机燃油消耗重量减小,对传统采用固定翼型的飞机升力系数往往变化不大,为降低燃油消耗,一般会通过增加巡航高度降低飞行阻力、提高经济性,但这种方法无法使飞机的气动载荷分布、升阻效率和燃油消耗等达到最优^[11]。A350XWB飞机采用后缘襟翼变弯度技术,通过内外襟翼差动(如图3示)改善巡航阶段的升力分布形状,减小翼根弯矩及机翼应力疲劳,减轻了机翼结构重量;还利用襟翼差动控制技术实现了横滚辅助配平功能^[2]。当飞机出现横向燃油不平衡、单发动机失效或单副翼作动器连杆断裂故障时,通过电机控制器控制电机驱动主动差动齿轮箱,实现外侧襟翼上下偏转,辅助左右副翼实现对飞机配平的功能,实现了非标准飞行条件下飞机总体收益约10%、巡航条件下飞机总体收益1%~3%的效果。

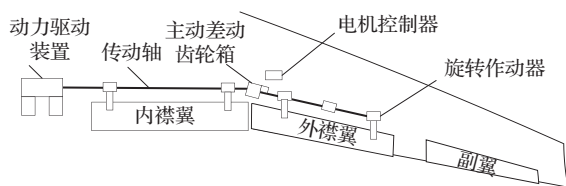


图3 A350XWB襟翼系统构型
Fig. 3 A350XWB flap system configuration

1.4 电子力矩限制技术

为满足飞机的安全性要求,传统高升力系统普遍采用集中驱动、长线系传动、多点作动的机械式同步构架,为减少并限制襟翼结构及承受的载

荷多采用机械式力矩限制器,然而机械式力矩限制器的复杂结构提高了高升力驱动系统的整体重量及操作、维护成本;此外还有一个缺点是机械式力矩限制器是无源元件,不能在飞机上测试。

A350XWB高升力系统缝翼中采用了电子力矩限制技术对线系传动载荷进行实时监测监控,不仅提升了系统制动响应能力,还可采取主动安全控制策略,取消了机械式力矩限制,降低了机械传动线系的传动力矩峰值,减轻了机械传动线系的结构重量,使作动系统重量更轻,同时具备健康管理功能,进一步提升了民机高升力系统的测试性和安全性^[2]。

1.5 电池动力驱动技术

A320Neo飞机为解决高升力系统短时大功率需求带来的飞机供电/供压过冗余设计问题,采用能量储存的双通道电机驱动技术^[2]。能量储存是通过配置两个28 V锂电池,运用直流转交流、交流转直流功率转化方式实现270 V直流无刷电机的驱动。能量储存是当高升力系统不工作时由机上28 V直流电源系统供电,当高升力系统工作时由机上28 V直流电源系统和能量储存共同供电,可有效解决短时瞬时峰值大功率的需求。A320Neo飞机高升力系统两台动力驱动装置(PDU)因采用能量储存电池质量增加43.2 kg,降低了对机上电源功率需求而减轻飞机电源系统总体质量106 kg,实现了飞机总体减重62.8 kg;同时A320Neo动力驱动装置功率为10 kW,而A350动力驱动装置功率为30 kW,A320Neo动力驱动装置功重比显著提升,应用该技术将会带来显著收益。

2 民用飞机高升力系统发展趋势

运用TRIZ(Theory of Inventive Problem Solving)动态性进化创新理论^[12]及基于知识的、面向人的发现问题的系统化方法学^[13],根据欧美国家面对改善飞机环保性能、实现绿色航空的迫切需求,立足高升力系统向综合化、多电/全电化和智能化方向发展趋势,从功能、控制方式、机翼和运动机构、材料及智能化程度等维度构建了下一代或未来民用飞机高升力系统的发展趋势(如图4所示),确定了下一代或未来民用飞机高升力系统的发展方向。

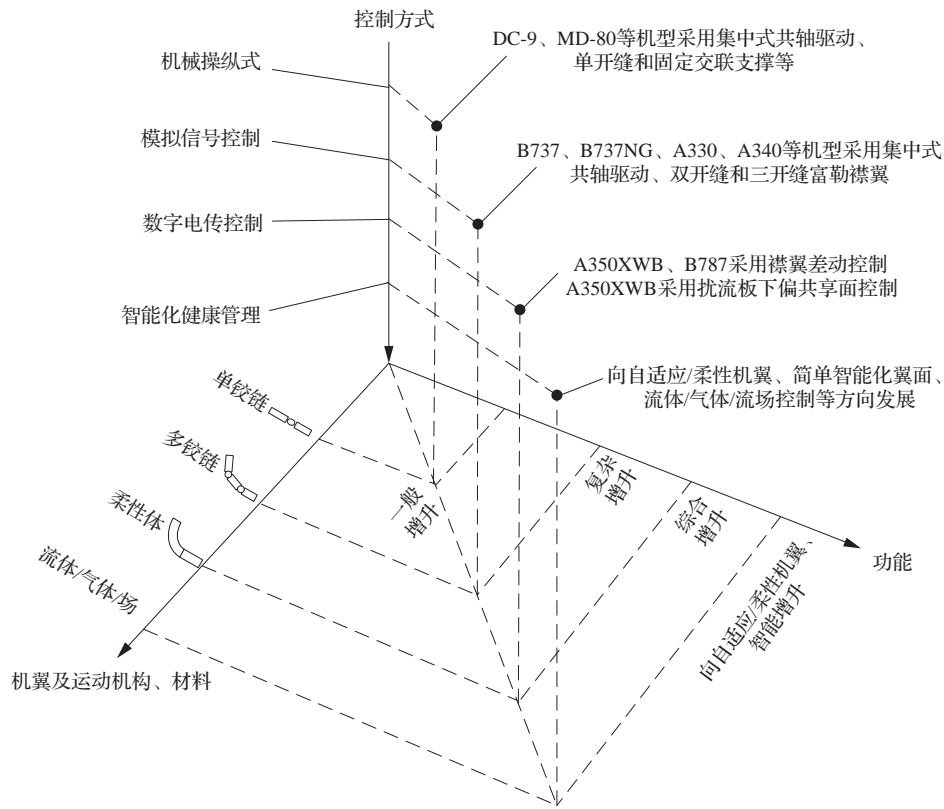


图4 民用飞机高升力系统先进技术发展趋势

Fig. 4 Development trend of advanced technology of high-lift system of civil aircraft

2.1 精细化增升和智能增升

经研究发现飞机高升力系统增升功能大致历经了一般增升、复杂增升和综合增升,正向精细化增升和智能增升方向发展。

1) 一般增升和复杂增升

一般增升指由简单襟翼发展成开缝襟翼和富勒襟翼的一种增升方式,该类增升装置结构简单但空气动力学性能较差,最大升力系数为2.0~2.5。

复杂增升为追求良好的气动性能,后缘增升装置由单开缝富勒襟翼发展到双、三开缝富勒襟翼;前缘增升装置由固定、开缝形式发展到两个、3个位置的缝翼和变弯度克鲁格襟翼,但使其结构复杂性大大增加,其最大升力系数超过3。

2) 综合增升

综合增升是指通过襟翼差动控制或控制面共享等方式达到翼面整体优化、降低结构复杂性和减重的目的并实现增升功能。该类增升装置除了实现基本增升功能外还拓展了以下功能:

① 翼型控制、辅助滚转配平和应急着陆功能

起飞阶段可实现外襟翼偏角大于内侧襟翼,使机翼展向载荷呈椭圆形分布,有利于减少起飞时机翼变形量,减少阻力,改善气动性能;巡航阶段可实现内襟翼偏角大于外襟翼,将升力合力向翼根偏移,降低机翼翼根弯矩、机翼应力疲劳、机翼质量、飞行阻力,提高升阻效率并降低燃油消耗。

当飞机出现横向燃油不平衡、单发动机失效或单副翼作动器连杆断裂故障时辅助左右副翼实现对飞机配平的功能。

当飞机液压系统全部失效或发动机全部失效时,通过内外襟翼差动控制,由机上电源或冲压涡轮(RAT)供电,经主动差动齿轮箱驱动外侧襟翼运动实现应急着陆功能,确保飞机飞行安全。

② 扰流板共享控制功能

随着电传飞机概念的提出,先进大型民用飞机在主飞控、高升力和自动飞行等飞行控制系统之间的边界划分也越来越模糊,整个飞行控制系统呈现高度集成化发展趋势。

文献[14]中提及 A380 和 B787 飞机主飞控计算机集成了自动飞行和高升力等功能,并应用了控制面共享技术(如图 5^[14]所示),即主飞控系统和高升力系统都参与对方的控制;主飞控系统的扰流板与高升力系统中襟翼机构联合运动实现了扰流板下偏,减小扰流板和翼面间的缝隙,减少了机翼表面紊流影响,提升了升阻比和飞行效率,优化了飞机的气动性能。

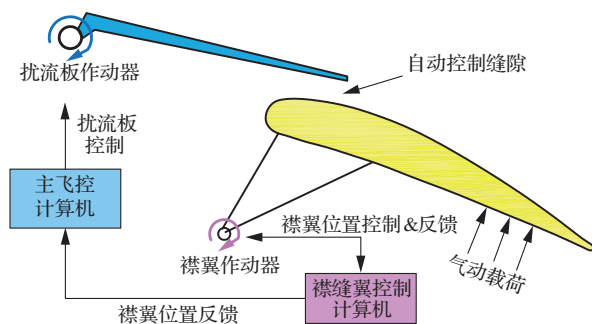


图 5 控制面共享技术^[14]

Fig. 5 Control surface sharing technology^[14]

3) 精细化增升

精细化增升是指在整个飞行包线中通过机翼自适应技术改变飞机机翼构型、用流体控制方式改善翼面层流和气动载荷或使气动力产生升力等获得最佳状态的一种增升方式,以达全面提高飞行性能、降低燃油消耗和减重的目的。

通过控制面偏转增大机翼有效弯度或提高在机翼后缘上表面附近的开缝吹气机翼环量提升飞机升阻比的传统高升力系统会在重量和飞机维护方面付出较大的代价,采用传统增升减阻方法(如单、双和三开缝式襟翼)在提升气动特性、解决机翼层流等气动问题方面存在不足或受到限制,而流动控制技术为其提供了一种有效解决途径。

高升力系统的流动控制技术分为被动和主动控制技术。被动控制具有无须外部能源、技术相对简单、制造成本较低及技术成熟度高等优点;相对于被动控制,主动控制还处于研究阶段。国外研究成果(如图 6^[15]所示)中运用压缩空气、高速开关电磁阀和作动腔实现对压缩空气的控制,改善了机翼表面低动量流体与分离区边缘高动量流体的高效混合并将高动量流体逼近机翼表面,使机翼附面层不易分离,从而改善机翼表

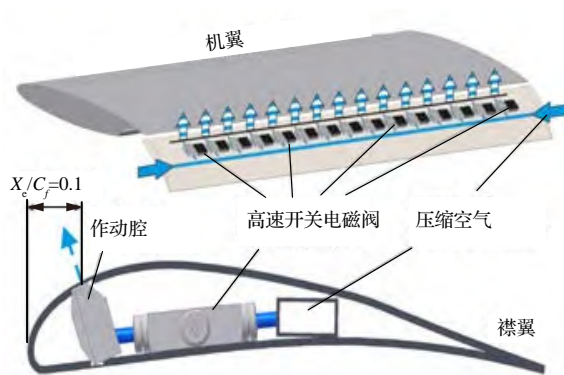


图 6 主动流动控制技术示意图^[15]

Fig. 6 Schematic diagram of active flow control technology^[15]

面的紊流,达到增加升力、减小阻力、改善流场和降低噪声的目的。

4) 智能增升

智能增升是通过内部联动装置驱动控制使翼面以连续、光滑、无开缝的状态实现机翼变弯度,采用消除缝隙的柔性智能变弯度机翼,能随环境和升力需求变化而变化的一种智能增升方式。可实现巡航变弯度、阵风载荷减缓功能,减少飞行阻力和燃油消耗,降低噪声,是未来绿色航空的发展趋势之一。

2.2 集成健康管理和能源负载自适应的智能化控制

通过对国内外飞机高升力系统的研究发现,高升力系统的发展先后经历机械操纵控制、模拟信号控制和数字电传控制 3 个阶段,正向集成健康管理和负载自适应的智能化控制方向发展。

2.2.1 机械操纵控制

随飞行速度和起飞重量的不断增大,襟/缝翼上的气动载荷增加,人力已难以直接操纵襟/缝翼偏转。为解决该问题采用了机液伺服原理,通过钢索驱动液压阀,不需直接驱动翼面气动载荷便可轻松地操纵襟/缝翼收放。液压驱动具有输出功率大、成熟可靠的特点,成为普遍的传统驱动形式。B707、B727、B737、B747、B757、B767 和 A-300 等机型在后缘襟翼系统采用机械操纵的阀控液压马达驱动方案。但液压驱动存在系统结构复杂、

控制灵活性差等问题;当钢索系统发生卡阻、断开故障时为保证整套系统的安全性及工作可靠性,还需设置失效-安全保护措施及备用操纵方案。

2.2.2 模拟信号控制

早期的图-154、伊尔-76、运-7和运-8等飞机采用微动开关和继电器控制实现襟缝翼收放,这种方式被定义为模拟信号控制。B737新一代飞机在B737传统型飞机模拟信号控制方式基础上增加了一套简单电气闭环控制系统,该系统同样采用模拟电路实现襟/缝翼收放功能,具有不对称、超速等保护功能及襟翼载荷限制和自动缝翼等功能,进一步提高了系统的安全性和可靠性。但该类控制方式存在微动开关触发不可靠的问题,易发生襟缝翼到位不停止的典型非指令运动故障,危及飞行安全。

由于这种简单电气闭环控制系统不是完全闭环位置控制系统,襟缝翼位置控制需驾驶员一直关注襟缝翼位置显示值并判定是否襟/缝翼到位“停止”。该类高升力系统方案不符合民用适航规章CCAR25(FAR25)中25.697条“升力和阻力装置及其操纵器件”、25.777条“驾驶舱操纵器件”、25.779条“驾驶舱操纵器件的动作和效果”、25.781条“驾驶舱操纵手柄形状”等规定的有关要求,适航性较差。

2.2.3 数字电传控制

现代飞机高升力系统普遍采用数字电传控制技术,实现了系统功能综合并具有完善的冗余配置和管理,代表机型有B777、空客A320、ARJ-21和C919等。

数字电传控制同机械操纵控制和模拟信号控制等方式相比,具有以下优点:

1) 可实现襟翼/缝翼/扰流板的综合管理

当缝翼卡阻时可操纵襟翼,当襟翼卡阻时可操纵缝翼,降低了襟/缝翼不能收放的概率,提高了飞机安全性和生存力。

通过电传控制可实现扰流板下偏和襟翼联动控制,减小扰流板后缘和襟翼前缘之间的缝隙,提高升力,简化襟翼运动机构复杂性,降低噪声。

2) 增强边界保护功能

当飞机迎角过大且处于低速条件时缝翼自动伸出,在飞机爬升阶段飞行速度过高时襟翼自动收回,防止襟翼过载,改善爬升性能。

3) 提高系统安全性

具有完善的故障保护功能,使不对称(Asymmetry)、跑偏(Runaway)、超速(Overspeed)、回吹(Blowback)和失去襟翼等故障的发生概率低于 $10^{-9}/h$,提高了安全性。

2.2.4 智能化健康管理

20世纪90年代后期,对民航客机在现有维修、维护技术基础上提出了健康管理系统并研制了机载与地面监测设备一体化集成的健康管理综合系统^[16]。目前B777、B787和A380等机型民航客机均采用了健康管理系统。随着自修复飞控系统技术的发展,融合了自主式维修诊断和控制律重构等策略的飞机维修与诊断技术进一步得到了提升^[17]。中国南方航空公司设计的远程诊断系统、东方航空公司开发的无线QAR(飞机机载记录系统中的快速存储装置)及中国国际航空公司在新一代B737、B777等机型上应用的健康管理系统可对飞机各个飞行阶段的飞行参数等实施在线健康状态监测。中国民航客机健康管理技术正经历积极地探索和实践,预计21世纪民用飞机的健康管理系统将得到较为普遍的应用和推广,同时也会向着智能化、集成化和实时性方向发展,进而提升飞机飞行安全、维护效率,降低运行成本。

目前高升力系统也正通过在机械传动线性系统中设置数量合适的传感器在线收集系统各个工作点的工作力矩及运转速度等参数(如图7所示),通过建立系统卡阻、断开等失效模式的诊断模型分析系统的运行参数,可识别系统的各类故障,从而取消或部分取消大量的机械式故障保护装置。

为此下一代或未来飞机高升力系统会向着具有健康管理功能的智能化方向发展。

2.2.5 能源负载自适应

基于飞机综合性能的提高、航电和机载用电设备的类型和数量不断增加及多电/全电飞机概念的提出,特别是多电/全电飞机大功率用电设备的增加,采用传统配电方式会存在配电系统功

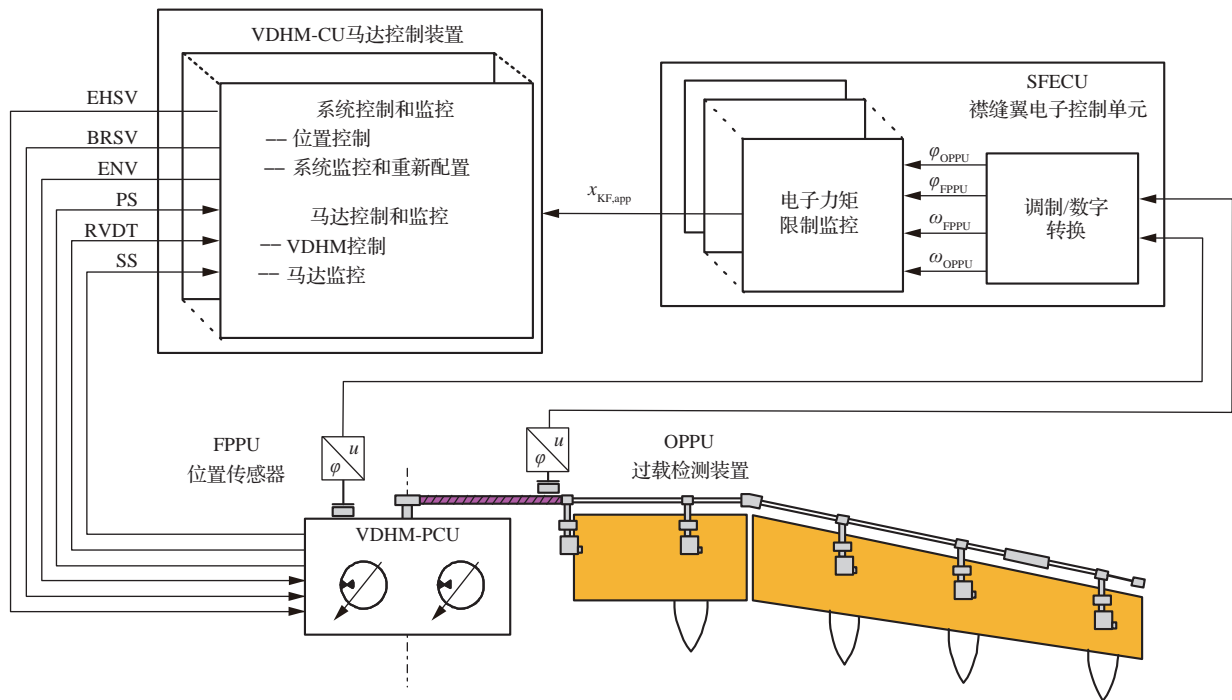


图 7 高升力系统的故障诊断原理

Fig. 7 Fault diagnosis principle of high-lift system

率和重量偏大、手动管理增加驾驶员负担及驾驶舱拥挤等问题,为解决该问题,美国空军研究实验室(AFRL)针对下一代飞机提出了综合能源管理技术(Invent)和能量优化概念。

高升力系统的工作特点为短时反复工作、伸出/收回工作瞬时功率需求大。经研究发现高升力系统瞬时功率为主飞行控制系统功率的3倍以上,在飞机设计初期为满足高升力系统短时工作所需的瞬时峰值功率需求,飞机液压或电力通常只能按短时最大功率需求设计,这样会造成飞机工作时其输出功率往往过冗余,同时因液压或电力过冗余设计导致飞机重量增加。

为解决上述问题,A350XWB飞机采用变排量马达技术,通过对电液伺服阀的控制按预设控制律调节液压马达的排量,从而使动力驱动装置的输出力矩自动适应负载的变化。采用该负载自适应技术使系统流量需求从传统方案的160 L/min减小到80 L/min(如图8^[18]所示),功率消耗从92 kW减小到46 kW。动力驱动装置质量减小15 kg,液压系统质量(飞机级)减轻130 kg,瞬时流量需求减少约50%;A320Neo飞机为解决瞬时功率需求过大

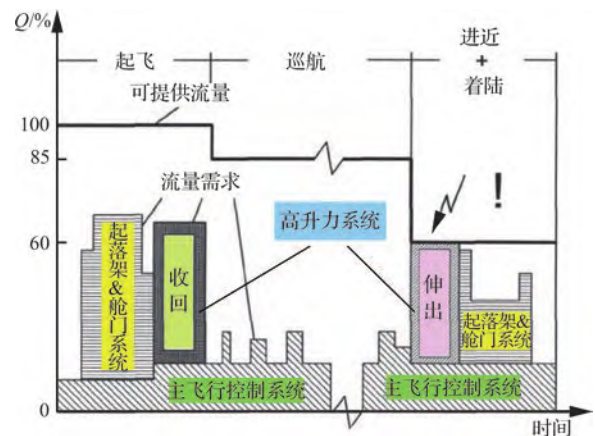

 图 8 飞机系统的流量需求包线^[18]

 Fig. 8 Flow requirement package line of aircraft systems^[18]

问题,采用了带有能量储存的双电机驱动方式(如图9^[19]所示),其能量储存采用锂电池,当系统瞬时功率需求增大时系统由能量储存的锂电池提供动力,更为关键是采用该技术可减轻飞机总体重量。

下一代或未来飞机高升力系统会依据高升力系统短时工作、瞬时功率大的特点向驱动装置负载自适应、能源智能化管理等方向发展。

Fig. 9 Battery energy storage power drive principle^[19]

经对国内外典型飞机翼面研究发现为降低机翼结构复杂性和噪声,其翼面结构形式逐渐从固定式单开缝、结构复杂的三开缝和双开缝逐渐向无开缝或智能柔性机翼方向发展;其运动机构历经固定铰链+圆弧轨道、四连杆+钩行滑轨、复杂四连杆+钩行滑轨、倒置四连杆+连杆滑块和简单铰链+齿轮齿条阶段向简单智能化柔性机翼(含运动机构)方向发展(如图10所示);其翼面智能化程度由传统开缝式襟缝翼、分布式驱动机翼、变弯度机翼和自适应机翼向智能柔性机翼方向发展。传统开缝式襟缝翼已被熟知,不再赘

2.3.1 分布式驱动机翼

传统民用飞机高升力系统多采用“集中驱动,共轴传动”架构,采用该类架构可通过机械传动系统保证其同步性,但带来的问题是当机械传动系统出现卡阻或断裂故障时系统会将机械传动系统制动并保护在当前位置,一旦系统制动将不能进一步对故障状态的故障重构,只能进行无襟翼着陆,危及飞行安全;同时传统固定翼飞机改变翼面空气流动一般是通过襟翼、缝翼和扰流板的变形实现的,但用于实现其变形的运动机构机械结构较为复杂,操纵时易产生翼面震动和噪声且效率低下^[20]。研究人员从仿生学的角度出发,通过对鸟类飞行的观察及研究提出了变形翼概念^[21]。正是基于传统高升力系统存在的上述问题和变形翼概念的出现,一种高升力系统分布式驱动方案(如图 11 所示)应运而生。高升力系统分布式驱动方案中每块襟翼均采用独立驱动,通过高升力系统控制和驱动既可实现各块襟/缝翼之间的同步运动,也可实现左右侧襟翼的差动运动。分布式高升力系统可根据飞行高度、空速及载荷情况实现飞机襟/缝翼伸出/收回,从而获得最佳翼形,进而

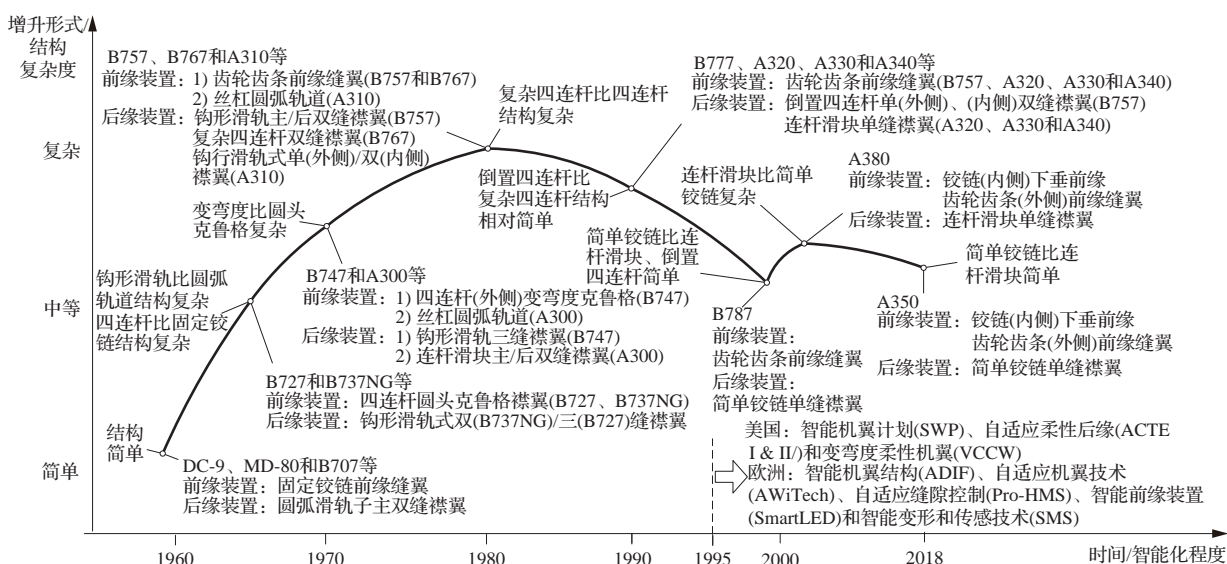


Fig. 10 Development trend of wing plane/movement mechanism

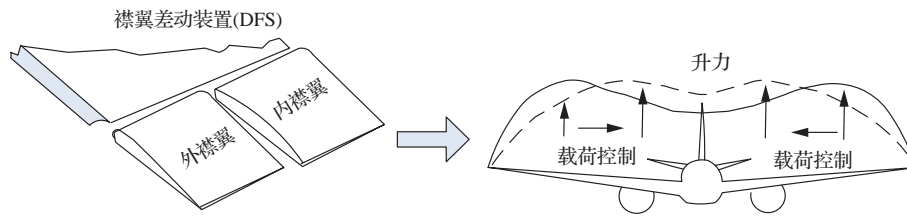


图 11 分布式驱动原理图

Fig. 11 Distributed drive schematics

提高飞机气动性能,降低飞行阻力,更甚至可参与横滚控制,极大地提高了高升力系统功能拓展及操纵灵活性和安全性。

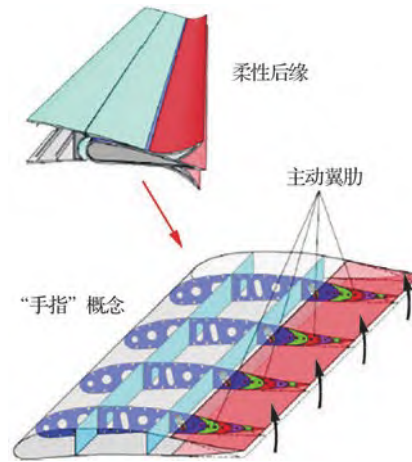
2.3.2 变弯度机翼

随着下一代民用飞机对绿色航空的迫切需求,可变弯度机翼作为创新性飞机结构技术已经被广泛研究。对于传统高升力系统,缝隙和台阶导致高速气流与结构尖锐部分的摩擦,在起飞和降落过程中容易引起较大噪声^[22]。层流状态对机翼气动表面质量要求非常严格,前缘关键区域极小的台阶和缝隙都有可能破坏层流的状态。而无缝、光滑的变弯度机翼前缘能较好地满足该要求,可有效降低巡航阻力、噪声及燃油消耗。

目前代表民用飞机最新技术应用的 A350XWB 和 B787 飞机采用机翼变弯度、载荷控制等先进技术实现了提高升阻比、减重、降低燃油消耗及碳排放并提高经济性的目的,其中波音 B787 采用机翼后缘变弯度设计,减少的巡航阻力等效于节省约 340~450 kg 的质量;A350XWB 飞机分别采用巡航变弯度、载荷控制和增升功能实现了飞行阻力减少 2% 的效果,等效减重约 500 kg。

2.3.3 智能柔性自适应机翼

Kota 等^[23]借助美国空军实验室基金支持,基于 NACA63418 采用柔性机构研制了可变弯度前缘柔性结构,风洞试验表明采用柔性机翼技术可提高约 51% 的升阻比和约 25% 的升力系数。Monner^[24]提出了“手指”型机翼变形概念(如图 12^[20]所示),这种柔性机翼结构既可实现沿弦向变形,也可沿展向差动变形,最终实现了机翼的自适应变形扭转。黄建^[25]提出了一种新型零泊松比蜂窝结构变弯度机翼结构,解决了变弯度机翼中蒙皮、支撑驱动结构间的协调变形问题。

图 12 “手指”变弯度概念^[20]Fig. 12 Concept of “finger” variable camber^[20]

传统飞机常规襟翼一般采用系列化机型研制,以加长型作为优化的特定机型,对乘客数量少的需求只好采用尺寸较大、重量较重的特定机型改型,其结果就是增加了客座的重量和燃油消耗,且因起飞重量较大一定程度上会增加着陆费用,而采用自适应机翼的飞机将比传统常规机翼更易实现飞机不同阶段、不同载荷条件下的机翼适应性变形,其变形更加灵活,更加适合飞机后续改型的需要。

1985 年至今欧美国家开展了智能机翼结构(ADIF)、智能前缘装置(SmartLED)、智能高升力装置(SADE)和智能变形与传感技术(SMS)等智能机翼方向的研究;德国航空航天研究院针对未来运输类飞机开展了 SmartLED 研究,实现了下偏 20° 的变形要求;德国 Fraunhofer 研究院依托欧盟洁净天空计划开展了支线飞机机翼连续变弯度技术研究并完成了地面演示验证;欧盟针对下一代民机高升力系统在 7 个框架计划中提出智能前缘下垂机翼概念,目的是实现前缘增升装置的无缝柔性变形,减少飞行阻力、降低噪声。

随着智能材料、驱动结构和控制技术的发展,欧洲开展了柔性后缘可变形机翼的设计和制造研究^[26-27]。一般需从功能材料、新型结构、机械机构变形优化、柔性材料和先进的高效驱动装置、先进传感器和飞行控制等方面综合评估后才会获得自适应机翼的正向收益^[20,28-29]。高升力系统是用于实现翼面动作的控制、驱动和作动的系统,随着智能柔性自适应机翼技术提出,会较大程度上改变传统高升力系统的控制、驱动、作动方式,也给下一代或未来飞机高升力系统提出新的技术挑战。

为此下一代或未来飞机可能逐渐向着真正意义上的全封闭构型智能柔性机翼方向发展,从而使飞机在不同飞行阶段获得最佳气动翼型及

降噪等正向收益。

2.4 复合材料应用技术

21世纪以来,美国波音公司和欧洲空中客车公司分别在新型飞机上大量采用先进的复合材料,并取得较大的收益。最新一代的民用客机B787应用的铝合金材料占比约20wt%,先进复合材料占比高达50wt%;A380飞机应用的先进复合材料占比也达到了25wt%^[30]。由A380到A350XWB飞机其复合材料占比由25wt%提升到了53wt%,首次实现了复合材料应用量超过金属材料使用量^[31]。B787和A350XWB的材料组成如图13所示。

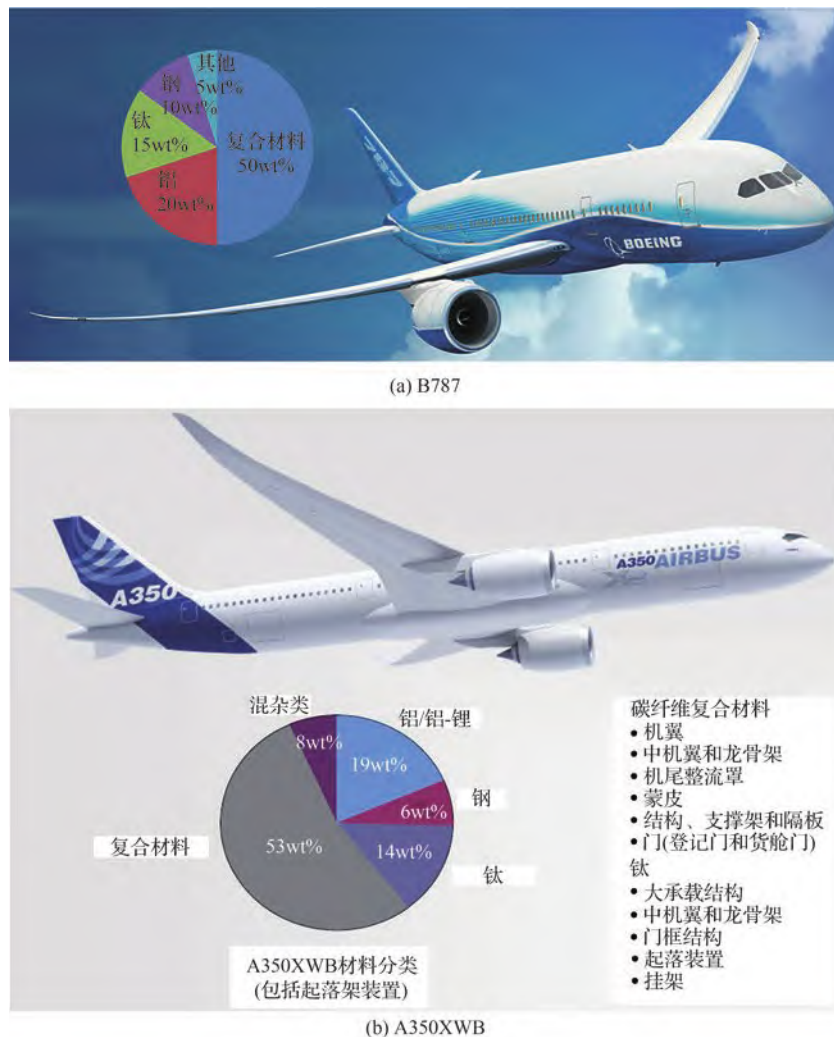


图13 B787和A350XWB材料组成

Fig. 13 B787 and A350XWB material compositions

B787、A350XWB 飞机的高升力系统采用复合材料扭力管和柔性万向节(如图 14 所示),其零件数量得以大大减少,飞机总体重量得以减轻,同时也改善了飞机的维护性及环境适应性。

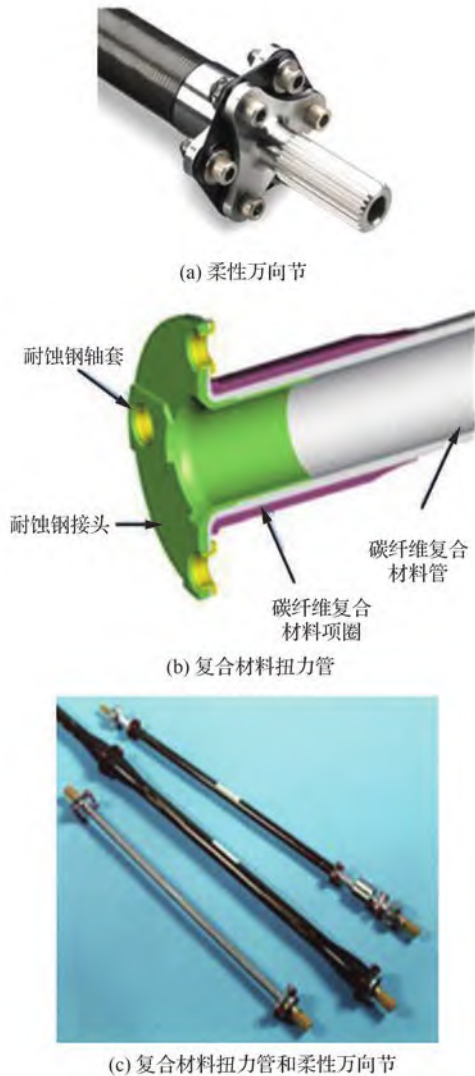


图 14 复合材料扭力管和万向节

Fig. 14 Composite material torque tubes and universal joints

通过以上一系列的设计 A350XWB 大修间隔时间得以延长,定期维修次数减少,大大降低了 A350XWB 机体维修的直接使用成本, A350XWB-800 维修成本比 A330-200 降低约 15%^[32]。

3 结 论

通过对国外新一代飞机采用的典型先进技术分析研究推演出下一代或未来飞机高升力系统应向着集成健康管理和能源负载自适应、智能柔性自适应机翼、智能增升和多复合材料应用的方向发展,一定程度上会带来以下 4 个方面的收益,也带来新的挑战。

1) 增升功能拓展、增升效率提升和降噪

通过采用襟翼差动、分布式驱动和智能柔性变弯度机翼等技术可拓展翼型控制、翼面载荷控制、辅助滚转配平和阵风载荷减缓等功能,改变机翼构型和机翼载荷、改善翼面层流和机翼承载;通过精细化增升等技术改善机翼表面的紊流,达到增升减阻的目的;通过智能柔性自适应机翼等技术实现机翼无缝或光滑变弯度,降低巡航阻力和噪声。

2) 智能健康管理和安全性提升

运用数字电传控制和智能化健康管理等技术可增强系统边界保护功能,实现系统在线故障预判、故障自主式修复和故障重构等,提升飞机飞行安全性和维护效率。

3) 能源负载功率需求优化和减重

运用能源负载自适应等技术减少负载高升力系统对机上能源系统瞬时大功率的需求,降低飞机能源系统功率冗余设计,减轻飞机能源系统总体重量。

4) 复合材料应用的减重和维修性提升

先进复合材料的大量应用可减少零件数量、减轻飞机总体重量、提高飞机维护性、改善环境适应性。

随着襟翼差动、智能柔性自适应机翼、健康管理、能量负载自适应和智能增升等技术的出现和应用,一定程度上产生了一些新的或者颠覆性的传统高升力系统控制、驱动、传动和作动方式,其技术实现上也会有新的挑战;随着新复合材料的应用会在复合材料与金属、复合材料间的夹心结构设计、可靠连接方式、复合材料工程化应用工艺、复合材料各类失效破坏特性、判定准则和试验验证方法及环境适应性等方面产生新的挑战。

参 考 文 献

- [1] 李攀. 绿色航空: 飞机系统的发展趋向探讨[J]. 黑龙江科技信息, 2013(11): 134.
LI Z. Discussion on the development trend of green aviation-aircraft system [J]. Heilongjiang Science and Technology Information, 2013(11): 134 (in Chinese).
- [2] 孙侠生. 绿色航空技术研究与进展[M]. 北京: 航空工业出版社, 2020.
SUN X S. Research and progress of green aviation technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2020 (in Chinese).
- [3] 林明, 蔡增杰, 朱武峰. 从绿色航空试论飞机系统的发展趋向和几点思考[J]. 液压气动与密封, 2012, 32(10): 1-5.
LIN M, CAI Z J, ZHU W F. Discussion and considerations on the development trend of aircraft system from the green aviation [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2012, 32(10): 1-5 (in Chinese).
- [4] 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, 71.
XU X R, SUN J S. Summary on the elevating system of civil aeroplane [J]. Manufacture Information Engineering of China, 2011, 40(19): 61-63, 71 (in Chinese).
- [5] 刘沛清, 李玲. 大型飞机增升装置气动噪声研究进展[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(1): 1-10.
LIU P Q, LI L. Development of investigation on high-lift device noise for large aircrafts [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2019(1): 1-10 (in Chinese).
- [6] 李伟鹏. 大型客机增升装置噪声机理与噪声控制综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3): 372-384, 409.
LI W P. Review of the mechanism and noise control of high-lift device noise [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(3): 372-384, 409 (in Chinese).
- [7] PENDLETON, FLICKP, PAULD, et al. The X-53 A summary of the active aeroelastic wing flight research program[C]// 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007.
- [8] Hall J M. Executive summary AFTI/F-111 mission adaptive wing: WRDC-TR-89-3083[R]. Wright-Patterson Air Force Base: Wright Research and Development Center, 1989.
- [9] 胡挺, 王晓春, 任盈盈. 空客 A350 和波音 787 的对比研究[J]. 企业技术开发, 2015, 34(35): 54-56.
HU T, WANG X C, REN Y Y. Comparative study on airbus A350 and boeing 787 [J]. Technological Development of Enterprise, 2015, 34 (35): 54-56 (in Chinese).
- [10] 马援. 强调性能优势旨在后来居上空客精心设计 A350XWB[J]. 国际航空, 2007(8): 15-17.
MA Y. Some design details of A350XWB [J]. International Aviation, 2007(8): 15-17 (in Chinese).
- [11] 李丽雅. 大型飞机增升装置技术发展综述[J]. 航空科学技术, 2015, 26(5): 1-10.
LI L Y. Review of high-lift device technology development on large aircrafts [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(5): 1-10 (in Chinese).
- [12] 夏盛来, 何景武. TRIZ 理论在飞机结构设计中的应用研究[J]. 机械设计与制造, 2008(12): 57-59.
XIA S L, HE J W. Applying research of TRIZ theory in airplane structural design [J]. Machinery Design & Manufacture, 2008(12): 57-59 (in Chinese).
- [13] 檀润华. 创新设计: TRIZ: 发明问题解决理论[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002: 1-2.
TAN R H. Innovative design: TRIZ: Theory of inventing problem solving [M]. Beijing: China Machine Press, 2002: 1-2 (in Chinese).
- [14] 石鹏飞, 谭智勇, 陈洁. 先进民机飞控系统发展的需求与设计考虑[J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(3): 237-247.
SHI P F, TAN Z Y, CHEN J. The development requirement and design considerations for advanced civil aircraft flight control system [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2018, 48(3): 237-247 (in Chinese).
- [15] CIOBACA V, WILD J. An overview of recent DLR contributions on active flow—Separation control studies for high-lift configurations [J]. Journal Aerospace Lab, 2013 (6): 1-11.
- [16] 景博, 黄以锋, 张建业. 航空电子系统故障预测与健康管理技术现状与发展[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2010, 11(6): 1-6.
JING B, HUANG Y F, ZHANG J Y. Status and perspectives of prognostics and health management technology of avionics system [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2010, 11(6): 1-6 (in Chinese).
- [17] REEDE, SCHUMANN J, MENGSHOELO. Verification and validation of system health management models using parametric testing: AIAA 2011-1445[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [18] BIEDERMANN O, GEERLING G. Power control units with secondary controlled hydraulic motors—A new concept for application in aircraft high lift systems[C]// Recent Advances in Aerospace Hydraulics. 1998: 24-25.
- [19] LAMMERING T, SAUTERLEUTE A, HAUBER B, et al. Conceptual design of a battery-powered high lift system for single-aisle aircraft[C]// 52nd Aerospace Sci-

- ences Meeting. Reston: AIAA, 2014.
- [20] 倪迎鸽, 杨宇. 自适应机翼翼型变形的研究现状及关键技术[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 297-308.
- NI Y G, YANG Y. Research on the status and key technology in morphing airfoil of adaptive wings [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 297-308 (in Chinese).
- [21] VASISTA S, TONG L Y, WONGK C. Realization of morphing wings: amultidisciplinary challenge[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1): 11-28.
- [22] SATTI R, LI Y B, SHOCK R, et al. Computational aeroacoustic analysis of a high-lift configuration[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.
- [23] KOTA S, HETRICK J A, OSBORN R, et al. Design and application of compliant mechanisms for morphing aircraft structures[C]// Smart Structures and Materials 2003: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. San Diego: SPIE, 2003: 24-33.
- [24] MONNER H P. Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures[J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(7): 445-455.
- [25] 黄建. 新型零泊松比蜂窝结构力学性能及其变弯度机翼应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- HUANG J. Mechanical performances of Anovel honeycomb design with zero Poisson's ratio anditsapplicationin-camber morphing wings[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 (in Chinese).
- [26] DEGASPARIA, RICCOBENEL, RICCIS. Design, manufacturing and wind tunnel validation of a morphing compliant wing[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2313-2326.
- [27] ARENA M, CONCILIOA, PECORAR. Aero-servo-elastic design of a morphing wing trailing edge system for enhanced cruise performance[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 215-235.
- [28] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术的发展现状及展望[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 426-443.
- BAI P, CHEN Q, XU G W, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 426-443 (in Chinese).
- [29] 许云涛. 智能变形飞行器发展及关键技术研究[J]. 战术导弹技术, 2017(2): 26-33, 46.
- XU Y T. Research on the development and key technology of smart morphing aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2017(2): 26-33, 46 (in Chinese).
- [30] 赵稼祥. 民用航空和先进复合材料[J]. 高科技纤维与应用, 2007, 32(2): 6-10.
- ZHAO J X. Civil aviation and advanced composite materials[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007, 32(2): 6-10 (in Chinese).
- [31] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.
- MA L M, ZHANG J Z, YUE G Q, et al. Application of composites in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 317-322 (in Chinese).
- [32] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
- DU S Y, GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese).

(责任编辑: 宋金超, 王小辰)

Advanced technology and development of high lift system for civil aircraft

MA Gaojie*, AN Gang, SHI Youmin, KANG Ning, SUN Junshuai

Qing'an Group Co., Ltd., Xi'an 710077, China

Abstract: This paper analyzes the development status, existing technical problems and key technology of the conventional aircraft high-lift system, and deduces and predicts the development trend of the high lift system technology for the future and next generation aircraft, based on the research of the advanced technology adopted by the high-lift system for the typical aircraft of the latest generation, and combining the green aviation concept and the TRIZ (Theory of Inventive Problem Solving) dynamic evolution innovation theory. In particular, we analyze it from different levels such as the aircraft level, the system level, the critical parts and materials. Our conclusion provides technical support and reference for subsequent civil aircraft high lift systems.

Keywords: high lift system; intelligent wing; variable camber wing; differential control flap; electronic torque limiter; adaptive airfoil

Received: 2022-05-14; **Revised:** 2022-06-01; **Accepted:** 2022-07-12; **Published online:** 2022-07-22 16:31

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/IS1/727516>

* **Corresponding author.** E-mail: magj006@avic.com