

# 宽体客机关键技术综述

赵春玲, 刘洋, 陆曦, 吴磊, 贺白羽, 李卫平

(中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 201210)

**摘要:**宽体客机是商用飞机领域的核心技术产品。研制宽体客机是国家综合实力的重要体现,也是实现技术自主的必由之路。基于对全球宽体客机的研究和分析,结合宽体客机的发展历程,系统阐述宽体客机总体气动、机体结构、动力装置、主要机载系统等领域关键技术研究现状以及未来发展趋势。大展弦比可变弯度机翼气动设计、大变形非线性静气弹设计、更先进功能的飞行控制律设计、先进复合材料规模化应用技术、结构健康检测技术、面向驾驶舱的综合化告警设计、多模多轨卫星通信、飞控闭环姿态控制等将是宽体客机重点突破的技术方向。

**关键词:**宽体客机;关键技术;总体气动;结构强度;动力装置;机载系统

**中图分类号:**V22 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2025)06-1055-36

宽体客机是相对于窄体客机而言,客舱内设有2条乘客通道,故又称“双通道”客机。宽体客机的主要特点是机身截面宽度通常大于5 m,客舱最大可并排布置7~10个座位,载客人数通常大于200,航程不低于8 000 km,能够实现洲际直飞。

作为全球航空运输网络中的核心载体,宽体客机显著提升了单机运力,推动了洲际航空的大众化与经济要素的全球流动,对经济增长和文化交流贡献重大。在技术层面,宽体客机代表了航空工业的技术顶峰,牵引先进气动、材料革命、动力革新与系统集成的不断跃迁,带动全产业链的创新和升级,大幅提升航空运营效率和环境可持续发展。

市场规模方面,2024年全球宽体客机数量为4 390架,据波音预测未来20年总需求达7 815架,其中中国需求为1 540架,占比20%,将成为最大市场<sup>[1]</sup>。市场结构方面,呈现波音与空客双寡头垄断格局,波音B747、B777、B787与空客A330、A340、A350、A380等机型占据超过95%的市场份额。历史上虽曾出现道格拉斯DC-10、洛克希德L-1011、麦道MD-11、伊留申IL-96等宽体客机机型,但随着麦道被并购、洛克希德退出民机领域等变化,全球民机产业格局已发生重大调整。

与此同时,我国民机产业发展实现巨大突破,C909与C919已相继交付运营,具备商用飞机研制能力。发展远程宽体客机将进一步完善我国民机产品谱系,并推动总体设计、先进气动、复合材料、机载系统等关键领域的技术突破,夯实产业基础。

本文基于对全球宽体客机的研究,系统梳理并阐述其发展历程、关键技术与未来趋势。

## 1 宽体客机发展历程

自1970年首款宽体客机波音B747投入运营,到当代B787与A350问世,宽体客机深刻改变了全球航空运输格局,推动了民用航空技术的持续进步。

宽体客机显著提升了运载能力并降低了运输成本。以B747为例,其载客量较B707提升2~3倍,单位座位运营成本显著下降。投入运营后,跨大西洋航线票价下降约30%,客运量年均增长15%,有力促进了航空大众化<sup>[2]</sup>。

更重要的是,宽体客机引领了航空工业诸多关键技术突破:首次采用双通道客舱布局、高涵道比涡扇发动机(跨洋飞行燃油效率提升50%)和双人制驾驶舱;率先应用综合模块化航电系统、35 MPa液压体制、230 V供电体制,提升了可靠性并减轻了质量;在主结构上大规模使用复合材料,提升结构效率;引入多电架构,取消发动机引气,提高能源利用

效率<sup>[3]</sup>;采用折叠翼尖技术,兼顾机场限制与气动效率提升。

### 1.1 宽体客机问世

20世纪70年代,以B747和A300为代表的宽体客机的出现,通过双通道布局的机身设计,结合高涵道比涡扇发动机的发展,实现了客座数和航程的突破。

B747是全球首款宽体客机,奠定了宽体客机的设计标准,彻底改变了民用航空格局。其创新性双通道布局使机身宽度达6.5 m,每排可布置10座,载客量提升至近500人。B747首次搭载高涵道比涡扇发动机(普惠JT9D),涵道比为5:1,显著提升了推力和燃油效率,成为航空发动机技术的分水岭。受限于发动机的可靠性及60 min双发延程飞行规定,这一时期的宽体客机大多采用四发或三发构型。

A300作为全球第一款双发宽体客机,采用双发动机与双通道布局,兼顾经济性与高载客量,在超临界翼型、次要结构的复合材料应用、风切变预警系统、先进驾驶舱仪表及重心监控燃油控制系统等方面实现了技术突破。

### 1.2 双发宽体客机持续发展

20世纪80年代,综合石油危机推动燃油经济性需求、航空公司对中远程灵活运力的诉求,以及双发延程运行(ETOPS)逐步开放等因素,以B767和A310为代表的双发宽体客机得以持续发展。

A310在A300基础上缩短了机身,可容纳200~250座。气动设计上采用了后掠角更大的超临界机翼;驾驶舱实现革命性双人制驾驶设计,取消飞行工程师席位,获国际认可并成为后续机型标准;同时进一步扩大复合材料在方向舵、升降舵、襟翼等部件中的应用比例。

波音为应对中远程市场需求,推出其首款双发宽体客机B767,更强调燃油经济性、跨洋飞行能力与运营灵活性。该机型采用超临界机翼减阻提效,并在襟翼、整流罩等部件中使用复合材料以减轻质量。1985年,B767获ETOPS 120 min认证,成为首款获准跨洋飞行的双发客机。

### 1.3 双发宽体客机效率提升与数字化进步

20世纪90年代,国际民航加强了噪声与排放要求,双发延程标准放宽至180 min。这一时期典型机型包括A330、A340和B777。

A330与A340为并行研发的双发与四发宽体客机。A340为四发远程机型,适用于长航线。A330

为双发中程机型,运营成本低。2款机型延用了A300/A310机身截面,共用机身、机翼与尾翼。A330适配罗尔斯·罗伊斯、普拉特·惠特尼、通用电气的三型高涵道比发动机,复材应用比例达到10%,并率先在宽体客机中应用电传操纵技术,提升了飞行品质,降低了质量,提高了效率。

B777作为最大的双发远程宽体客机,是波音首款全电传操纵宽体客机,适配通用电气、普拉特·惠特尼、罗尔斯·罗伊斯三型高涵道比涡扇发动机,复合材料使用比例达12%。B777的研制首次实现了全数字的无纸化设计,大幅缩短了研发周期。

### 1.4 超大宽体客机问世与系统高度集成发展

2000~2009年,全新研制的A380作为全球首款全双层宽体客机,打破了B747对400座级以上市场的垄断。A380的研制实现了多项技术突破:布局上首次采用全机身双层布局,标准载客555人,最多853人;气动上采用前缘下垂(DND)增升装置技术优化升阻比、降噪;结构上复合材料比例达25%,应用于中央翼盒、垂尾等关键部件<sup>[4]</sup>,在减轻质量的同时兼顾强度;动力上可搭载Trent 900或GP7200高涵道比发动机,燃油效率显著提升;系统上采用集成模块化航电(IMA),简化架构并提高维护效率,率先采用35 MPa体制液压系统、2H/2E架构<sup>[5]</sup>及230 V高压交流电,减质增效;客舱方面,静音设计、可定制布局(如酒吧、淋浴)及全舱LED情景照明,树立了豪华航空新标准。

尽管受限于枢纽模式,A380的商业表现未达预期,但其证明了超大型宽体客机的工程可行性,推动了大尺寸主结构的复合材料应用、高度复杂的系统综合、新型客舱设计,为后续机型发展奠定基础。

### 1.5 复合材料结构趋势下的宽体客机

2010~2019年,宽体客机的代表机型B787与A350集成了当代最先进技术,体现了民用客机的最高水平。其最大技术突破是革命性采用大比例复合材料,如:B787复材占比达50%,A350复材占比达52%,显著提升了结构效率,降低了质量。气动方面,应用自适应下偏铰链式襟翼(ADHF)、前缘下垂(DND)、机翼后缘可变弯度、融合式鲨鱼鳍翼稍小翼、柔性大变形的气动弹性技术等,有效提高气动效率并实现减质降噪。动力方面,配备当代最先进的大涵道比发动机,B787搭载GENX-1B与Trent1000发动机,A350配备Trent XWB,均为先进大涵道比型号。系统方面,采用35 MPa液压、综合模块化航

电、载荷减缓控制及 230 V 高压供电等先进技术。B787 首创多电架构,取消发动机引气,改用电环控、电防冰与电刹车;A350 采用 2H2E 液压架构,减轻质量并提升能效。此外,引入自动刹出、自动应急下降等智能化功能,降低机组负荷。乘客体验显著改善,客舱压力从 2 438 m 大气压降至 1 829 m 大气压,增大客舱湿度,配备情景照明与更大电子舷窗。

这个时期的宽体客机还包括 A330NEO 与 B777X,它们虽非全新设计,但在前代基础上实现了显著改进,提升了远程运行效率。A330NEO 沿用 A330CEO 机身,换装更高效的 Trent7000 发动机,翼展增至 64 m 并采用融合式鲨鱼鳍小翼。B777X 为应对 A350XWB 竞争,在 B777-300ER 与 B777-200ER 基础上进行升级,延续大载客与远航程优势,沿用 B777-300ER 机身直径与部分结构设计,引入全复合材料机翼并换装 GE9X 发动机,开创性采用折叠翼尖技术,全面优化效率。

## 2 宽体客机关键技术

### 2.1 总体气动

宽体客机的总体气动关键技术相比于窄体客机的差异主要是由“尺寸更大、质量更大、速度更快、航程更远”等固有特征以及为了进一步提高效率、降低排放、提升飞机竞争力所共同决定的。为了满足不同航司的需求,降低运营成本,提高竞争力,宽体客机一般会采用多个型号的发动机,例如 A330、B777、B787,因此需要考虑不同尺寸质量、结构形式、系统接口的发动机与飞机的集成设计。由于宽体飞机航程更远,巡航时间更长,巡航升阻比对于油耗的影响更为敏感和突出,因此需要开展大展弦比超临界机翼气动设计,提高升阻比。与此同时采用自适应下偏铰链襟翼、机翼变弯度、先进的翼梢小翼、主动控制等技术进一步增升减阻。另外,由于飞机尺寸更大、马赫数更高,再结合为了提高结构效率而采用的大比例复合材料,机翼的弹性变形将更大,因此需要开展更加精细的大变形静气弹设计,支持更精准的型架外形设计、更可靠的气动数据发布以及更先进的控制律设计。考虑宽体飞机飞行包线更宽、弹性变形更大,通过减载减质提升巡航效率和乘坐舒适性的需求更强烈,需要开展基于弹性飞机的具备更先进功能的控制律设计,功能包括 P-Beta 控制律、更强包线保护控制律、载荷减缓控制律、乘坐

品质改善控制律等。综合以上考虑,宽体客机总体气动关键技术主要集中在下文的 5 个方面。

#### 2.1.1 飞机与发动机集成设计技术

飞机与发动机集成设计是飞机布局、布置、气动、结构、强度、系统等多专业的综合设计,以实现气动特性、质量特性、推力油耗特性、维修性以及可制造性等方面的综合最优,提升飞机的性能。

民用客机飞机与发动机集成设计的发展历程可以概括为从简单分离到深度耦合、从关注单一部件性能到追求全局最优的演进。大涵道比发动机带来风扇直径、短舱尺寸和质量的增大,给发动机与飞机集成带来了挑战。B737 MAX 8 接连发生的空难事故,尽管归咎于控制系统的设计缺陷,但起因是 B737 MAX 换装了尺寸更大的 LEAP-1B 发动机,发动机短舱尺寸和位置的变化改变了飞机原有的气动布局,进而影响了飞机的气动特性和安全性<sup>[6]</sup>。特别地,宽体客机普遍适配多型发动机以满足航司多样化需求,然而由于多型发动机在尺寸、质量、结构、接口等方面存在差异,飞机发动机集成设计难度增加<sup>[7]</sup>,例如布局设计需要兼顾多型发动机对于展向位置、离地间隙、前伸量等方面的要求;气动设计需要将多型发动机不同短舱、不同吊挂以及不同动力特性对飞机气动影响控制在一定范围内以满足飞机的性能要求;结构系统设计需要考虑多型发动机与飞机接口设计上保持共通,降低制造维护成本等。

从翼吊布局的宽体客机多型发动机的集成设计技术来看,重点关注的方向包括发动机与飞机布局权衡设计、发动机与飞机气动一体化设计、发动机与飞机一体化通用集成设计。

##### 1) 发动机布局方案权衡设计

在发动机布局方案权衡设计方面,发动机安装布局会对气动、质量、振动、噪声、操纵性以及维修性等产生影响,是多约束、多目标、多学科强耦合的复杂设计技术。翼吊飞机发动机布局受多种运行场景的约束,如滑跑溅水、前起落架故障、反推减速等。针对各种约束下的飞机发动机布局方案的权衡设计,空客公司在设计 A350 XWB 飞机时,重点分析了飞机前缘增升装置与发动机短舱的相互干扰<sup>[8]</sup>。

发动机布局方案权衡设计主要需要考虑发动机布局约束分析、多型发动机布局设计和反推力装置综合设计与评估。针对发动机布局约束分析,发动机常见的布局约束条件包括应急门距离约束、前起溅水线约束、起落架布置约束、转子爆破约束、前起

故障发动机触地约束等,表 1 中列举了发动机布局方案权衡设计过程中常见的布局约束条件。

表 1 发动机布局约束

序号	发动机布局约束	要求描述
1	应急门距离约束	发动机短舱唇口与邻近的飞机应急门之间应保持合理的安全间距,以便于应急滑梯的释放和人员的安全撤离。
2	前起溅水线约束	发动机短舱进气口应布置在飞机前起溅水线之外,以防止飞机在湿滑跑道滑行时发动机大量进水。
3	起落架布置约束	发动机安装位置不能和飞机主起落架的收放空间存在干涉。
4	转子爆破约束	发动机转子爆破时碎片飞散的区域既不会危及乘员,也不会对继续安全飞行产生不利影响。
5	前起故障发动机触地约束	前起故障或折断状态下,发动机短舱应具备一定离地间隙,或短舱擦地但不伤及风扇机匣。
6	单发失效起降侧翻约束	飞机在单发失效起降时,一定侧翻角下最外侧发动机短舱不擦地。
7	短舱离地约束	飞机在较重情况着陆时,发动机短舱不与着陆灯碰撞。
8	机械干涉约束	飞机着陆时发动机反推展开后与机翼前缘增升装置间留有足够间隙,不产生机械干涉 <sup>[8]</sup> 。

除了以上布局约束外,多型发动机布局权衡还应考虑发动机转子失效后碎片分散区与油箱布置的权衡、发动机喷流对机翼复材蒙皮的影响、发动机安装位置对结构颤振的影响等约束。针对多型发动机布局设计,为保持共通性,倾向于共轴和平行轴设计。需要识别影响发动机布局的使用场景,分析转子爆破区域、发动机与内襟翼作动器布置干涉、发动机与起落架结构布置干涉、气动特性、低速喷流温度、操稳特性、颤振特性、维修性等方面对短舱布局设计的影响,并对布局参数进行敏感性分析。综合考虑油箱布置、阻力、颤振、布局约束等方面,对发动机布局权衡优化。针对反推力装置综合设计与评估,反推不仅会影响飞机着陆性能和操稳品质,其气流流动特性也会影响飞机机身、机翼、平尾以及全

机气动特性。因此,需要从反推出流对机身、机翼以及平尾的不利冲刷、不利浮力和进气道进气畸变不利影响等方面入手,开展多型发动机反推三维出流、发动机进气品质对全机气动力、反推长度、大气数据测压的影响研究。

2) 发动机与飞机气动一体化设计

为降低发动机安装对飞机气动力的影响,需对多型发动机短舱、吊挂以及飞机机翼进行一体化气动设计。早期发动机集成的气动设计主要通过风洞试验开展。20 世纪 70 年代,波音公司曾根据风洞试验数据,总结翼吊发动机短舱安装时相对机翼前移量和下沉量的边界<sup>[9]</sup>。随着 CFD 技术的发展,面元法<sup>[10]</sup>、全位势方程<sup>[11-12]</sup>、欧拉方程<sup>[13]</sup>以及 N-S 方程<sup>[14]</sup>逐渐应用到发动机与飞机集成的气动设计中。

发动机与飞机气动一体化设计需重点关注发动机安装气动设计技术、发动机短舱气动设计技术、推力损失评估与气动特性修正技术等。针对发动机安装气动设计技术,发动机短舱安装会破坏超临界机翼的流动特性,发动机喷流会引起超临界机翼压力分布形态的变化。在多型发动机安装气动设计中,除了无动力短舱的安装效应,还需要考虑吊挂及喷流效应影响。根据短舱安装位置气动优化设计“参数多、位置多、姿态多、约束多、构型复杂”的特点,主要针对前伸量、下沉量、俯仰角、内撇角共 2 个位置参数和 2 个姿态参数开展优化,确保短舱安装构型的阻力系数最低。发动机短舱气动设计包括短舱外罩型面气动设计、进气道内型面气动设计、内外涵喷管气动设计、吊挂后缘气动设计等。多型发动机的性能、尺寸参数、结构、系统以及所选用的短舱次级供应商设备等均有差异,短舱气动设计应针对多型发动机的不同输入条件并行开展,确保各短舱外罩和进气道方案均能够满足气动硬点约束要求、流动分离特性要求、进气道总压恢复系数、畸变指数、喉道马赫数的要求等,满足多型发动机安装阻力精度的要求。针对推力损失评估与气动特性修正技术,主要关注多型发动机推力阻力定义、推力损失与气动特性修正技术,通过建立科学的推阻分析预测方法,使其既能便于部件研制,还能便于应用到飞机性能评估和飞行试验之中。一般基于流管方法,在发动机喷流流管之外的气动力算作飞机阻力,在流管之内的气动力算作发动机推力。基于 CFD 方法,对巡航构型带动力构型(PN)和通流短舱构型(TFN)进行仿真计算,得到不同状态下通流短舱构

型与动力短舱构型的阻力特性,进行数据的修正。

### 3) 多型发动机一体化通用集成设计

由于多型发动机结构、设备布置、安装位置、安装接口存在差异,需要尽可能提高多型发动机与飞机集成设计的通用性,提高多发集成效率,降低维护和制造成本。通用集成设计主要从吊挂布置通用性设计、结构通用集成设计、发动机系统通用集成设计等方面考虑。针对吊挂布置通用性设计,共通性原则应以机翼结构和系统的物理一致作为底线原则,确保吊挂和机翼位置物理接口共通。吊挂总体布置需要考虑设备尺寸、设备冷却方式、设备维护、特定风险、防火墙、通风排液等需求。权衡并确定吊挂布置空间分配,包括气源管路/液压切断阀等重要设备、安装精度高的设备以及其他管线路通道、维修通道。协调并确定接口布置,包括发动机与吊挂分界面及其上的管路接口、机翼与吊挂分界面及其上的管路接口等。针对发动机结构通用集成设计,重点关注吊挂的结构通用设计,例如不同吊挂与机翼之间的连接结构一致,接口通用。结构通用集成设计包括:确定不同吊挂与机翼连接方式,例如采用静定或超静定的连接方式;评估分析静载荷、疲劳载荷、FBO 载荷、风车载荷等影响,尽量控制及采用同一套规定载荷,分析多型发动机质量差异对颤振特性影响;针对吊挂盒段壁板、盒段框、盒段锻件、短舱接口、发动机接口、机翼接口、吊挂内定制件开展共通性权衡设计。针对系统通用集设计,重点关注多型发动机配装组件(EBU)系统及安装系统机械接口通用集成。EBU 系统机械接口包含燃油管路、液压管路、起动引气管路、PCE 冷热端引气管路、VFG 馈电线以及发动机其他控制线的接口,其接口形式和接口尺寸受系统燃油流量、液压流量、起动引气流量、预冷器冷端和热端引气流量影响,需要研究确定各 EBU 系统管线路接口形式和接口尺寸的共通性。安装系统机械接口包含前安装节和后安装节接口,均基于多型发动机差异开展其接口形式和接口尺寸的共通性设计。接口形式和接口尺寸受载荷强度影响,考虑包络载荷设计,权衡前后安装节载荷传递、强度、质量、成本等要素,需要研究确定前后安装节与吊挂的接口形式和接口尺寸的共通性。

飞机与发动机的集成未来将面临飞机布局变化和发动机技术进步的叠加挑战,宽体飞机的布局虽然没有明确的变化方向,但效率更高的发动机技术也已经在开展研发,例如开式转子发动机,由于没有

短舱和其他周边结构,飞机与发动机集成需要确保开式转子的非包容故障不会造成更广泛的结构损坏,需要进一步权衡装机效率。同时,未来发动机也将进一步融合混合电推进技术,并能够兼容 SAF 和氢燃料,这对于飞机与发动机的集成提出了更大挑战。

### 2.1.2 大展弦比超临界机翼气动设计技术

机翼是飞机升力主要贡献部件,同时机翼阻力可达总阻力的 50%以上<sup>[15]</sup>。机翼平面形状、翼型选择和扭转角等参数设计对巡航升阻比起到决定性作用,直接影响飞机巡航效率和燃油经济性。以 1 架中远程宽体客机为例,在航程 12 000 km 情况下,巡航升阻比提升 1%,油耗将会降低约 900 kg。此外,机翼的气动设计还会影响飞机操稳品质、结构布置、颤振安全以及油箱容量等。

用客机发展史上每一次重大气动效率的提升都主要围绕机翼展开。从早期螺旋桨飞机时代的平直翼,到喷气客机时代追求飞行速度提升的后掠翼,再到追求速度与效率平衡的超临界机翼,再到当代与先进复材结构、主动控制高度耦合协同的大展弦比超临界机翼,机翼气动设计始终在追求速度、效率、经济性三者更高水平的平衡。

大展弦比超临界机翼是现代民用客机普遍采用的先进技术。超临界翼型能够推迟阻力发散,可以提高巡航马赫数,获得更高的巡航效率,同时翼型有较大厚度,具备更大的燃油容积和结构空间,结合复合材料应用,可以使机翼展弦比进一步增大。宽体客机的机翼气动设计相比窄体客机更具挑战性。宽体客机的巡航马赫数达到 0.85,最大巡航马赫数可达 0.89,机翼具有更大的后掠角,巡航升力系数一般比窄体客机小,飞行雷诺数更大。巡航马赫数、设计升力系数、设计雷诺数这 3 个重要参数的改变使得超临界机翼的设计发生了改变。此外,宽体客机航程更远,巡航时间更长,阻力对飞机性能影响权重更高,窄体客机典型航段 1 个单位阻力对油耗影响约 10 kg,相当于约 250 kg 的空机质量。而宽体客机典型航段下 1 个单位阻力对油耗影响约 160 kg,相当于约 1 000 kg 的空机质量。因此,宽体客机应更加关注减阻技术应用以及精细气动特性预测分析。

根据宽体客机机翼气动设计的需求,结合当前技术现状以及未来发展趋势,宽体客机大展弦比超临界机翼气动设计技术主要关注以下 4 个方面。

1) 阻力发散、抖振特性和分离特性的压力分布

敏感性方面。宽体客机的巡航速度相比窄体客机更接近声速,极易发生跨声速阻力发散和抖振,给飞行安全带来较大的压力。阻力发散、抖振以及跨声速流动分离均与激波形态密切相关,在受扰情况下压力分布的敏感性直接决定了宽体客机的飞行安全性。不同机翼压力分布虽有差别,但是在受扰情况下都必须具有很好的鲁棒性,这是高巡航马赫数机翼的共性要求。实现超临界典型压力分布形态,是保证机翼超临界特性的重要手段。国内外学者对超临界机翼进行了大量研究。Campbell<sup>[16]</sup>通过设定压力分布控制点,计算目标压力分布形态,从而改善超临界翼型特性。Li 和 Vavalle 等<sup>[17-18]</sup>采用翼型优化设计,得到了合适的超临界压力分布形态。张宇飞等<sup>[19-21]</sup>给出了超临界机翼压力分布形态的典型特点,多目标气动优化设计的策略与方法以及基于翼面压力分布的超临界机翼气动优化设计方法。

2) 大展弦比机翼多学科权衡设计方面。从民用客机机翼展弦比发展规律来看,机翼的展弦比呈现逐步增大的趋势,从而减小飞行过程中的诱导阻力<sup>[22]</sup>,如图 1 所示。从波音宽体客机的发展趋势来

看,首架宽体客机 B747-100 的展弦比为 6.9, B767-200 机翼展弦比增加到 7.9, B777-200 的机翼展弦比为 8.7, B787 全复材机翼的展弦比达到 9.7。从宽体客机的改型发展方面来看,增大展弦比也是一项重要的举措, A330NEO 作为 A330 的改进型,在原有机翼基础上增加展长,展弦比增大到 11。B777X 为了增加展长,提高展弦比,在机场运营限制约束下,采用了折叠翼梢技术。虽然从气动角度来看,机翼展弦比越大,诱导阻力越小,气动效率越高。但从结构角度来看,展弦比增大将导致翼根弯矩增大,会带来机翼结构质量的增加。此外,展弦比增大,相同质量下机翼的刚度越小,气弹变形会变大,将给焦点位置和稳定裕度、机翼颤振速度、副翼效率带来影响,需要开展多学科权衡迭代。当代先进的宽体客机,例如 B787、A350 和 B777X,机翼结构均采用全复合材料,在满足机翼结构强度和刚度要求的前提下,复合材料机翼可以做得更薄、更轻,有利于推动机翼的展弦比增大,提升气动效率,但需要综合考虑结构质量、刚度变形带来的影响,进而实现飞机综合效率最优。

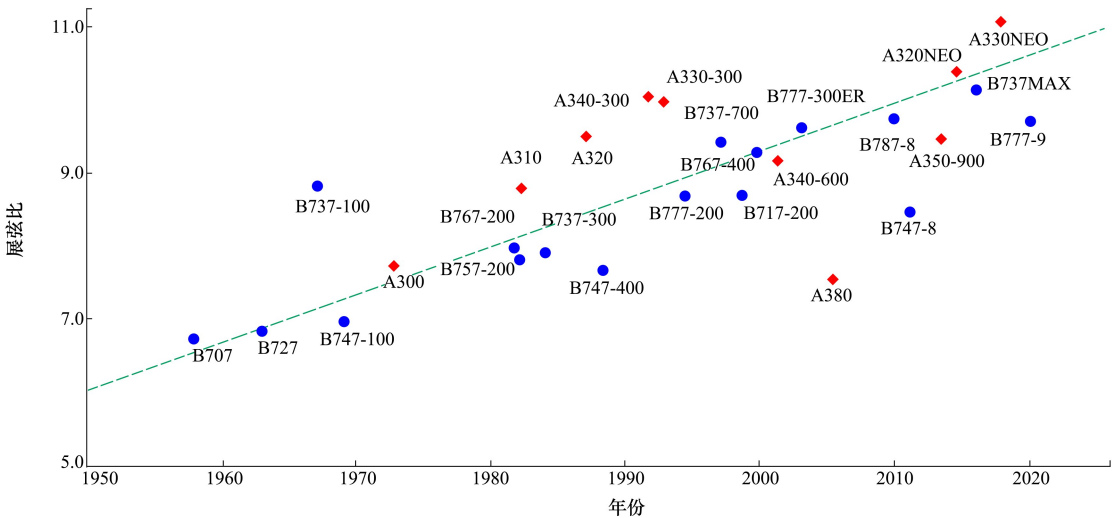


图 1 民用客机机翼展弦比的发展趋势

3) 先进机翼减阻集成设计方面。由于远程宽体客机对阻力更加敏感,机翼巡航阻力可达总阻力的 50%,机翼上减阻设计也是机翼设计的重要部分。随着机翼气动设计技术和主动飞行控制技术的深度融合发展,机翼变弯度技术已逐步实现工程应用。根据国际航空运输协会 IATA 发布的 2050 飞机技术发展路线图,变弯度技术可以带来 1%~2%

的燃油收益<sup>[23]</sup>。目前,机翼后缘可变弯度技术已在 B787 和 A350 上应用,通过巡航阶段主动控制后缘内外襟翼小幅偏转,改变机翼压力分布,实现巡航阻力的减小。此外,翼梢小翼气动设计也是机翼减阻的关键手段之一,其主要作用在于有效抑制机翼梢涡强度,减小由翼尖涡流引起的诱导阻力,从而提升巡航气动效率,目前主流宽体客机广泛采用更大尺

寸更高效的翼梢装置,例如 A350 采用了融合式“鲨鳍”小翼,该融合设计进一步优化了涡流控制与减阻效果,而 B777X 为了满足 4E 机场关于机翼展长的限制,采用了折叠翼尖技术。机翼上的层流控制也是另外一项重要减阻技术,通过维持机翼表面更大范围的顺压强梯度,保持更大面积的层流流动,显著降低摩擦阻力。邓一菊等<sup>[24]</sup>指出后掠角是目前限制高速民机层流机翼工程化应用的问题之一,而主动层流控制技术的应用是解决后掠角过大问题的途径之一。根据 IATA 的 2050 飞机技术路线图<sup>[23]</sup>,NASA 对配备混合层流吸气控制(HLFC)技术系统的 B757 进行了一系列试飞,以评估层流条件对表面制造、抽吸装置和防止污染的表面涂层等因素的依赖性。

4) 复杂流动数值仿真和精细化风洞试验应用方面。基于雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)的数值仿真已在航空领域得到了迅速发展和广泛应用,成为空气动力学研究的重要手段<sup>[25]</sup>,稳态流动问题得到了很好的解决。随着计算机硬件资源的不断发展,实现复杂流动的大规模高精度数值模拟成为了可能。为了进一步降低大分离流动、激波边界层干扰等复杂流动模拟预测误差,大涡模拟方法(LES)被认为是重要流动模型<sup>[26]</sup>。机翼表面湍流脉动压力产生的流致振动会导致机体结构疲劳破坏,降低其使用寿命和安全,同时也是近场噪声的主要源头之一,大涡模拟方法(LES)是研究机翼表面脉动压力的主要数值模拟手段<sup>[27]</sup>。采用壁面可解的 LES 方法实现全飞行包线范围带动力全机构型模拟是 CFD 领域未来的挑战之一。风洞试验是获取飞机气动力数据的重要手段。但常规风洞中的试验雷诺数较低,无法充分模拟气流的黏性影响,与高雷诺数下的气动结果相比存在较大的差异。宽体型号相比窄体客机的雷诺数更大,飞行雷诺数可达到 5 000 万的量级,需要开展更加精细的雷诺数修正,既要关注纵航向数据的修正,还需关注雷诺数对于横航向、分布载荷等方面的影响修正。随着宽体客机机翼复合材料应用,机翼弹性变形更大,极限工况可达到 7 m 以上,约为窄体客机的 2 倍,弹性变形下气动力数据修正对飞机的气动特性具有较大影响,需要通过风洞试验结合 CFD 计算开展非线性静气弹精细修正,以确保飞机气动数据的准确性。

随着高性能计算和人工智能技术的迅猛发展,数据驱动的人工智能模型在民机气动设计领域得到

了广泛研究,尤其在气动设计空间压缩、关键特征提取、流场预测和智能优化设计等方面展现出强大的技术潜力<sup>[28]</sup>,未来机翼气动设计也将演变为以人工智能为中枢、以碳排放效率优化为目标的系统工程,其核心是通过智能算法在更高效气动外形、主动流动精确控制与新能源系统集成间建立动态平衡。

### 2.1.3 高效增升装置气动设计技术

增升装置包括前缘增升装置和后缘增升装置。一方面,增升装置气动设计直接决定了飞机的起降性能与机场适应性。通过增加机翼弯度、有效面积或环量,在低速起降阶段大幅提升最大升力系数和升阻比,可以缩短起飞滑跑距离,提高最大起飞质量,减小着陆进近速度。另一方面,增升装置是大型民用客机机体噪声的重要组成部分<sup>[29]</sup>。徐亮等<sup>[30]</sup>研究了升阻比与进场速度对噪声的影响,升阻比每提升 1%,飞机有效感觉噪声减小 0.06 dB,最大升力系数增大 1%,进场有效感觉噪声减小 0.1 dB。

增升装置气动设计从早期追求单一的高升力目标,逐步向着高气动效率、轻量化、低噪声、高可靠性、低维护成本的综合性能最优方向发展。自 B707 开始,前缘装置提高失速特性,后缘装置提升升力的这种经典多段翼成为增升设计的标准方案。同时随着升力提升的需求越来越高,机构设计能力逐渐增强,后缘襟翼从 B707 的双缝襟翼发展到 B747 的三缝襟翼,其复杂程度也达到了巅峰。而由此带来的结构质量增加、制造与维护成本提高以及可靠性问题在后续运营中增大了额外成本,一定程度上抵消了其气动性能带来的收益。因此,在气动性能满足要求的前提下,增升装置的设计又走向化繁为简,并从单纯追求气动最优,转向综合最优的方案。Henning<sup>[31]</sup>在介绍 A350 飞机气动设计时,提出了机构更简化的 CGSS 起飞无缝前缘方案、前缘下垂(DND)方案及自适应下偏铰链式襟翼(ADHF)方案等,以 B787 与 A350 为标志,确立了气动-机构-飞控综合设计的先进增升气动思路。

综合考虑减阻降噪、提升可靠性、增加活动面功能等方面,结合设计目标与技术成熟度,当前先进的宽体客机采用了前缘下垂(DND)、自适应下偏铰链式襟翼(ADHF)以及副翼下偏辅助增升等增升方案,B787 与 A350 均采用了自适应下偏铰链式襟翼(ADHF)这一技术,如图 2 所示。为弥补铰链襟翼轨迹固定带来的缝道设计困难,令扰流板向下偏折以控制缝道,进而提高气动性能<sup>[32]</sup>。扰流板随动下

偏技术的应用,预示着民用客机增升装置设计技术进入了一个新的阶段。一方面是部件多功能化综合更优。扰流板在承担上偏操纵的传统功能之外,还承担了下偏气动优化的功能,同时 A350 和 B787 飞机的高速副翼,在操纵之外也起到了下偏调配展向压力分布、减阻减载的作用,实现气动、结构、飞控等多方面的综合性能最优;另一方面是气动自适应增效减阻。在原有民用客机卡位设计的基础上进一步细化,如针对长航程客机在不同巡航阶段质量变化,襟翼偏转一定角度,扰流板跟随下偏可以封闭缝道,从而达到机翼后缘变弯度的目的。这些随着飞控技术进一步精细化而逐渐落地,同时也对传统气动设计及结构设计提出了更高挑战。

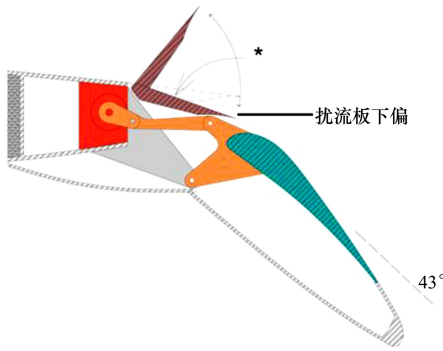


图 2 ADHF 机构示意图

当前宽体客机采用的高效增升技术就是自适应下偏铰链式襟翼(ADHF)技术。考虑到飞控系统的气动耦合,对气动-结构-系统设计集成能力提出了更高的要求,需重点关注 3 个方面:

1) 机构约束的设计。ADHF 采用空间并联 RR4S-R5S 机构,参数的求解难点在于这套并联机构的活动部件多,机构约束也多。而且内侧与外侧驱动机构、支撑机构相互耦合也增加了机构求解难度。此外,铰链转轴的位置影响襟翼整流罩的尺寸,较大的襟翼整流罩会使巡航状态下的机翼产生较大阻力,因此在设计中需要综合考虑机构约束的设计。

2) 扰流板偏度、缝道与襟翼偏度之间的匹配设计。扰流板在一个合理的范围内下偏产生的弯度效应可以提升升力和升阻比<sup>[33-35]</sup>,但同时扰流板下偏也引入了新的设计参数,加大了设计难度,需在飞控实现精度要求与气动鲁棒性间取得平衡,并驱动多专业协同。

3) 在受载大变形机翼上实现巡航变弯度功能

时,气动、结构与飞控应如何协同工作以维持扰流板与襟翼在设计偏度下的可靠密封。当前宽体客机采用的另一项高效增升技术是前缘下垂(DND)设计技术。

相比传统的前缘缝翼设计方案,DND 设计技术没有缝道,在起飞和着陆时产生的气动噪声更低,如图 3 所示。A380 与 A350 在内翼区采用了前缘下垂技术,可以获得较好的噪声特性。空客公司的风洞试验结果表明<sup>[36]</sup>,采用内段前缘下垂的翼身组合体的阻力比采用内段前缘缝翼的翼身组合体要低,相应的升力也要降低,虽然前缘下垂损失了一部分升力系数,但是提升了起飞阶段的升阻比,且降低了噪声。在机构方面,前缘下垂所使用的铰链机构也比缝翼的滑轨机构简单,并且结构质量更轻。

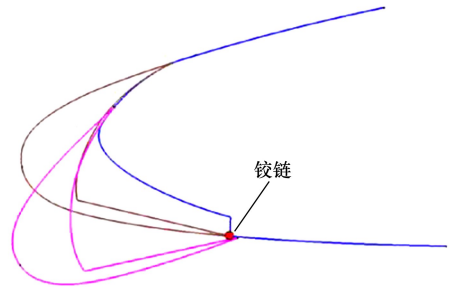


图 3 前缘下垂示意图

随着电传与自动控制技术的成熟,“自适应机翼”的理念逐步落地,这一理念的核心在于,在飞行包线的不同位置,机翼可以自适应地调整至更合适的状态。ADHF 这种基于现有操纵面的自适应变化气动设计已经有可观的收益,在此基础上进一步增大自适应的应用场景,如 B787-10 与 A330-900 增加增升卡位提高机场适应能力等。欧洲的自适应襟翼项目<sup>[37]</sup>、美国的连续变弯度襟翼项目<sup>[38]</sup>以及 NASA 的自适应柔性后缘项目<sup>[39]</sup>均已展开相关研究工作。随着飞控自动化、柔性材料与人工智能辅助等技术的进一步提升,自由度更大、控制更精细的自适应机翼,可精确适应包线不同位置,为不同场景带来更细致的减阻、降噪、增升、消除不利振动等收益,该方向已展现出明确的工程应用前景。另一方面,超声速客机复兴、支撑翼/翼身融合等新布局探索、层流机翼等民航新热点,迫使增升装置设计应对全新挑战。

### 2.1.4 大变形非线性静气动弹性设计技术

随着现代大型客机机翼展弦比、后掠角的不断增大,以及为减轻结构质量的先进复合材料结构应

用,机翼结构的柔性变形更大,气动力与结构弹性变形的耦合效应更加明显,对静稳定裕度、舵面效率等有较大影响。弹性大变形对焦点的影响接近10%,对副翼效率的影响甚至会导致其反效。因此对于当代先进的大展弦比、大后掠翼布局客机而言,静稳定裕度和舵面效率的降低是核心静气动弹性问题。大型客机静气动弹性侧重于对气动、操稳及载荷影响的研究,包括型架外形设计、气动导数和舵面效率的静气动弹性修正、载荷分布的静气动弹性修正等。

早期的气动弹性是一门需要综合考虑气动力、弹性力和惯性力的复杂学科,而对于静气动弹性,通常只考虑气动力和弹性力的相互作用。然而,对于大型客机的静气动弹性,惯性力(主要是刚体飞行动力学模态产生的惯性力)也是不容忽略的。例如,迎角增大导致升力增大的同时,也会产生更大的过载,从而带来惯性卸载作用,影响弹性升力线斜率和纵向静稳定导数的准确评估,尤其是对于纵向静稳定导数,当不考虑惯性卸载作用时,弹性的焦点前移量会被高估,高估量可以达到约5%。

现代大型客机对于减阻减质的追求愈发极致,在该目标的驱动下,现代大型客机的马赫数、展弦比、柔度和后掠角都越来越大。大的马赫数带来了更为显著的气动非线性效应,其中巡航马赫数已经达到了0.85,最大马赫数甚至达到了0.96,其高跨声速气动非线性效应非常明显;大的展弦比和柔度带来了更大的结构变形,机翼翼尖挠度甚至达到了半展长的约20%,结构大变形几何非线性效应会非常突出;大的后掠角会导致机翼弯曲变形引起更大的负扭转,进而使得静气动弹性效应更加显著。因此,更显著的静气动弹性影响、更严重的气动非线性和结构大变形几何非线性问题是现代大型客机静气动弹性的核心挑战。

早在二十世纪六七十年代,基于线性气动力的气动弹性分析方法就得到了广泛的应用<sup>[40-42]</sup>。该线性气动力模型根据无黏无旋的位流理论,利用偶极子、点涡、点源等基本解,结合线性的结构柔度矩阵或模态数据,快速得到静气动弹性配平结果,在工程使用上非常简便、快速、高效。然而,该方法的线性气动力模型在进行跨声速非线性静气动弹性分析时的误差较大。随着计算能力的提升,基于欧拉方程的CFD方法以及基于N-S方程的CFD方法开始应用于气动弹性问题分析中<sup>[43-44]</sup>,与结构有限元或结构模态数据相结合,形成了高精度CFD/CSM耦

合气动弹性分析技术。由于可以考虑跨声速非线性、大迎角非线性以及其他带有复杂流动的气动弹性问题,该技术得到了迅速发展及大量应用。然而,即使是在当下,利用该方法进行全包线静气动弹性分析也是一项极为耗时耗力的事。精度和效率一直是难以兼顾的选项,对于气动弹性问题,这种现象则更加突出。为了在精度和效率上找到一个新的平衡点,大量研究集中在气动模型修正技术<sup>[45-48]</sup>和气动弹性降阶模型<sup>[49-51]</sup>上,从而解决全包线较高精度的静气动弹性分析难题。

几何非线性对气动弹性的影响早在1999年就已经被发现<sup>[52-53]</sup>,Huang等<sup>[54-57]</sup>利用几何非线性梁或共旋壳等方法分析了几何非线性对静气动弹性的影响机理及影响程度。同时,由于刚体模态惯性力对大型客机的静气动弹性也有显著影响,由此又发展出了大位移惯性释放技术<sup>[58-59]</sup>,将能考虑刚体模态惯性力影响的无约束静气动弹性方法与几何非线性结构变形分析方法相结合,实现了通用的几何非线性大变形静气动弹性配平分析。

当代宽体客机采用大展弦比复合材料机翼,其大展弦比、大柔度带来的另一个问题是弹性模态与刚体飞行动力学模态之间的频率差异越来越小。有研究表明,当刚体运动频率与弹性模态基频比值大于0.03时,弹性模态对飞行力学稳定裕度的影响就会开始显现<sup>[60]</sup>。而对于大型客机,该比值在0.1~0.2之间,且宽体客机的比值会较窄体客机更大。早在1988年,Waszak等<sup>[61]</sup>就引入了平均轴系的概念,有效解决了弹性模态与刚体运动模态相互耦合的弹性飞机飞行力学问题,并在一定程度上实现了刚体飞行动力学方程和结构动力学方程的解耦,大大简化了计算<sup>[62-63]</sup>。然而,由于这种刚弹动态耦合问题是刚体飞行动力学与低频结构模态相互耦合的问题,长期以来,在大型客机研制中,无论是颤振、气动伺服弹性还是静气动弹性,均未对该问题给予足够的关注,仅在分析突风载荷时,开展了有限的频域刚弹动态耦合分析,从而获得离散和连续突风下的载荷幅值,用以确认结构强度的要求。然而,对于先进的宽体客机,由于突风载荷减缓、乘坐品质改善等先进控制律的应用,时域的刚弹动态耦合分析得到了应用<sup>[64]</sup>。除此之外,这种刚弹动态耦合问题还会导致备受关注的飞行动力学纵向短周期模态和荷兰滚模态的阻尼减小,从而对动稳定性产生不利影响<sup>[65]</sup>。因此,这种刚弹动态耦合问题无论是在载荷

还是在操稳方面均得到了越来越多的关注。

当代先进宽体客机相比窄体客机,飞行速度更高,机翼后掠角和展弦比进一步增加,结合大量复合材料的使用,面临强流动非线性下柔性大变形机翼的静气动弹性问题,需要关注设计方法和计算工具等多个方面。在型架外形设计方面,在重点考虑扭转变形影响的基础上(适用于后掠角较小、变形量较小的机翼),进一步考虑机翼弯曲变形、上反角变化以及顺气流翼型弹性变形等因素对机翼压力分布和气动特性的影响。在机翼刚度方面,从受到静气动弹性影响的升力效率、焦点前移量、副翼效率、机翼扭转角等方面提出机翼刚度约束,建立以机翼刚度为自变量的全机弹性气动导数评估模型。在静气弹数据修正方面,针对风洞模型弹性变形以及非设计工况弹性外形差异进行修正,需在传统基于气动导数弹性修正的线性气动力曲线基础上,发展基于升力线斜率弹刚比和等效迎角修正、基于焦点变化量修正和俯仰力矩修正的气动力曲线弹性修正方法,提高气动特性非线性段弹性气动力数据的精度。

随着民用航空向更绿色、更智能的方向发展,特别是超长柔性机翼、新型布局和先进材料等方面的发展应用,静气动弹性设计将面临更复杂的挑战。持续发展精准高效的仿真方法、深化多学科协同、深度融合人工智能将是静气动弹性技术未来发展的重要方向。

### 2.1.5 先进飞行控制律设计技术

飞行控制律是控制飞机的“神经和大脑”,先进控制律设计技术是当代大型客机的关键技术。控制律设计的主要功能可以概括性的分为 3 类:①针对飞机在不同状态、不同阶段的任务要求,通过前馈环节和反馈环节的增益调节,改善飞机本体的操纵性与稳定性,提升飞行品质,降低飞行员操纵负荷;②根据飞机的设计包线,提供包线保护功能,避免飞机迎角、姿态、速度等参数超出安全边界,实现飞行员的“无忧操纵”;③实现飞机的主动控制技术,如放宽静稳定性技术(RSS)、机动载荷控制(MLC)、阵风载荷控制(GLA)等,充分挖掘飞机潜能、提升飞机性能、增强安全可靠<sup>[66]</sup>。

先进的飞行控制律能够实现飞机放宽静稳定性,拓宽飞机可用的重心范围<sup>[67]</sup>;通过载荷减缓等主动控制方式,降低飞机机翼载荷<sup>[68-69]</sup>;提供了飞行包线保护功能,提高飞机安全性<sup>[70-71]</sup>;实现了自动配平、单发自动补偿等功能,大大降低飞行员操纵

负荷。目前 A350、B787 均采用了最先进的电传控制律技术。在当代宽体客机的电传控制律设计中,需重点关注 3 个方面:

1) 精准的数学模型。飞机数学模型是控制律设计的基础,控制律设计者需基于数学模型分析飞机特性,并设计控制律参数和逻辑。传统的飞机运动学模型基于飞机为刚体假定,并使用风洞试验/CFD 计算气动数据,完成飞机六自由度模型的建立。但随着当代大型宽体客机采用复材大展弦比机翼,机翼弹性变形增大,飞机的气弹耦合效应更加显著,传统的刚性飞机模型已难以准确仿真飞机特性。为了更好地设计控制律,建立准确的弹性飞机数据模型是现代控制律设计的关键挑战之一。

2) 多学科多系统耦合。传统的控制律设计以优化飞行员操纵为目标,通过算法逻辑设计,实现良好的飞行品质特性。随着宽体客机技术发展,要求控制律的设计必须从局部拓展到全机,考虑飞机性能、载荷、结构弹性响应等的整体最优。例如, A350 飞机在爬升时如果出现单发失效,其侧滑目标功能将提示飞行员按照特定的侧滑爬升,以获得最小的气动阻力,提高爬升性能; B787 飞机提供突风抑制功能,考虑飞机结构振动模态,并使用飞机舵面主动抑制模态振动<sup>[72]</sup>。

3) 更好的安全性设计。重点关注多信号融合估算算法(如合成迎角、合成侧滑角、合成空速等)<sup>[73]</sup>,帮助识别飞机故障并为飞行员提供决策输入,提高飞机安全性。传统上是通过飞控系统的多余度非相似架构保证飞机飞行安全,但在特定外部因素或人为因素下,依然可能导致灾难性的航空事故。例如, 2024 年 7 月 12 日 1 架 SSJ-100 飞机在维修后试飞时坠毁,事故后分析原因为风标安装错误,而通过信号融合估算可有效避免该类安全问题。

随着未来航空技术向更智能的方向演进,控制律也将呈现更高的自动化程度发展趋势。借助人工智能进一步探索实现从常规到极端包线范围内的全状态自适应优化控制,探索实现辅助飞行员在故障情况下的飞行管理,显著改善飞行品质、提升飞行安全与乘坐舒适性。

## 2.2 机体结构

### 1) 宽体客机机体结构关键技术

民用飞机机体结构的迭代,是材料技术、工程经验与安全体系协同演进的结果,而宽体客机因载客量大、航程远、机身截面宽的特性,其结构设计需额

外承载更大的增压载荷、气动载荷与燃油质量,使得宽体客机的结构发展不仅遵循民用飞机的通用规律,更在关键技术突破与安全体系升级中呈现显著的“大尺寸、高载荷、强冗余”特性。随着金属承力蒙皮技术的成熟,现代宽体客机结构框架基本固化,但空难事故引发的设计理念革新与安全标准升级,始终是推动其结构体系迭代的核心驱动力。

从技术演进轨迹看,宽体客机机体结构设计经历了“静强度验证→疲劳寿命→损伤容限→耐久性”的4级跃升(窄体机多为3级),并形成适配宽体特性的多层级安全防护网络。

宽体客机同时满足“大载荷承载、长寿命可靠、低能耗运营”三大核心需求。相比窄体机,其机身需承受更高的增压循环载荷、机翼需平衡更大的燃油质量与气动载荷、结构维修成本对运营经济性影响更显著。因此,其机体结构技术发展围绕“轻量化降重以提升航程、高可靠性设计以保障安全、智能化监测以降低维护成本”三大目标精准突破,核心技术路径从20世纪末的“金属材料主导”逐步转向“复合材料规模化应用+智能监测赋能+专项场景技术攻坚”,形成适配宽体特性的技术体系。通过复合材料替代传统金属,解决宽体机“结构质量与载荷承载”的核心矛盾(如机身质量减少可直接提升燃油效率,增加远程航程);依托数字孪生、结构健康监测等技术,应对宽体机大尺寸结构的“损伤难发现、维修成本高”问题;针对宽体机在适坠、振动、弹性机翼载荷等专项场景的特殊需求,开展定制化技术攻坚,构建覆盖“材料-设计-制造-运维”全链条的关键技术矩阵。

### (1) 先进复合材料规模化应用技术

以碳纤维复合材料为代表的高性能复合材料在航空结构中的应用经历了从功能结构、次级结构、主要承载结构和主承力结构的演进历程。特别是进入21世纪后,以B787、A350为代表的最新一代先进民机,在机身、尾翼、机翼等主承力结构中全面采用以T800热固性环氧树脂为代表的新材料,将复材用量提升至质量占比的50%以上,超越传统金属材料,成为民机“第一结构材料”。

在结构设计方面,遵循复材结构的材料-工艺-结构一体化内涵,必须以成熟材料、稳定工艺、充分验证的结构为基础,确定结构方案。由于复材结构的敏感性、变异性、热膨胀系数差异、导电性能弱、脆性等特点,结构设计需要综合考虑复材油箱安

全、电磁防护、电网集成、鸟撞/坠撞/轮胎爆破冲击、混合连接结构及热应力问题、损伤威胁与结构修理、复材结构疲劳损伤容限分析、防火与隔声、基准定义与容差控制、加工装配等难点。方案的确定和验证需要结合需求牵引与技术驱动,按照系统工程方法与过程开展正向设计,并进行双V验证,确保结构安全,达到全局最优,提升飞机竞争力。

在强度分析方面,其目标已从确保结构安全向飞机结构在极端载荷与环境下实现轻量化、高可靠性与长寿命的优化均衡。目前其正从驱动逻辑、理论框架、分析维度、分析尺度、安全思维和工具生态6个方面发生系统性变革。强度分析逻辑由传统面向失效模式的经验公式主导逐步向物理机制和数据驱动演化,理论框架由线性理论向非线性理论演化,分析维度由单一物理场或少数物理量叠加向多物理场耦合演化,分析尺度由宏观尺度向宏观-微观-微观跨尺度多层级演化,安全性策略由局部强度校核向系统性安全保证演化,方法工具由传统数据表格向基于模型的数字化、智能化、自动化平台演化。

在制造装配方面,复材机身、机翼结构研制面临规模宏大、技术新颖、难点集中的挑战,需攻克超大尺寸、大厚度、复杂曲率的复材机身、机翼壁板等结构制造难题。考虑到制造规模、材料寿命、制造精度、质量一致性因素,须采用以自动化铺贴、热隔膜/热模压预成型、共胶接/共固化整体成型、自动化无损检测的制造方法,以降低结构质量,保证结构性能与效率,降低制造成本。在此过程中,需要通过工程、工艺、工装协同和设计制造迭代,以工艺和力学2个积木式研发为路径,确定设计方案、制造方案、工装方案,确定制造验收标准,验证结构可疑细节,确定制造缺陷接收门限,掌握大型复材结构固有的固化回弹变形、外形轮廓度控制、柔性装配与设计补偿、复杂预成型/成型/装配/检验工装制造等技术。

在运营维护方面,随着多类型先进复合材料的大规模应用,对于维护也提出新的需求和挑战。复合材料结构维修处置范围已从次要结构扩展至主承力结构,维修方法则从简单功能修理发展到复杂结构胶接修理、高效机械连接修理和混合连接修理等,维修设备则逐步由简易手动工具向专业化、自动化、集成化、场景化工具发展,维修的效率和可靠性不断得到提升,维修预期成本得到进一步的控制。

### (2) 飞机结构健康监测技术

飞机结构健康监测技术历经了4代变革。当前

健康监测运用光纤、压电传感器、智能涂层、智能材料等先进技术,对飞机关键部位的裂纹、腐蚀、磨损等损伤进行直接监测与诊断,实现更高效、智能的监测,如图 4 所示。

光纤光栅传感器是近年来发展迅速的光纤传感技术之一,其灵敏度高、抗电磁干扰且易于组网,在结构健康监测领域展现出巨大潜力。

光纤光栅传感器拥有超高的灵敏度与分辨率,其波长分辨率可达皮米级,温度灵敏度达  $0.01\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,应变灵敏度达  $1.2\text{ }\mu\text{m}/\mu\text{m}$ ;同时拥有抗电磁干扰能力,全光信号传输机制彻底规避了传统电子传感器在强电磁场(如变压器、雷击环境)下的信号失真风险;其材质为石英材料,具有耐酸碱腐蚀、抗辐射、热

稳定等特点,更重要的是其体积小、质量轻,可贴合曲面结构(如机翼蒙皮),对被测结构影响极小。通过波分复用或时分复用等复用技术,组建分布式传感网络,可实现多点测量。

在典型工程应用中,可将光纤光栅传感器布置在航空航天飞行器关键部位,如:在翼梁与蒙皮表面布置传感器,实时解算气动载荷下的弯曲应变分布,实现应变监测。

结构健康监测技术能够带来的收益包括:降低航司维护成本、评价老龄飞机残值、改善飞机航线适应性、提高飞机运营经济性和安全性、提升民航结构设计水平、指导后续衍生型正向设计<sup>[74-75]</sup>。

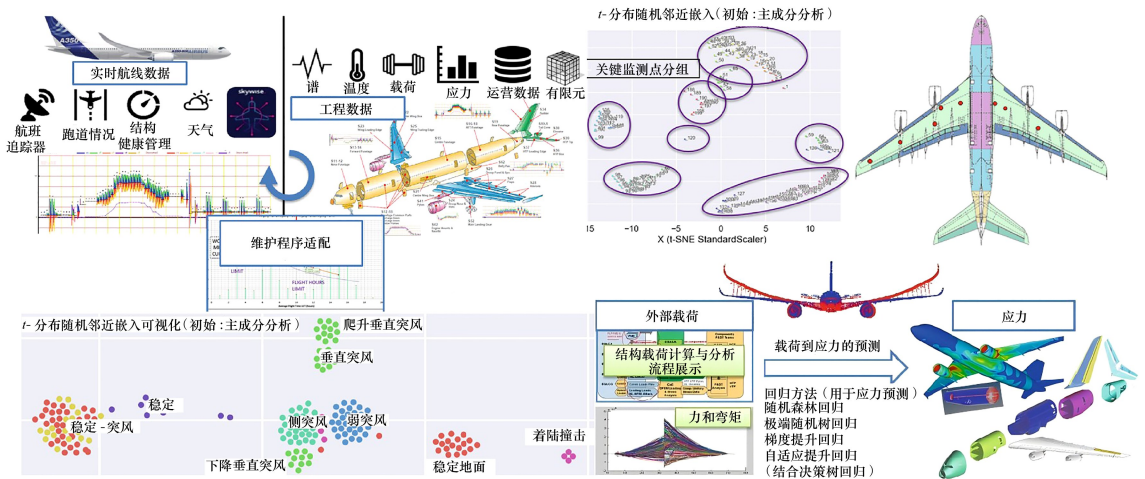


图 4 结构健康监测技术

### (3) 宽体客机大变形弹性机翼载荷设计与分析技术

宽体客机尺寸大、柔性大的特点使得飞行过程中弹性变形较大,对于大变形弹性机翼载荷设计,历史上波音公司也曾长期采用基于线化理论的可靠性高、简便快捷的工程算法,近十几年,专家们对大展弦比柔性机翼飞机开展了较多的非线性气动弹性问题研究。Patils 等<sup>[76]</sup>结合大变形几何非线性梁理论和 ONERA 气动力模型,采用动力学线性化方法研究了几何非线性效应对大展弦比柔性机翼静、气动弹性行为的影响。Palacios 等<sup>[77]</sup>则采用 CFD-CSD 耦合计算方法研究了大展弦比机翼的非线性静气动弹性响应问题。ZONA 公司开发的 ZONAIR 计算软件,可使用高阶面元法进行静气动弹性分析,此软件采用的高阶面元法在气动力计算时优于平板面元

法,并且此软件能够考虑飞机的真实外形,但软件自身的气动力计算模块仍然精度偏低,可引入基于风洞试验或高精度 CFD 的气动数据进行修正,获得更好的计算结果。CFD-CSD 耦合的计算方法是目前精度较高的计算方法,能够考虑几何非线性和气动非线性的影响,但计算量较大,与大规模的工程应用还有一定距离。

从国内外研究情况来看,国外对于柔性飞机的研究较为系统,也已处于快速发展阶段。其主要研究手段分为结构、气动、飞行力学与气动弹性耦合三方面。结构方面普遍采用几何精确的非线性梁单元或者板单元进行求解,结构形式限制较大,不便于直接进行工程复杂模型的研究;气动力方面普遍采用二维非定常入流理论,可以在一定程度上考虑失速影响,但二维气动力在工程应用方面仍存在明显的

不足,需要进一步对三维曲面气动力进行研究。国内进行了“考虑静气弹影响的载荷分析与验证技术”的关键技术攻关,分层次开展了系统的基础理论分析、应用方法开发、试验验证研究和工程应用探索,建立了完善的设计手段及能力,形成了经过验证的考虑静气弹影响的载荷设计体系。

#### (4) 宽体客机复合材料机身结构适坠性设计、分析及验证技术

民用飞机适坠性是航空安全涉及的重要问题之一,民机事故主要发生在起飞和着陆阶段且经常发生,但大多数情况下乘客能够生存。事实证明,如果能在飞机设计的最初阶段就考虑坠撞安全性设计,那么大部分坠撞事故都将成为可生存或部分生存,从而可以大大提高飞机坠撞后乘员的生存率。

随着国际上航空领域对民机适坠性研究的不断深入,适航对作为乘员生命安全最后屏障的航空结构安全性的要求在逐步提高。在 B787 和 A350 的研制取证过程中,FAA、EASA 相继制定了关于适坠性的专用条件,要求在可生存坠撞工况下,必须能够提供与以往取证尺寸相似的运输类飞机等效的乘员安全和可生存水平。

国内于 20 世纪开展飞机结构坠撞安全研究,主要针对直升机等小型通用飞机开展抗坠撞设计及坠撞分析与试验研究<sup>[78-79]</sup>。目前国内对运输类民机适坠性技术的研究日益深入。但是,国内对于复合材料结构的抗坠撞研究较少,主要集中在对材料动态性能、单一吸能件及典型结构的冲击研究上。

国内开展了宽体客机复合材料机身结构适坠性设计、分析及验证关键技术研究,对复材机身坠撞积木式验证试验矩阵、应急着陆下乘员安全、全机级机身结构抗坠撞等复材机身适坠性主要内容进行研究,突破复材机身适坠性及符合性评估、抗坠撞高效可靠分析、复材结构抗坠撞设计等关键技术难点。

#### (5) 结构振动优化设计与试验验证技术

宽体客机设计巡航马赫数更高,属于近声速范畴,飞机局部结构复杂、型面变化大等部位流动分离几乎不可避免;特别是高速巡航阶段飞行时,还会出现激波、漩涡、湍流边界层及其相互干扰等复杂流动现象,会在飞机及其部件周围产生剧烈的非定常气动力激励、压力脉动,可诱发高强振动载荷,恶化飞机工作环境,甚至影响机载设备的正常工作,并危及局部结构安全。并且宽体客机复合材料占比进一步加大,将面临更为突出和复杂的气动特性、非定常气

动激励、多场耦合与结构安全性评估等一系列关键气动与结构一体化多场耦合设计问题,且对研究条件控制(表面粗糙度、缝隙、马赫数控制精度、攻角机构运行精度)更为敏感,对飞机非定常气动激励、表面气动载荷和声特性、结构振动模态响应等精细化预测和多场数据融合处理修正技术提出了更高的要求。

对于局部气流导致的异常振动,非定常气动激励诱发的机体声振载荷除了对飞机气动性能和飞行品质有严重影响外,还与飞机局部构型(如凸起、凹陷、缝隙、进排气管道等)绕流产生的分离流、漩涡、湍流边界层相互干扰作用,可诱导许多非预期力学环境,从而对飞机气动性能、绕流特性、载荷水平、操纵性能、有效控制、使用寿命和结构安全等产生严重影响,主要表现在 3 个方面:边界层气动激励、可引起随机载荷诱发飞机结构振动、局部结构振动环境可影响机载电子仪器仪表正常工作。

目前国内进行了结构振动优化设计与试验验证技术的关键技术攻关,通过关键技术攻关,突破了飞机振动分析验证技术,提升了振动设计相关技术的成熟度,降低流致振动等异常振动现象的影响,提高了飞机的安全性、经济性及舒适性。

#### 2) 宽体客机机体结构技术发展趋势

在全球航空业“净零排放”目标(IATA 2050 年承诺)<sup>[80]</sup>、能源体系革新(氢能源/电池能源应用)及飞行性能优化需求的驱动下,宽体客机因“大尺寸、长航程、高载客量”的固有特性,其机体结构技术发展需更聚焦“降碳效率适配航程需求、能源集成匹配结构承载、变形设计平衡多工况性能”三大核心方向。相比窄体机,宽体客机单次飞行碳排放更高(如 A380 单次跨洋飞行碳排放超 50 t)、能源系统集成空间约束更严格(氢储罐/电池舱需兼容客舱与货舱布局)、气动性能优化对航程影响更显著(阻力降低 1%即可提升超 100 km 航程)。因此,其技术趋势并非简单延续民用飞机通用路径,而是围绕宽体特性形成定制化突破;以“轻量化+多功能集成”降低碳排放,以“能源-结构深度耦合”适配新型动力,以“可变形结构”实现全飞行阶段性能优化,最终构建兼顾“宽体载荷需求、长航程经济性、未来能源适配性”的下一代结构技术体系。

#### (1) 降低碳排放的结构设计

进入 21 世纪后,降低碳排放与推动绿色能源使用的需求日益增加,IATA 承诺 2050 年带动新一代

民用航空器机体结构设计系统性革新,核心特征表现为轻量化、多功能集成与气动-结构-能源耦合优化。

在降低碳排放的要求下,技术革新方向也在进行转变。高比强度碳纤维复合材料(CFRP)占比持续提升,通过连续纤维增材制造(CF-AM)技术实现梯度铺层,使结构减重效率突破传统预浸料工艺极限(比模量提升至  $180 \text{ GPa}/(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$ )。黄文团队<sup>[81]</sup>对生物基环氧树脂体系替代石油基环氧树脂固化剂进行探索,表征以松香酸和马来酸酐作为环氧树脂固化剂的力学性能与耐热性能。针对回收难题,PLA基复合材料规模化发展后,当前已有水解降解、微生物降解、热降解及光降解等多种降解形式。

### (2) 能源与结构的深度集成

针对氢能源系统,低温复合材料储罐设计引发传统机体结构重构。空客 ZEROe 项目采用环形承压舱布局,提出了更高的复合材料结构与制造技术要求<sup>[82]</sup>。

针对电池能源系统,电池系统结构化集成成为关键技术突破点。一是模块化承载舱设计。例如,某电动飞机利用能量密度达  $500 \text{ Wh/kg}$  以上凝聚态电池嵌套复碳纤维或者泡沫夹芯结构,使综合能量密度达  $250 \text{ Wh/kg}$  时仍能承受 80% 机身载荷<sup>[83]</sup>。二是储能-承力一体化结构。查尔姆斯理工大学的研究团队近期取得突破,成功研制出一种由碳纤维复合材料制成的电池,使能量密度达  $30 \text{ Wh/kg}$ ,为未来承载式结构电池的研发提供了可能性<sup>[84]</sup>。

由于当前电池组能量密度不及航空煤油,两者存在量级差异,在结构设计维度,就需要更大面积地使用复合材料(如 T800/环氧树脂体系)以弥补能量差异。值得注意的是,当电池组出现热失控时,复合材料结构需要承受更为严酷的热环境压力,具备更高的电击穿稳定性。

### (3) 可变形结构

可变形机体结构设计是航空工程领域的前沿技术方向,其通过动态调控气动外形实现飞行性能优化,涉及气动、飞控、材料、结构、驱动、变形控制等基础理论和关键技术<sup>[85]</sup>。

目前美国和欧洲采用智能可变形技术提升飞行器性能。例如,湾流 III 公务机安装了自适应弯曲后缘(adaptive compliant trailing edge, ACTE),起到传统襟翼的作用,可连续地弯曲变形,在  $-2^\circ \sim 30^\circ$  范围

内自如偏转,有效减轻结构质量,降低飞机起降过程中的噪声。湾流宇航公司提出变形静音超声速喷气机的方案,通过头部伸缩和后掠角改变来改善飞机的低速起降和超声速飞行性能,以及声爆性能。但可变形结构的设计仍存在几个重大关键技术难点:①气动布局设计和变形策略问题。洛·马公司的折叠机翼方案连续遇到了挫折,主要原因可能在于其所选择的气动布局形式及变形策略,在相关非定常动态气动干扰和变形过程中的飞行控制等方面的技术仍不成熟<sup>[86]</sup>。②变形机构所带来的额外质量和占用空间问题。可变形飞行器为了实现变形往往需要引入复杂的变形机构、驱动装置和控制系统,导致飞机的质量效率和空间利用率降低。③变形过程中的机体结构安全问题。Bai 等<sup>[87]</sup>针对滑动蒙皮方式变后掠过程中的非定常效应开展了风洞试验研究,初步研究表明快速变形会产生更为明显的非定常气动滞回效应和相位漂移,过快的变形速率会给飞行器变形过程中的非定常气动特性、操稳特性和飞行控制带来很大的影响。

## 2.3 动力装置

### 1) 宽体客机动力装置关键技术

发动机是飞机动力系统的核心,负责提供正/反推力、推力与功率管理,以及引气和电/液压功率抽取。宽体客机普遍采用高涵道比涡扇发动机,关键技术包括气动、燃烧与冷却、控制与作动、材料与制造工艺,以及健康监控与预测性维护。其发展历程可分为 4 个阶段:

阶段 1 代表型号 P&W JT9D(B747-100)、GE CF6-6/CF6-50、RR RB211-22 等(典型涵道比 BPR 约为 4~6)。采用单/双级大直径风扇+多级压气机的早期高涵道布局,以机械/液压控制、镍基高温合金为主。

阶段 2 代表型号 GE CF6-80 系列、RR RB211-524 等(BPR 逐步提升)。压比与部件效率提升,FADEC 逐步普及,可变静子/进气导叶(VSV/IGV)协同控制更完善,单晶涡轮叶片与热障涂层进入工程化应用,早期发动机健康监控(engine health monitoring, EHM)雏形出现。

阶段 3 代表型号 GE90 系列、RR Trent 800、P&W PW4000 后续改型等(BPR 约为 6~9, OPR 显著提升)。宽弦风扇成为标志,整机压比、循环效率持续提升,双通道 FADEC 全面普及,单晶高温合金/TBC 等持续进步, EHM 功能增强、机队级数据用

于性能劣化追踪与维护优化。

阶段4 代表型号 GENx (B787/747-8)、Trent 1000/7000 (B787/A330NEO)、Trent XWB (A350), 以及 GE9X (B777X)。该阶段是更高涵道比、数字化与新材料的集成。

短舱系统为发动机提供设备空间,保障气动性能,抑制噪音,并提供反推力。早期低涵道比发动机多采用混合排气短舱;随着涵道比与风扇直径增大,分开式排气短舱渐成主流,适配大涵道比发动机的格栅式与折流式反推广泛应用。降噪技术上,从早期铝合金穿孔面板蜂窝夹芯结构,逐步发展为双自由度及线性声衬;自2000年,A380采用无缝式进气道声衬,现已成为主流。材料方面,早期以铝、钛合金为主,高温区选用高温合金;自20世纪90年代起,碳/环氧复合材料在短舱中广泛应用。

宽体客机动力装置关键技术主要包括5个方面:

#### (1) 高涵道比发动机设计技术

随着涵道比(BPR)进一步提升,整体压比(OPR)持续提高;风扇与机匣复材化更深入,叶片/涵道损失进一步降低;发动机核心部件技术方面,单晶高温合金涡轮叶片和热障涂层使涡轮前温度大幅提高,推重比显著提升;陶瓷基复合材料(CMC)开始用于涡轮部件(如LEAP发动机的燃烧室衬板),在高温区域实现减质耐热。

增材制造(3D打印)在燃油喷嘴、导流/支架类复杂件与部分机匣附件上规模化应用,CMC在宽体客机上实现突破性应用,显著减质并提升高温部件的裕度与效率。例如CFM LEAP发动机的燃油喷嘴采用了增材制造,实现更复杂冷却通道设计。

数字化全权限电子控制(FADEC)在民机发动机中早已普及,延续VSV/IGV等可调部件的协同优化,保护逻辑更精细,数字控制与全机数据链更紧密,通过EHM实现状态诊断,每千小时空中停车率低至0.002。发动机安全性和耐久性达到前所未有的高度:大型民用涡轮平均在翼寿命超20 000 h,热端设计寿命约1.75万循环。

当前宽体发动机以“大涵道比+高增压比核心”为设计特点,辅以新材料和数字控制,实现高推力、低油耗、低排放的综合性能。

#### (2) 层流短舱设计技术

宽体客机短舱采用自然层流唇口蒙皮,旋流式短舱防冰以及电反推等最新短舱技术,并采用了低

流阻声衬以及电子式风扇罩锁关闭指示等新设计;短舱的先进碳/环氧复合材料比例大于50%;反推装置采用电反推作动系统,并通过作动器设计优化,以降低质量及成本;采用最新的低流阻声衬技术,在不降低降噪效果的前提下降低声衬流阻,并采用电子指示的风扇罩锁关闭指示系统,质量更轻,适航风险更低。

#### (3) 发动机进排气设计技术

主要解决发动机与短舱集成后的进排气的匹配问题。依据发动机进气系统典型工作状态,基于先进气动造型方法开展发动机进气系统和排气管道气动流线设计,确保各工况下的进、排气性能满足发动机工作要求,并获得集成性能最佳的进排气的方案。

#### (4) 短舱通风冷却设计技术

主要解决发动机及其附件与短舱集成后的热管理问题。根据舱内通风量和设备工作温度限制要求,开展短舱发动机附件阀体、管路等部件及环控阀体、管路换热建模,定义外部设备热管理集成接口,通过仿真获得舱内流动参数及温度分布。

#### (5) 整周反推气动设计技术

主要解决飞发集成后的反推力及反推气流对飞机的干扰问题。反推格栅的气动方案决定反推效率,进而影响全机反推力,设计过程中反推出流除了需要满足最低反推力和反推效率要求外,还需避免产生对于机身、机翼、地面的不利冲刷影响,并满足发动机进气道进气畸变要求,气动集成复杂。

#### 2) 宽体客机动力装置技术发展趋势

宽体客机动力装置的未来发展趋势将围绕效率提升、环保减排以及运营经济性展开,主要技术发展方向有:

##### (1) 超大涵道比新构型发动机

从目前已知的信息来看,未来有望用于宽体客机的新构型发动机包括齿轮传动涡扇(GTF)和开式转子(open rotor)2类。两者的理念均是通过进一步提升涵道比来实现推力增加和油耗降低。目前RR公司UltraFan(GTF构型)已完成首台80 000磅力(约355.86 kN)级验证机满功率试车,可作为未来宽体客机发动机的潜在选项。

##### (2) 混合电推进/全电推进

当不需要大功率输出时,发动机作为热机负责发电,由电机驱动风扇提供推力;当需要大功率输出时,发动机除驱动电机外同时输出推力,从而实现全

阶段能源利用优化,降低油耗。

(3) 引气构型向多电构型转变

增加发电功率提取,取消发动机核心机引气,减少引气对发动机工作效率不利影响,降低发动机油耗和排放。

(4) 核心机热力循环参数进一步提升

通过先进气动设计和材料技术,提升发动机总压比和总涡轮前温度,进一步提升发动机核心机热效率,减少油耗。

(5) 新材料新结构的大规模应用

复材、钛铝合金和 CMC 等新材料以及整体叶盘/叶环等轻质结构件的大规模应用,大幅降低了发动机整体结构质量。

(6) 智能化控制及健康管理

通过人工智能、大数据学习等技术,实现不同工作场景下发动机智能化控制;通过数字孪生及人工智能等技术,实现发动机潜在运营问题提前识别及维护方案生成,降低运营成本。

(7) 紧凑型短舱设计

短进气道以及移动式格栅反推的紧凑型短舱设计、自然层流甚至混合层流等技术,可以有效降低短舱的质量以及摩擦阻力;以宽频带低流阻为特征的先进声衬技术可以降低流阻;新型热塑性复合材料的应用使得复杂曲面构件成型和维修更简单,其可回收性有助于减少环境污染。

2.4 机载系统

2.4.1 航电系统

根据功能领域,航电系统通常依据完成特定任务的设备被划分为若干具有显著特征的分系统,主要包括:通信系统、显示告警系统、导航系统(含监视系统)、机载维护系统等。此外,还包括用于实现这些系统之间信息交换与资源共享的核心处理系统。

1) 综合模块化航电系统

随着航空电子基础技术的发展,航电系统架构经历了从分立式向高度集成化的转变,如图 5 所示。

综合模块化航电概念于 20 世纪 90 年代被首次提出<sup>[88]</sup>,其核心思想是通过硬件资源共享和软件分区隔离技术,在单一计算平台上集成多个安全关键级别的应用功能,解决联邦式架构下信号、功能、控制器冗余和资源利用率低、质量过大等问题,同时满足实时性、可靠性和安全性需求<sup>[89]</sup>。

B777 飞机首次采用基于 IMA 架构的飞机信息

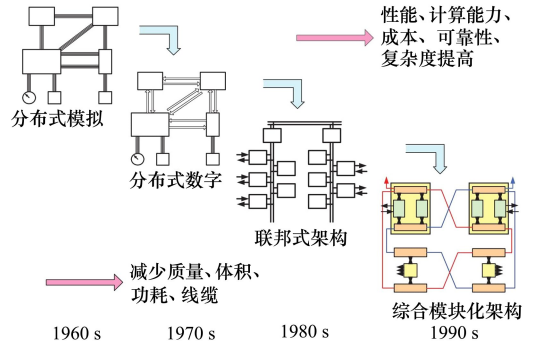


图 5 航电架构的演变

管理系统(AIMS),标志着 IMA 技术正式进入民航领域。随着开放式 IMA 技术在 A380 和 B787 的成功实践,该技术在民用航空领域得到了广泛的应用,包括 A350、A220、C919 等机型。

宽体客机 IMA 系统关键技术主要包括:硬件平台设计技术、软件综合集成技术和高可靠性网络通信和总线技术。

(1) 硬件平台设计技术

在完整的 IMA 配置中,通常会采用 1 组统一的核心处理模块、接口单元和网络交换模块,并根据 ARINC 651 标准来定义通用硬件架构。同时,结合定制的机架或机柜,实现机上安装。根据飞机系统功能和安全性考虑,IMA 硬件平台设计需突破以下细分关键技术:

①硬件虚拟化技术。针对多个应用在核心处理模块上共享资源并确保运行确定性和接口隔离的需求,虚拟化技术相比物理隔离,提供了一种更灵活的管理方式和底层资源调度方法,图 6 为 ARINC653 虚拟化示例。由于航电系统对实时性要求高,硬件虚拟化需要确保各个虚拟机中的应用程序能够满足实时性约束,这也需要对虚拟化技术进行特殊设计和优化,以保证系统的实时性能。

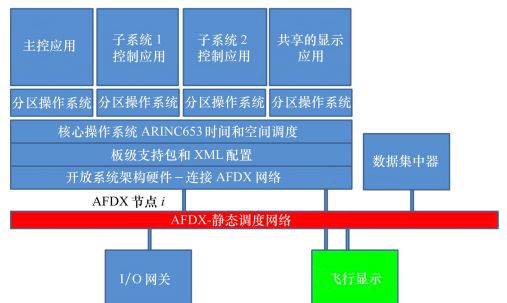


图 6 ARINC653 虚拟化

②锁步和双通道设计技术。在核心处理模块中对双 CPU 的输出进行同步和比较,以及在接口单元设置双通道交叉对比等设计,可为运行其中的应用软件或功能提供高完整性的数据输出。典型的 B777 锁步设计如图 7 所示<sup>[90]</sup>,其采用了 2 个 29050 处理器,在相关的时钟输入下运行,2 个处理器的输入输出由专用 ASIC 进行数据同步和对比,能够及时对处理故障进行探测和报告,保证数据的完整性。然而,锁步设计的最大挑战是共模故障,即同 1 个故障源同时影响 2 个核,导致它们产生相同但错误的输出,比较器无法检测。

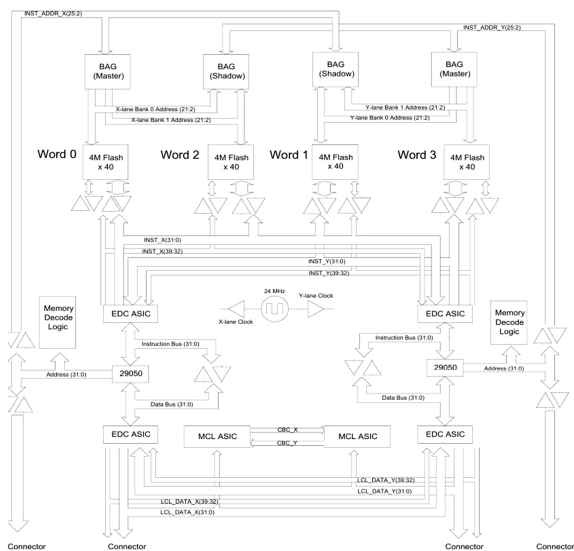


图 7 B777 锁步架构

### (2) 软件综合集成技术

为了保证在相同模块中运行的应用和功能可靠性,并集成不同安全等级的应用软件,要求必须在操作系统部署中间件来保持不同软件功能的虚拟隔离,将其与硬件分离,这也正是开放 IMA 系统的核心技术。

ARINC 653 及其 APEX 接口软件标准被广泛用来提供基础的应用软件框架,并为应用软件提供空间和时间分区。APEX 通过引入具有有限时间窗口的固定周期性调度分区来建立时间分区,软件应用被允许在这些时间窗口内执行。空间分区通过在启动时静态定义每个分区的虚拟地址空间来实现。这种逻辑分离使得不同关键级别的应用能够在同一个通用处理模块上运行。标准的软件接口同时为应用软件的重构和移植提供了便利,来适用快速发展的 IMA 平台硬件设备。

### (3) 高可靠性网络通信和总线技术

在现代开放式 IMA 系统架构中,ARINC 664 Part 7 标准被广泛用于实现核心处理资源与接口单元之间的数据通信,并提供可靠的传输服务,其典型拓扑如图 8 所示。在数据发送端,定制的 ARINC 664 Part 7 交换机负责数据包转发,并在其输入端口实施流量监管,运行速率支持 10/100/1 000 Mb/s。IMA 网络作为一种灵活的骨干网络,能够在不同数据格式和结构之间搭建通信桥梁。

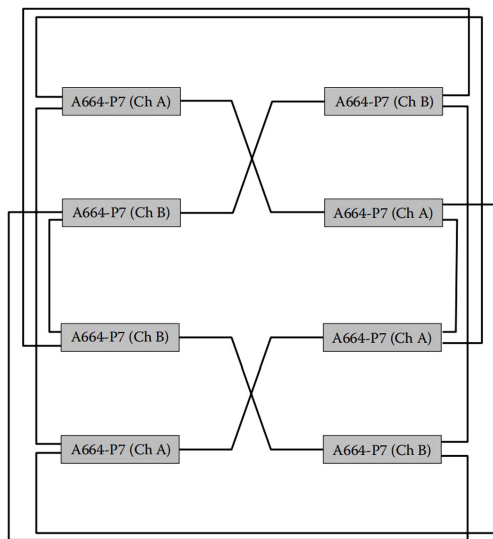


图 8 ARINC664 P7 网络拓扑

宽体客机 IMA 系统技术发展趋势为:

#### (1) 多核处理器应用和虚拟化环境优化

在过去十年中,航电系统的提升主要源于多核处理器的技术发展<sup>[88]</sup>。多核处理器及片上系统 (SoC) 为尺寸、质量和功率 (SWaP) 带来了收益,同时也引发了共享资源的问题,可能破坏主流 IMA 架构中基于单核的核心处理模块所保持的分区独立性。

随着航电系统功能和复杂性的急剧增加,未来 IMA 系统对高性能处理器的需求将不断增长,这将促使行业更加重视多核技术的发展。多核处理由于其资源共享和并行处理的特点,需要在系统层面给出合理的设计以便解决任务调度和资源共享的确定性问题<sup>[91]</sup>。多核 CPU 在 IMA 应用的一种有效方法是在主框架的“隔离时间段”内执行硬实时分区。目前,众多研究工作正致力于通过高级虚拟化环境来解决这一关键问题。

#### (2) 时间同步数据总线技术

随着网络服务用户数量的增加,当前 AFDX 采用异步通信机制,在支持低延时实时关键系统功能的数据传输服务方面存在局限。

SAE AS6802 定义的时间触发以太网正逐渐被考虑应用在综合模块化航空电子(IMA)架构中。相较于 ARINC 664 Part 7 所规定的流量延迟限制和必须容忍的显著抖动,时间触发以太网为同步架构提供了时间关键的数据流,构建了一个确定性的以太网网络,更适合用于时间关键的飞机系统功能(如飞行控制)。时间触发以太网的同步特性也使其适用于分布式处理架构,因为它严格控制了数据抖动,并在处理单元之间提供了严格的确定性。处理任务通过周期性时分多址接入(TDMA)网络数据传输实现同步。正如 ARINC 653 通过处理单元上的时间共享提供分区一样,时间触发以太网协议通过网络中的预定义时间槽为关键和非关键通信提供了类似的分区功能。这种时间分区允许多个流量类别在同一网络中共存而不会互相干扰。

### 2) 显示告警系统

早期分立告警灯信息单一、优先级缺失,飞行员须同时监视数十个机械仪表,紧急情境下认知负荷极高。随着玻璃化驾驶舱的出现,飞行机组通过集成式显示获取数字化、图形化、综合化的飞机状态信息<sup>[92]</sup>。机组告警系统(crew alerting system, CAS)也从分立式向综合化转变。随着“静暗驾驶舱”理念的诞生,显示和机组告警系统的主流设计倾向于通过暗与亮、静与动,让飞行员能够快速、准确地接收到飞机系统发出的相关信息。现代驾驶舱采用的多通道告警方式(视觉、听觉、触觉)显著提升了信息传达效率。

宽体客机显示告警系统关键技术主要包括:

#### (1) 显示触控技术

驾驶舱显示器触控技术的应用,可预见的益处包括:可触即可达,提升操作速度;更多的操作方式与显示效果,提升信息交互的效率;冗余的操作输入,安全性能提高;贴近人类习惯,降低训练成本<sup>[93]</sup>。

SAE AS8034C 提出了触控屏的使用要求,为触控屏的航空应用建立了工程开发基准。在此基础上,SAE ARP60494 提出了满足 AS8034C 的建议性策略。

综合来看,目前民机显示触控的细分关键技术主要包括:①触控应用场景分析与定义;②触控手势

算法与性能分析;③驾驶舱环境下的触控人机工效研究与评价;④触控显示器适航。

另外触控显示器在实际应用中,还需要考虑触控屏的抗干扰与光学性能、防误触与机组差错管理、触控延时分析等方面。

#### (2) 面向驾驶舱的综合化告警设计

综合化告警包括主视觉告警、告警信息、音响告警、触觉告警、电子检查单、简图页、指示灯等相关功能模块的综合集成设计,也包含与显示系统集成后的一致性设计。设计目标满足 EASA/FAA 25.1322 条款要求,各关联元素、关联系统相互协调统一,为飞行员的信息获取和决策提供可靠依据。

综合化告警的细分关键技术包括:①复杂场景下多级别告警呈现方式匹配管理技术;②面向故障传播模型的机组告警系统设计仿真技术。

宽体客机显示告警系统技术发展趋势为:

#### (1) 智能化人机协同

民机驾驶舱是典型的复杂人机系统,其人机交互技术从机械化、自动化正在快速走向情景智能化。从“自动化”向“自主化”告警过渡。人工智能目前通过各种单场景智能系统扮演辅助飞行员飞行和决策的角色。现有的自动化告警系统在告警时大多是一种基于阈值数据触发的被动响应,未来的驾驶舱告警系统应该在综合机载和环境数据的基础上,引入人工智能算法,使得告警系统具备一定的“思考”能力和“自主化”告警功能,真正成为机组一员,为机组决策提供支持<sup>[90]</sup>。

随着人工智能技术的成熟,实现信息充分共享的航电系统以及其他新技术的应用,将进一步提升驾驶舱自动化水平,并向辅助决策及智能化方向发展。有可能推动民机驾驶舱从“双人驾驶”模式变成“单人驾驶+人工智能副驾驶”模式<sup>[94]</sup>,甚至是无人驾驶模式。

#### (2) 多通道人机交互

人工智能驱动下的语音识别可以有效辅助飞行,减少人为差错。通过音频切分、语音识别、指令意图识别、分析应用,可辅助飞行员准确获取甚高频通话指令。未来语音识别系统的可靠性足够高,语音识别系统接入飞机系统后,空管指令可直接作用于飞机,无需飞行员手动操作,可实现地面控制飞机。通话指令可直接通过标注甚高频语音识别模型,使 VHF 语音识别系统准确地调用和识别甚高频语音数据,将语音实时转化为文字加以记录、存储、

告警、转发,并具备语音通话的备份,可实现飞行实时监控的高效和准确,并在未来成为地空支持的有力防护手段之一。

随着新技术的不断发展,“玻璃座舱”将向着显控一体化超大屏、触控/声控/手势/眼动等多通道交互技术发展<sup>[92]</sup>。

### 3) 通信系统

民航空地通信技术经历了从窄带通信到宽带通信、从模拟通信到数字通信、从地基通信到星基通信的发展。面向宽体客机的运行需求,需要综合考虑极地、越洋等复杂场景通信需求。随着通信技术的发展,以及《中国民航新一代航空宽带通信技术路线图》等政策的引导,包括 5G ATG、5G AeroMACS、5G LDACS、Ka/Ku 高低轨卫通在内的新通信技术构建起宽体客机空天地网联一体化的重要基础。

宽体客机通信系统关键技术包括:

#### (1) 基于 ARINC664 网络的数字音频传输技术

基于 ARINC664 网络的数字音频系统,通过标准化网络架构实现高实时性和高确定性的音频信号传输,高时间同步精度可以确保音频帧的快速对齐,满足话音同步的要求,而网络的优先级调度可实现关键音频信息的最高优先级分配,通过交换机硬件队列优先转发。分布在飞机前、后区域的多个音频网关单元于网络末端接收数字音频信息,并负责数字信号向模拟信号的转换,最终将模拟音频发送至无线电通信和导航电台。实现数字音频技术的关键在于编码处理,针对机载音频信号高质量、低延时的基本传输需求,算法选择的核心在于通过降低编码复杂度获得更低的信号处理时延,机载数字音频系统通常采用脉冲编码调制(PCM)技术实现音频编码处理,以保证抗干扰能力及高保真度。

#### (2) 支持 ATS B2 服务的数据链系统设计技术

基于航迹的运行(TBO)作为新一代空管系统的关键核心技术,利用 FMS 将飞行计划与轨迹预测紧密融合,通过四维航迹计算,实现支持精准时间到达的飞行引导。同时,基于航迹的运行要求空地数据链系统支持传输飞行状态、管制指令、气象信息和动态航迹等更加多元化的空中交通环境信息。RTCA DO-350 明确定义了 ATN Baseline2 数据链应支持的各项服务,如四维航迹运行(4DT)、间隔管理(IM)、高度层变更程序(ITP)等,图9为四维航迹数据链(4D trajectory data link, 4DTRAD)消息交互概览。

为实现从基于空域的运行到基于航迹的运行体

系转变,民航飞机新一代数据链系统应提供可支持 ATN B2 服务指令集的 CPDLC 应用以及具备扩展投影剖面(EPP)航迹下传能力的 ADS-C 应用,从而实现飞机与地面管制之间的航迹协商与同步。

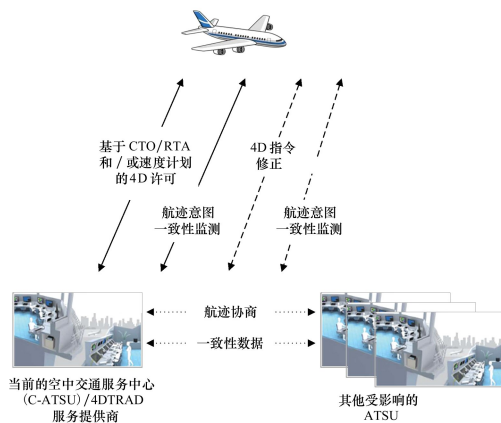


图9 4DTRAD 消息交互概览

宽体客机通信系统技术发展趋势为:

#### (1) Ka/Ku 多模多轨卫星通信技术

Ka/Ku 多模多轨卫星通信技术是通过多运营商、多轨道(GEO/MEO/LEO)的 Ka/Ku 频段卫星资源,提供高速、稳定、全球覆盖、无缝切换的宽带网络连接,以满足宽体客机长航时的洲际、越洋、极地等复杂航线需要。

Ka/Ku 多模多轨卫星通信技术能够提升飞机网联化水平,改善长航时乘客飞行体验;结合飞机实时健康管理,将机载数据实时下传,进行预测性维护;支持电子飞行包(EFB)互联,为机组提供实时气象、航路信息,提升运行效率。

单一的高轨或低轨机载卫通需具备高动态环境下卫星波束快速切换与追踪技术、高性能全电扫相控阵天线技术。在此基础上,面向宽体客机的多模多轨卫星通信还需进一步考虑飞机多域多链路互联架构、高低轨卫星自适应切换等关键技术。

#### (2) L 波段数字航空通信技术

L 波段数字航空通信系统(LDACS)是 ICAO 定义的新一代航路地基空地通信技术,符合 ATN/IPS 网络协议体制,为飞机与地面管制、航司运控中心间提供一种高安全、时间关键、频谱高效的高速数据链路,逐步替代现有 VHF ACARS(VDL Mode2)数据链,进一步提高空中交通管理的效率和安全性。根据《中国民航新一代航空宽带通信技术路线图》,5G

LDACS 2.0 系统作为未来智慧民航重要网络基础设施,依赖 5G 技术引入先进的网络架构、高效的调制编码和高数据吞吐量,构建空天地一体化的新一代航空宽带通信体系。

### (3) 空地多链路智能化路由管理

随着空地链路以及网联应用的丰富,宽体客机需要突破多链路智能路由管理技术,以保证飞机各域间数据安全隔离为前提,实现不同安全性等级、不同优先级的数据流量分级、空地链路的集中式管控和带宽资源调度以及空地链路的动态路由决策,为空地数据传输提供最优化链路策略,提升复杂空域环境下的空地链路效率,降低航空公司空地链路管理成本,优化空地大数据实时交互的高速通路。

### 4) 导航系统

导航系统连续、实时、三维监控飞行器的位置、速度、姿态等信息,为飞行器提供精确的导航路径指引和时间基准。机载导航系统由陆基无线电导航系统、卫星导航系统、惯性导航系统(inertial navigation system,INS)、大气数据系统(air data system,ADS)等组成,各个系统的组成和功能如图 10 所示。

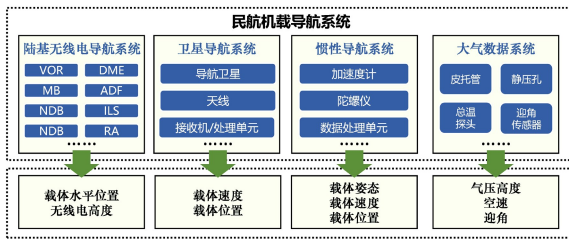


图 10 民航机载导航系统的组成和功能

宽体客机导航系统关键技术主要包括：

#### (1) 四维航迹性能优化与预测技术

四维航迹在“经度/纬度/高度”三维航迹基础上增加了时间维度信息,除了约束飞机沿预定航迹飞行,也约束了按预定时间到达的要求。四维航迹是实现 TBO 的重要支持,是对飞行航迹更精细的管理。

初始四维航迹(I4D)是实现飞机可预测飞行的起点。欧洲于 2012 年和 2014 年 2 次在法国开展 I4D 飞行试验<sup>[95]</sup>,结果误差能够控制在 10 s 以内。中国在 2019 年也开展了一次 I4D 飞行试验<sup>[96]</sup>。在 3 个测试点上,时间控制误差指标分别为 2 s、准时、1 s。

四维航迹性能优化与预测技术的难点在于如何

在庞大的航迹空间中计算得到满足飞行计划约束的航迹,且能够使得特定指标参数(如成本指标、时间指标等)达到最优。随着计算机技术的发展,在机载端进行航迹优化计算成为可能。目前四维航迹性能优化与预测主要通过能量状态法<sup>[97]</sup>、变分法<sup>[98-99]</sup>、高斯伪谱法<sup>[100]</sup>以及神经网络法<sup>[101]</sup>等进行解算。

#### (2) 新一代机载防撞技术

相比于 TCAS II,新一代机载防撞系统 ACAS X 不仅能有效降低系统升级与维护的成本,而且可显著避免碰撞风险<sup>[102]</sup>,ACAS X 将逐步取代广泛使用的 TCAS II 系统。ACAS X 通过整合 ADS-B、雷达等多源监视数据,实现了对空中交通的混合监控模式,既能被动接收其他飞机的信息,又能主动广播自身位置数据,从而增强环境感知能力。预计 ACAS X 系统将安装在全球 30 000 多架运输类客货机上,并将逐步适用于通航飞机和无人驾驶飞机。

#### (3) ADS-B 系统覆盖广泛及功能拓展

目前,国际权威机构已发布几十个技术标准,全球主要航空国家已将 ADS-B 列为强制安装标准<sup>[103]</sup>。在中国民航局的技术标准规定(technical standard order,TSO)中,DO-260 被确立为 ADS-B 系统应符合的最低性能标准。当前,中国已实现 ADS-B 与雷达融合监视系统覆盖广域空域,基于 ADS-B 相关技术研发的产品与应用也正在不断涌现。

宽体客机导航系统技术发展趋势为：

#### (1) 以北斗为核心的双频多星座导航体系

中国计划 2035 年建成以北斗为主导、兼容 GPS/GALILEO 的全球导航服务体系,实现民航领域“全覆盖、可替代”。星基增强的应用将有效替代传统陆基导航设备,减少对地面设施依赖,提升全球无缝导航能力。

#### (2) 感知类传感器在精密进近与着陆场景下的深度应用

在飞机进近、着陆场景等特殊运行阶段,深度集成激光雷达、视觉系统等先进感知类传感器,充分考虑航空背景下的感知误差特性及适航性要求,从而实现无地面辅助的自主精密进近与着陆能力,提升复杂气象和环境条件下的运行安全性和可靠性。

#### (3) 广泛互联的信息接入与处理

未来飞行管理系统需要更广泛的数据接入,以支持面向更复杂场景的管理与辅助决策。通过 5G/卫星通信、物联网(IoT)和云计算,实现飞行器、地

面控制中心、气象系统、空管平台等多平台间的数据无缝交互,构建全局动态决策网络。其中,需要重点关注系统的开放式架构设计、数据共享与协同决策、数据安全与容错设计等关键技术的研究。

### 2.4.2 飞控系统

#### 1) 宽体客机飞控系统关键技术

民用飞机飞控系统的技术发展经历了机械飞控、液压助力机械飞控和电传飞控 3 个阶段,如图 11 所示。电传飞控系统(FBW)以电子信号取代机械或液压连接,实现了飞行员指令的数字化传输与处理,提升了操纵精度与响应速度,并为飞机减载、减质及提高安全性提供了新可能。FBW 系统通过实时计算与优化舵面偏转,主动调节气动与结构载荷,降低部件负荷;同时,允许飞机放宽静稳定性要求,系统实时补偿俯仰/偏航阻尼,在保证飞机性能的同时减轻质量与阻力,有助于降低油耗;此外,系统还具备包线保护功能,可实时监控飞行状态,减少人为失误,防止进入危险状态,显著提升安全性。

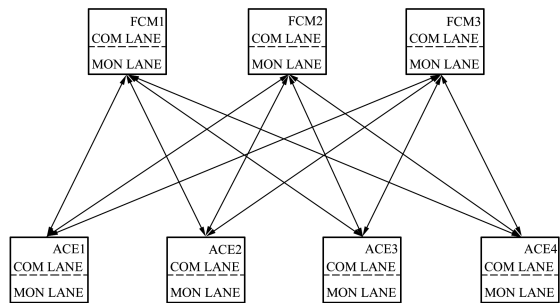


图 12 B787 和 B777X 飞控冗余架构

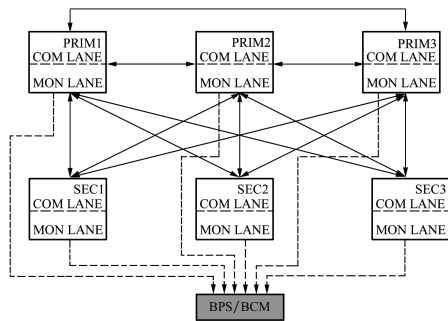


图 13 A350 和 A380 飞控冗余架构

当前,数字计算机是 FBW 系统的主流,其强大而灵活的计算能力为复杂控制算法提供了支持。然而,随着系统复杂度提升,共模故障风险增加。为此,现代飞控系统常采用计算机非相似设计,包括不同计算机非相似和同一计算机指令/监控非相似。

#### (2) 闭环姿态控制技术

电传飞控通过实时反馈与调整,精准控制俯仰过载、滚转角/角速率及侧滑角,确保飞机在各种飞行状态下保持稳定的控制姿态。例如在湍流中,系统自动偏转舵面以维持姿态,自动补偿外部扰动,通过快速抑制机体振荡,减少机身载荷波动,降低飞行员负担与结构疲劳。同时,持续监测俯仰角、迎角、过载、滚转角/角速率、侧滑角等参数,自动调整舵面偏转,把飞机迎角、俯仰角、滚转角、飞行速度限定在包线范围内,显著提升飞行安全性。

然而,闭环控制可能削弱飞行员情景意识,人工干预也可能影响放宽静稳定性飞机的安全。此外,需平衡系统响应速度与稳定性,防止引发舵面振荡,并在多模态控制律切换中确保系统、飞机响应平滑过渡,无瞬态现象。

#### (3) 载荷缓解技术(基于闭环控制)

现代电传飞控系统利用闭环控制技术,实现飞机结构的主动减载,主要体现在机动载荷减缓、突风

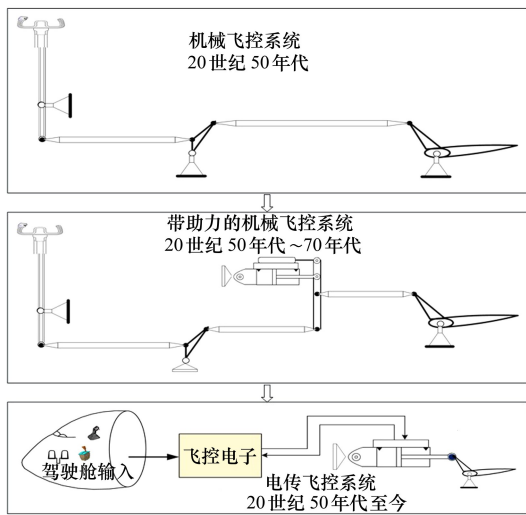


图 11 飞控系统发展历程

宽体客机电传飞控系统的关键技术主要包括:

#### (1) 高安全多余度配置技术

现代民机飞控系统普遍采用多余度设计,包括冗余计算机、传感器与作动器,确保系统在单点或多点故障时仍可正常运行,实现高可用性和完整性。例如,B787 和 B777X 采用 3 台飞行控制计算机 (FCC) 和 4 台作动器电子控制 (ACE),见图 12; A350 和 A380 则采用 3 台主飞行控制计算机 (PRIM) 与 3 台备用计算机 (SEC),并配备 1 台备份控制模块 (BCM),以实现高容错能力,见图 13。

载荷减缓和高升力载荷减缓 3 个关键方面,为新一代民机结构优化奠定基础。

机动载荷减缓实时监测飞行状态,在大过载机动时飞控计算机根据过载指令和当前飞行状态智能调节副翼、扰流板和升降舵协同偏转,使机翼升力分布向翼根处集中,降低机翼剪切应力和翼根弯矩,同时保证飞机的俯仰力矩。该技术可降低 15%~20% 的翼根弯矩峰值<sup>[104]</sup>,显著降低主承力结构质量。典型的闭环机动载荷减缓控制方案如图 14 所示。

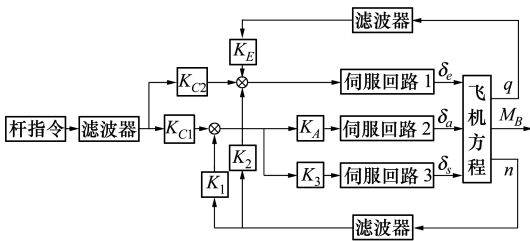


图 14 机动载荷减缓控制示意图

突风载荷减缓借助大气数据计算机和惯性基准单元实时探测突风扰动,毫秒级启动多舵面协同偏转。当探测到垂直突风时,系统同步调整副翼、扰流板和升降舵位置,抑制突风引起的过载波动,延长机体疲劳寿命。此外,副翼与扰流板上偏进一步使机翼升力分布向翼根处集中,降低机翼剪切应力和翼根弯矩,实现突风载荷减少 10%~20%,显著降低结构质量。

高升力载荷减缓主要在起降阶段,当飞机在超标牌速度飞行时,主动收起襟翼,优化了增升装置的气动效率,降低襟翼结构载荷上限。

综合应用上述技术可实现结构轻量化,突破传统布局限制。但载荷减缓仍面临多重挑战:在控制层面需解决气弹耦合非线性问题,柔性机翼变形会显著影响载荷收益;传感系统精度与延迟;多操纵面协同控制引发作动冲突并受速率限制;系统集成需在减载效果与飞行安全间保持平衡。这些挑战制约着载荷减缓技术的优化与应用效果。

### 2) 宽体客机飞控系统技术发展趋势

#### (1) 功率电传作动

功率电传作动技术较传统液压系统具有能效高、质量轻、易维护等优势。能效方面,系统效率由 40% 提升至 90% 以上,显著降低油耗与运营成本。质量方面,取消 1 套液压管路与泵系统,减质数百千克。维护方面,模块化设计替代液压油定期更换

与泄漏检修,使维护成本降低 30%,停机时间缩短 40%。空客 A380 已在升降舵中应用该技术,国内机构也完成样机研制。

当前技术难点包括:①作动器功率密度不足限制大载荷机型应用,需突破高能电机与储能技术;②高功率运行下的散热问题,亟需开发高效冷却架构;③雷击等极端电磁环境易干扰信号完整性,亟待强化抗干扰能力验证。尽管如此,该技术仍具备替代传统液压系统的巨大潜力。

#### (2) 光传飞控

光传飞控(FBL)是下一代飞行控制系统的重要方向,旨在克服电传系统的局限。其以光纤为传输介质,在可靠性、效率、安全性与信号传输能力等方面优势显著<sup>[105]</sup>。

光传系统的核心优势包括:强抗干扰性,免疫电磁干扰与雷击,可靠性提升 40% 以上;超高带宽与低延迟,支持毫秒级实时数据传输,满足分布式传感器与 AI 决策需求;结构轻量化,相比金属线缆减质 30%~50%;通信本质安全,从根本上杜绝信息截获与恶意干扰。

然而,光传飞控规模化应用仍面临挑战:光纤器件(激光器/光电模块)成本高昂,限制民机领域普及;系统集成复杂,需重构飞机架构实现光纤布网与光电转换,大幅增加验证难度;环境适应性仍有不足,虽具抗腐蚀优势,但极端温变、机械应力仍威胁光纤连接器可靠性。

#### (3) 基于智能飞控的单人驾驶/无人驾驶

单人及无人驾驶可显著降低运营成本、提升任务灵活性,并缓解飞行员短缺问题,是航空业主要的探索方向之一<sup>[106]</sup>。

作为单人驾驶或无人驾驶的有力支撑,智能飞控系统通过集成传感器、AI 算法与自动化控制,实现环境感知、航路优化与精准决策,从而减轻飞行员负担、降低人为操作失误风险,提升飞行安全。

然而,智能飞控系统仍面临技术挑战:复杂环境(如强风、雷暴)下感知与响应能力不足,障碍物识别延迟超 500 ms;极端故障时系统鲁棒性不足,安全着陆成功率未达民航标准(99.999 9%);远程操控因数据链延迟(>300 ms)影响紧急干预的实时性;现行适航认证体系尚未覆盖 AI 决策可靠性评估,缺乏复杂任务安全量化标准。

### 2.4.3 燃油和惰化系统

#### 1) 宽体客机燃油和惰化系统关键技术

民用飞机燃油系统负责燃油贮存、供油及油量管理。宽体客机燃油系统历经了从以 B747、A340 为代表的多油箱布局、电动燃油泵与引射泵供油,到以 B777 为代表的三油箱布局、电子控制,再到以 B787、A350、A380 为代表的复合材料油箱和高集成系统架构的技术发展。惰化系统是目前民机燃油箱防爆的唯一措施,通过中空纤维膜技术生成富氮气体,充入油箱以抑制爆炸反应,从而降低油箱可燃性。

宽体客机燃油和惰化系统关键技术主要包括:

(1) 高集成度燃油流体架构

宽体客机采用高集成燃油流体架构,通过超控供油设计实现机翼减载,兼顾功能与控制简化。通过自动控制逻辑管理 APU 供油直流泵、中央翼油箱向机翼油箱的燃油传输,降低机组负荷。空中应急放油功能通过复用发动机供油泵、压力加油管路实现。

(2) 基于光纤传输的数字式电容传感器测量

采用基于光纤传输的数字式电容传感器,实现主、备份燃油独立非相似测量。油箱内布置冗余传感器与独立处理通道,具备高精度、高完整性与高可用性,提升飞机竞争力。

(3) 兼容可持续航空燃料(SAF)

根据 ICAO 与 IATA 共识,SAF 在 2050 年实现碳净排放量减少目标的关键路径。新一代宽体客机需兼容生物燃油等可持续合成烃燃料。

(4) 惰化系统集成设计技术

该技术包括 ASM 集成安装、涡轮增压设备集成与富氮气体分配设计。宽体客机采用多根标准尺寸 ASM 并联提供大流量惰性气体,满足大油箱惰化需求。针对复材油箱普及趋势,需对全部油箱进行惰化并优化气体分配系统。图 15 为 1 种多根 ASM 集成安装的具体示例。



图 15 多根 ASM 集成案例

2) 宽体客机燃油和惰化系统技术发展趋势

宽体客机燃油系统将向更轻、更智能、更清洁方向发展。短期重点包括:采用轻质高强度材料以减轻质量;兼容 100% SAF 燃油;推进液压系统换热在内的综合热管理;应用光纤或压电传感技术进行燃油测量;适配混合电液推进的燃油系统等。

远期发展将受氢能飞机的显著影响,关键技术涉及氢燃料存储布局、储氢罐隔热控温、低温供氢系统设计、氢泄漏点火源控制,以及储氢与运输系统的适性设计等。

惰化系统未来技术主要聚焦机载制氮,发展方向包括通过冷却或吸附降低燃油蒸汽浓度、采用渗透膜的空分装置产生富氮气体、吸附法产生富氮气体,以及利用燃料电池或化学电池等技术实现油箱惰化。

2.4.4 液压、起落架、刹车

1) 液压系统

液压系统是飞机关键的二次能源,为主飞控、高升力、起落架、刹车等系统提供动力源,具有功重比大、响应快、抗负载刚性大等特点。早期 B747、B757、A300 等宽体客机均采用 21 MPa 压力体制。随着 A380 改用 35 MPa 压力体制,B787 和 A350 也相继沿用该体制(如图 16 所示)。压力提升可降低

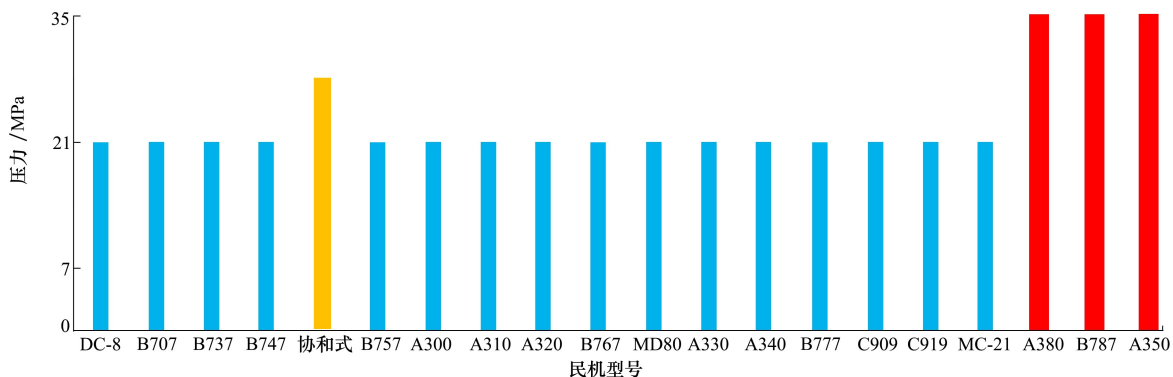


图 16 民机液压系统压力体制

系统的流量需求,从而减少液压元件与管路体积,提高功重比,实现减质与空间优化收益。

宽体客机液压系统关键技术主要包括:

(1) 高压压力体制

最新的宽体客机普遍采用 35 MPa 压力体制,高压压力体制对系统及元件提出更高要求。如压力脉动需控制在额定压力 ± 1.5% 以内,远严于 21 MPa 系统的 ± 5%。同时,元件结构与密封需适配更高压力。当然,压力体制与材料、工艺密切相关,也并非越高越好。研究表明,钛合金管路系统的最佳工作压力约为 55 MPa<sup>[107]</sup>。

(2) 高安全多余度架构

为保障飞机操纵的安全性,宽体机普遍采用多套液压系统冗余设计,每套系统内配置多台液压泵,确保在各种故障场景下持续供能。典型的 B787 液压系统架构如图 17 所示。

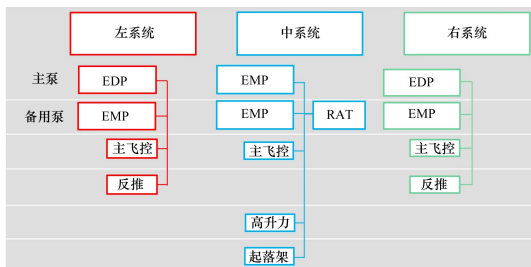


图 17 B787 液压系统架构

(3) 高度自动化控制

现代宽体客机液压系统已实现自动化控制,如 A350 和 B787 将液压软件集成至 IMA 平台,正常情况下无需机组介入。系统能根据状态自动控制泵与阀,故障时快速重构泵源,提高响应速度与安全性,减轻飞行员负担。

宽体客机液压系统技术发展趋势为:

一方面,高压化是未来宽体客机液压系统的发展方向,有助于提升系统效能,同时也对系统及元件的设计提出了更高要求;

另一方面,随着大功率电机与大功率发电机技术的日益成熟,分布式液压系统已在宽体客机中逐步应用并持续发展,逐步改变现有集中供能的传统模式。

2) 起落架与刹车系统

起落架方面,可收放起落架仍是当今宽体客机的主流形式。B747 的五支柱设计分散了地面载荷,

使跑道压力降至  $14.1 \times 10^5$  Pa。A380 采用六轮三轴小车式机身起落架与四轮二轴机翼起落架的组合,总机轮达 20 个,单支柱承载超 200 t,成为超大型宽体客机典范。

刹车系统方面,从基于钢索-连杆机构的机械传动结构<sup>[108]</sup>,发展到采用自适应全调节防滑算法的数字电传刹车系统和耐温 1 200 °C 的碳-碳刹车盘<sup>[109]</sup>,再到由 B787 首先推出的全电刹车系统(如图 18 所示)和耐温 2 000 °C 的碳陶刹车盘,系统维护不断简化,故障间隔大幅延长。

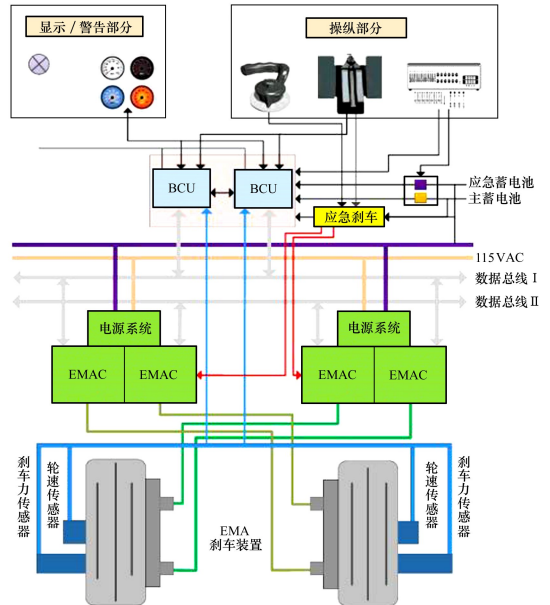


图 18 全电刹车系统原理图

宽体客机起落架关键技术主要包括:

(1) 大质量、重载荷高效承载与可靠收放技术

宽体客机起飞质量常超 300 t,需通过液压互联缓冲与后轴转向技术实现各支柱载荷动态均衡与小半径转弯。因此需建立多体动力学模型与地面载荷试验,以精准模拟起落架动态响应。收放机构需实现高水平多方向的复合载荷作用<sup>[110-111]</sup>,适应高振动、盐雾、沙尘等复杂环境,完成大跨度柔性结构的可靠收放,并考虑小车架带来的空间复杂性。复材机翼应用对双侧撑杆超静定结构提出更高要求,需通过结构布置与机构设计的优化实现合理分载、轻量化与高可靠性的目标<sup>[112]</sup>。

(2) 高性能材料与制造工艺

起落架需采用高强度、高稳定性材料。300M 钢仍为主支柱核心材料,基于真空熔炼工艺的杂质

质量分数低于  $10^{-5}$ , 抗疲劳寿命达 6 万次起落。高强度钛合金应用比例提升, 有助于减重并降低维护成本<sup>[113]</sup>。新型表面处理技术如高速火焰喷涂 (HVOF)、镀锌镍可减少环境污染。

### (3) 电传控制与智能化技术

先进宽体客机均采用了电传控制和智能化的设计。例如, A350 采用了具备双余度防滑算法与自适应刹车逻辑的全电刹车系统; B787 采用了 35 MPa 液压收放系统<sup>[114]</sup>, 配合 10 万次循环的高寿命感应式接近传感器, 显著提升可靠性并减少维护。

宽体客机刹车系统关键技术主要包括:

#### (1) 小车式多轮系刹车综合控制技术

针对小车式多轮刹车系统在复杂工况下的复杂集成, 需实现自适应刹车控制律, 并解决非对称载荷下的多机轮协同控制, 包括锁轮保护、前后轮及左右轮综合对比、多轮轮速综合等。

#### (2) 刹车动态响应集成技术

刹车系统动态响应特性受刹车控制律、刹车系统液压响应和碳盘一致性等因素影响。宽体客机因管路更长, 动态响应要求比窄体飞机更高, 需对大尺寸液压元件进行建模校验、试验验证。

#### (3) 刹车振动抑制与稳定性优化技术

刹车振动除受刹车盘非均匀磨损、液压压力波动及道面摩擦系数突变等因素影响以外, 宽体客机还需考虑车架俯仰与多轮耦合, 并从结构参数、刹车盘及作动器尺寸、刹车控制抑制等方面进行综合设计。

#### (4) 刹车热管理与散热技术

宽体客机刹车能量大, 需在短时间内耗散数百兆焦耳热量, 涉及自然散热(热分析、散热结构及通风)与强制散热(冷却风扇系统)的设计与验证。

#### (5) 先进自动刹车技术

除传统自动刹车外, 先进宽体客机(如 A350)配备自动刹车脱离(BTV)功能, 可根据跑道条件和飞行数据动态调整刹车指令, 实现精准出口脱离, 优化着陆减速过程并提升跑道脱离效率。

宽体客机起落架与刹车系统技术发展趋势为:

#### (1) 轻量化与材料创新

起落架方面, B787 已在部分受力形式单一起落架部件(如撑杆)中使用复合材料替代金属; 更进一步地, 工业界已实现 3D 打印钛合金前起落架的预研。刹车系统方面, 陶瓷基复合材料(CMC-SiC)性能优于碳刹车盘, 未来重点在于优化材料微结构-

力学性能-摩擦磨损性能间的协同设计。

### (2) 全电化与智能监测

随着全电刹车与电起落架的发展, 液压设备逐步取消, 简化了结构并降低了维修成本。下一代起落架将采用无液压驱动的机电作动器(EMA)实现前起收放与前轮转弯。智能刹车系统可基于跑道状况、气象数据和飞机负载情况, 通过 AI 动态调整刹车策略。结合光纤传感与 AI 健康管理系统, 实现实时监测起落架应力分布与裂纹萌生, 更好地开展健康诊断与故障预测。

### (3) 环境适应性与多功能设计

通过优化轮舱气动外形与加装声学衬层, 可实现起落架噪音降低 3~5 dB, 满足 ICAO Chapter 14 标准。基于前轮电驱动的绿色滑行系统或派遣牵引技术的应用, 可减少地面发动机运行时间, 降低排放与噪声。

## 2.4.5 环控系统

### 1) 宽体客机环控系统关键技术

宽体客机环控系统通过调节发动机引气, 为乘客提供安全舒适的舱内环境, 并保障飞机操纵稳定性与结构安全。该系统主要包括空气管理、防冰除雨、氧气及水废水系统。

宽体客机载客多、航程长, 其环控系统设计需兼顾舒适性与运行效率, 在发动机引气量、冲压空气用量及设备能耗之间需实现工程平衡, 关键技术主要包括:

#### (1) 发动机供气匹配技术

该技术核心在于调节发动机引气的温度与压力。在供气流量综合设计中, 需适应多变环境、复杂飞行状态、多型发动机及系列化、多用气组合等复杂运行场景, 典型设计考虑如图 19 所示。

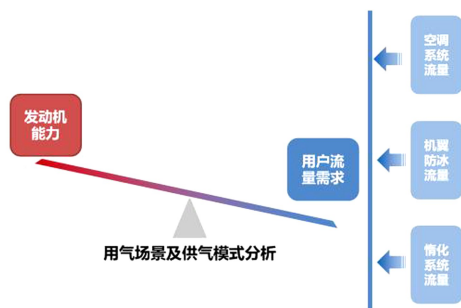


图 19 发动机供气匹配技术设计考虑

#### (2) 轻量化管路技术

环控系统低压管路数量庞大、质量占比高, 如宽

体客机低压管路用量可超 4 000 件。当前全球正推进以特种高分子材料半柔性管路与复合材料硬管组合的轻量化技术,显著降低管路质量,对降低环控系统质量具有重要意义。

### (3) 过冷大水滴结冰防护技术

过冷大水滴(SLD)是温度低于 0 ℃ 仍保持液态的大直径水滴(通常大于 50 μm),其撞击范围大、结冰迅速且冰形不规则,易超出传统防除冰系统设计范围,造成气动性能骤降甚至失控。2014 年,FAA 与 EASA 更新审定标准(CS-25 16 号修正案、FAR 25 140 号修正案),明确要求飞机须通过分析、试验或模拟验证 SLD 环境下的安全性,如图 20 所示。目前可能的解决方案包括采用侧窗视觉探测技术,以及研发具备 SLD 识别能力的结冰探测器等。

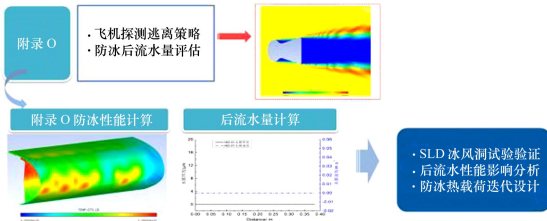


图 20 附录 O 符合性策略

## 2) 宽体客机环控系统技术发展趋势

环控系统主要围绕智能化和经济性,涵盖电动环控、电防冰、轻量化氧气和智慧水系统等技术方向。其中,电动环控系统在取消发动机引气后,电能消耗增加,需通过全机热量综合管理实现热源与冷源的高效匹配及能量阶梯利用,并借助多参数智能控制提升能量效率。电防冰系统需开发轻量化高可靠性功能结构方案与多参数融合电热防冰控制律,以提高电能利用率。轻量化氧气系统致力于在民机中应用吸附式、渗透分离式等新型高效制氧技术。智慧水系统则通过智能控制加水量与水质净化,提升水废水系统的维护效率。

### 2.4.6 电气系统

#### 1) 电源系统

民用飞机电源系统的技术发展,主要体现以下 4 个方面:

一是供电体制方面。从早期低压直流,发展到以 115 V/400 Hz 恒频发电机为主的多供电体制(见图 21),再到 A380 首次采用的以 115 V 变频发电机为主电源的多供电体制(见图 22),进一步演进为以 A350 与 B787 为代表的以 230 V 变频交流发电机为

主电源的混合供电体制。供电体制的技术发展显著提升了电能传输效率,降低了线缆质量和安装复杂度。

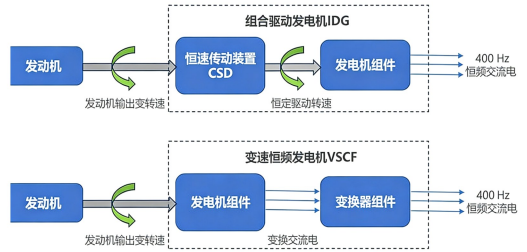


图 21 恒速恒频发电和变速恒频发电



图 22 变频发电

二是供电容量方面。从 B777、A330 的 2 台 120 kVA 主发电机,到 A350 的 4 台 100 kVA 主发电机,再到 B787 的 4 台 250 kVA 主发电机,首次实现了兆瓦级发电。数字调压技术的应用,显著提高了电压调节精度与瞬态响应性能。

三是在供电安全性与可用性方面。自 B777、A330 起,电源系统通过主通道+应急通道配置,满足了以飞控系统为代表的  $10^{-9}$  供电安全性要求。A380 进一步增加供电通道,结合故障隔离与自动供电转换机制,实现低供电中断乃至零供电中断。

四是配电自动化方面。由热断路器+机械继电器演进至 A380 首次采用的基于电力电子开关的固态功率控制器(SSPC),实现供电自动通断与状态检测,大幅减少配电装置及线缆质量。

宽体客机电源系统的关键技术包括变频发电、混合供电体制下的多通道配电网络、基于固态功率控制器和智能接触器的分布式配电等。

#### (1) 高可靠大容量高压变频发电

变频发电机因取消恒频转换装置,可靠性相比传统恒频发电机提升超 40%,能源提取效率提高超 10%<sup>[115]</sup>,维护成本降低,单机容量上限提高,并实现起动发电一体化,为新一代电源系统奠定基础。

自 A380 首次应用后,B787、A350 及 C919 均采用该技术。B787 等宽体客机还将电压提升至 230 V,以减轻线缆质量、降低传输损耗、提高电能效

率。相比 115 V 供电体制,230 V 供电体制可使线缆减质约 50%,典型四发机构型下馈电线减质超 200 kg。

然而,变频发电频率范围更宽,面临瞬态特性控制、电网侧复杂多模态用电设备电气特性强耦合运行控制、发电机与发动机共振耦合控制等挑战。对此,需明确发电侧、负载侧及配电网的电品质要求,建立控制流程与评估方法,并深化数字调压技术应用以增强发电系统的调压控制水平和供电鲁棒性。同时,应通过“机械-热-电磁”多物理场协同设计,结合转子动力学模态试验与频谱分析,精准识别共振频率,规避发电机与发动机齿轮箱的共振风险。

## (2) 高安全、高性能混合供电体制配电网

高可靠发电是基础,而配电网集成则是实现高安全、高性能供配电的关键。为满足机载系统对供电安全与品质的更高要求,配电系统通过汇流条接收发电机等交直流电源,并利用接触器实现汇流条间、汇流条与电源间的自动通断控制,从而达成:

①电网容错控制,故障时自动重构以持续供电;②故障隔离,准确切断故障段,限制影响范围;③供电中断控制,在正常供电转换和故障期间,降低汇流条供电中断,甚至达到零中断。

随着要求提升,汇流条与接触器配置及相关控制逻辑、信号交互日益复杂。宽体客机供电通道常达 5 个,电压体制多样(如 230 V/115 V 交流、高低压直流),电网主接触器超 60 个,远多于窄体机,控制复杂度呈指数上升。

为实现众多接触器的协同控制并确保安全与性能,宽体客机配电系统具备以下特点:①采用集中式配电盘箱,实现单个供电通道内控制器件和功率器件的集中设置,以及不同供电通道间的相互隔离;②广泛应用高性能计算机与数据总线,实现状态监测与协同控制;③在机械接触器基础上逐步引入高功率固态接触器,以实现零中断供电;④电网控制与保护自动完成,大幅降低机组操作负担。

## (3) 先进固态功率控制器、智能接触器及分布式配电

传统配电系统主要依赖断路器、熔断器实现过流保护,通过接触器与继电器控制通断,自动化和信息化水平低,难以基于飞机场景与系统运行状态实现状态感知与自动控制。随着功率半导体器件发展,集通断控制与电路保护于一体的智能开关 SSPC 逐步应用,可根据控制指令及系统状态自动快速通

断负载,实现过流保护和传统保护装置难以实现的电弧保护<sup>[116]</sup>,并具备电压、电流及故障状态的自检测能力,显著提升供电控制与状态检测的自动化水平,为用电系统健康管理及智能控制奠定了基础。

宽体客机因大功率设备较多,除 SSPC 外,通常还采用集成了控制与检测电路的智能接触器供电。

SSPC 可分布式就近配置于用电设备周围,不仅比传统配电装置平均减质 50%,还能大幅缩短线缆长度,实现全机综合减质。

宽体客机电源系统技术发展趋势为:

多电乃至全电化是宽体客机的重要发展方向,通过统一采用电能作为二次能源,可显著简化飞机能源综合设计复杂度、减少排放与地面设备、提高可靠性并降低运营成本<sup>[117]</sup>。为适应这一趋势,飞机电源系统将呈现以下发展方向:

(1) 广泛应用高压发电与起动发电技术,提升发电机容量及其与发动机的集成度;

(2) 电作动负载数量与功率增加,推动航空电机及其控制系统向通用化、高功率和高可靠方向发展;

(3) 高效高功率密度电力变换需求上升,供电体制多样化,推动新型电力电子拓扑及控制架构、高温和宽禁带电力电子开关应用;

(4) 智能化水平提升,一次配电自动控制与二次配电中 SSPC 的广泛应用,促进电源系统智能控制、故障诊断与健康管理能力进一步增强。

## 2) 电气回路网络(ERN)

宽体客机大量使用碳纤维复合材料,与金属机身可利用金属主结构与蒙皮构建天然导电路径不同,复合材料自身导电性差、屏蔽效能低,尤其在高频段(如毫米波雷达)更为明显<sup>[118]</sup>,需额外措施保障电磁安全。

此外,传统金属机身兼具承力与电气地平面功能,提供功能电流回路、故障电流回路及电子电气设备基准电位;而复合材料飞机金属结构少且不连续,易导致信号失真或设备故障。

为此,宽体客机设置了电气回路网络(electrical return network,ERN),由金属结构件(横梁、座椅导轨等)与专用电通路共同构成,如图 23 所示。ERN 沿机身纵向布置导电性强的金属部件,横向与周向设置与纵向路径的搭接,确保在部分纵向通路失效时仍能维持电气传导功能。

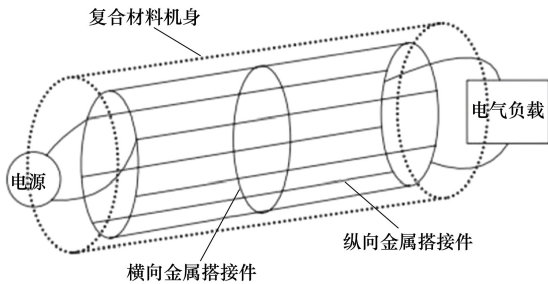


图 23 电气回路网络

宽体客机 ERN 系统关键技术主要包括:

### (1) 电气回路网络拓扑设计技术

ERN 设计需综合权衡结构强度、质量、电气性能、冗余及可维护性,合理规划电流路径以降低感抗与地噪声。由于回路阻抗不可忽略,其电气性能较传统金属飞机有所弱化,需应对结构组成、端接方式及载流分布等新挑战。设计需兼顾结构强度、质量与 ERN 关键指标(如共模电压)。短路故障可能引发电气回路网上较大的压降,通过地耦合影响其他设备正常工作,因此需结合供配电系统进行综合分析,为结构优化、保护电路设计及故障管理提供依据。

### (2) 电气回路网络数值仿真技术

ERN 设计需通过高效精确的数值仿真,预测复杂场景下的系统响应。飞机电气回路包含数千个多尺度导电器件,常规数值方法难以处理其电磁离散化问题。需开发专用仿真方法,准确表征复合材料蒙皮及其表面金属网、机体内部金属/复材部件、多源激励及各元器件之间的搭接阻抗,计算电流分布与任意点间电压,进而量化评估系统功能,支撑设计与适航验证。

### (3) 电气回路网络电磁防护设计技术

宽体复材飞机常采用蒙皮表面铺贴铜网的方式构建闪电泄放通道与电磁屏蔽体系,并与内部回路网络可靠搭接,形成整体电磁防护。同时,在关键部位加装瞬态抑制器以隔离闪电能量。

此外,电回路结构可设计为槽型件,兼具线缆敷设通道功能,既提供电磁防护,又通过分腔隔离敏感与干扰线束降低串扰。槽体与机身金属结构多点连接,减小与线缆屏蔽层阻抗差,消除共模电流环路。

宽体客机 ERN 系统技术发展趋势为:

### (1) 基于代理模型的 ERN 仿真技术

电气回路网络结构复杂,传统依赖高性能计算的全波仿真方法(如有限元法、时域有限差分法)计

算耗时长、资源消耗大。代理模型技术融合深度神经网络与物理信息驱动建模,构建高精度的数据驱动或物理增强型替代模型,从根本上替代传统仿真手段。该技术大幅提升计算效率,突破大型分布式系统中的“维数灾难”瓶颈,显著降低对高性能计算资源的依赖。

### (2) ERN 预测性维护与健康监控技术

通过部署专用传感器与诊断系统,实时监测 ERN 关键接地点的连接电阻、腐蚀状态与温度异常,识别接触不良或过流风险,实现预测性维护,有效预防因接地失效引发的系统故障。该系统还具备实时数据采集与分析能力,支持对 ERN 的故障精准诊断与寿命预测,提升系统运行可靠性与维护效率。

## 3 宽体客机未来展望

未来宽体客机的发展将围绕绿色低碳、高度智能、深度互联等核心方向展开,以应对全球减排目标、航空业增长需求以及乘客对舒适性与安全性的更高期待。具体而言,在总体气动、机体结构、动力装置和机载系统领域将呈现以下技术发展特征。

### 3.1 总体气动

未来宽体客机总体气动发展趋势将在传统布局的基础上持续优化提升,同时为新型动力形式探索集成效率更高的总体气动平台架构,进一步提升效率,降低排放。主要体现在以下几个方面:

1) 飞机与发动机集成设计技术持续深化,兼顾传统布局 and 新型布局、涡扇动力与新动力形式,通过多学科协同优化,实现气动、结构、质量与推进系统的高效融合,全面提升飞机的安全性、经济性与环保水平。

2) 大展弦比超临界机翼设计成为主流,通过气动、载荷、结构的联合优化,结合复材等先进材料使用,进一步提高机翼展弦比,利用更先进的变弯度设计、翼稍小翼设计以及流动控制技术,进一步提升燃油效率。

3) 更高效增升装置气动设计将持续迭代,随着主动飞行控制应用程度日益增高、柔性材料与人工智能辅助等技术的进一步发展,增升装置气动设计将在起降性能、机构质量、减阻降噪、提升安全等多方面迭代权衡、综合更优。

4) 大变形非线性静气动弹性设计愈发重要,随着未来柔性机翼与先进复合材料结构的广泛应用,

非线性静气弹的影响将越来越大,直接影响飞机气动特性、舵面效率、气动焦点、控制律和载荷设计等,需要发展更精细和更高效的工具方法。

5) 基于弹性飞机的具备更多先进功能的控制律设计。结合未来宽体飞机特点,开展高可靠性、高精度的基于高阶弹性飞机飞行动力学建模,不断优化完善载荷减缓控制律、合成大气数据、自动起降控制等先进功能,提升飞行品质、提高乘坐舒适度,实现更高效的无忧操纵。

此外,为了进一步推动民用航空向更绿色环保、更智能高效的方向发展,翼身融合、桁架支撑等新型布局也将被持续探索;将借助人工智能和大数据算法进一步发展从常规到极端包线范围内的全状态自适应优化飞行控制律,推动实现更高自动化程度的辅助飞行;基于模型的数字化孪生技术将贯穿飞机全生命周期,实现设计、制造、运维的协同优化。

### 3.2 机体结构

宽体客机机体结构方面,历经系统性、多维度的深度变革,将呈现以下关键技术发展趋势:

1) 为降低碳排放,结构设计日益聚焦于轻量化与环保材料应用。高比强度碳纤维复合材料(CFRP)使用比例显著提升,连续纤维增材制造(CF-AM)等新工艺实现更优的梯度铺层与减重效果。同时,生物基环氧树脂和可降解PLA基复合材料等新型环保材料得到积极研发,以替代传统石油基材料并改善回收难题,助力全生命周期碳减排。

2) 能源转型推动结构与能源系统深度集成。针对氢能源,机体需适配低温复合材料储罐和环形承压舱等新布局,对复合材料设计与制造提出了更高要求。对于电池动力,模块化承载舱和储能-承力一体化结构成为关键,如高能量密度电池与碳纤维嵌套结构相结合,在承担结构载荷的同时实现能源存储。这一转变也带来了热管理、电安全与结构完整性等新挑战,迫切需要气动弹性、材料科学和能源工程的多学科协同。

3) 可变形结构作为前沿方向,致力于通过自适应改变气动外形来优化飞行性能、降低噪声和减少阻力。实际应用如自适应弯曲后缘(ACTE)已进行试验,但在工程化过程中仍面临多项挑战:包括气动布局与变形策略的复杂优化、变形机构带来的质量与空间代价,以及变形过程中非定常气动效应引发的操纵稳定性和控制难题。

### 3.3 动力装置

动力装置的技术革新是宽体客机绿色转型的关键。宽体客机动力装置方面呈现以下6项关键技术的发展趋势:

1) 超大涵道比新构型发动机的成熟与应用,齿轮传动涡扇(GTF)和开式转子等技术通过大幅提高涵道比显著提升推力和降低油耗,为宽体客机提供了新的动力选项;

2) 混合电推进与全电推进技术,通过灵活组合热机发电与电机驱动,实现全飞行阶段能量优化,有效提高能源利用效率;

3) 引气构型向多电构型转变,通过取消发动机引气、增加电功率,进一步提高效率、降低油耗和排放;

4) 核心机热力循环参数的持续提升,借助先进气动与材料技术提高总压比和涡轮前温度,从而实现更高的热效率;

5) 新材料和轻质结构的大规模应用,包括复合材料、钛铝合金、陶瓷基复合材料(CMC)以及整体叶盘/叶环结构,大幅减轻发动机质量,提升推重比;

6) 发动机智能化控制与健康管理系统的融合发展,依托人工智能、大数据和数字孪生技术,实现发动机工况自适应优化、故障预测与健康管理,显著提升动力系统的可靠性和运营经济性。

### 3.4 机载系统

航空智能化、网联化、绿色化技术的发展持续驱动着宽体客机机载系统的发展。

在航电系统领域,以多核处理器和虚拟化环境为代表的IMA底层软硬件平台升级,为更高算力、更丰富的驻留应用提供了支撑。而以时间同步数据总线为代表的航电通信网络升级,为更可靠、更可信的航电网络提供新的技术路径选择。多通道、多模式的人机交互和人机协同,结合人工智能技术的应用,实现驾驶舱自动化向自主化、智能化的跃迁,向单人制驾驶模式发展。以Ka/Ku多模多轨卫星通信、L波段数字航空通信为代表的新通信手段,将真正实现宽体客机全时、全域、泛在互联。

在飞控系统领域,从电传飞控到功率电传飞控,再到光传飞控,实现更可靠、可信的数据通信,并显著减重增效。以多源传感器阵列、AI决策引擎与自适应控制律为核心的智能飞控系统,能够完成在线环境感知、航迹动态优化与实时精准决策,显著降低机组工作负荷与人为差错概率,全面提升飞行安全

裕度。

在机械系统领域,多电甚至全电化以及新能源(氢能/混合动力)技术发展对燃油、液压、刹车、环控等系统都将产生深刻影响。无论是 3D 打印钛合金前起落架,还是高分子、半柔性管路,轻量化材料成为技术发展的方向。随着智能传感、建模仿真、大数据和人工智能技术的应用,将给各机载系统状态

的实时监测、故障诊断与预测、健康管理带来运营效能提升,大幅降低维修费用。

综上,未来宽体客机将是绿色低碳、高度智能、深度互联的综合载体,通过多学科技术融合进一步提升宽体客机产品竞争力,重塑航空产业生态,并引领民用航空进入更高效、更可持续发展的新时代。

## 参考文献:

- [1] Boeing. Commercial market outlook 2025-2044[EB/OL].(2025-06-16)[2025-10-18]. <https://airinsight.com/airbus-and-boeing-release-20-year-market-forecasts>
- [2] MORRELL P S. Airline finance[M]. 4th ed. London: Ashgate Publishing, 2013: 68-69
- [3] SARLIOGLU B, MORRIS C T. More electric aircraft: review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft[J]. IEEE Trans on Transportation Electrification, 2015, 1(1): 54-64
- [4] ZHANG Xuesong, CHEN Yongjun, HU Junling. Recent advances in the development of aerospace materials[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 97: 22-34
- [5] DOMINIQUE van den Bossche. The A380 flight control electrohydrostatic actuators, achievements and lessons learnt[C]//25th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Hamburg, 2006
- [6] The House Committee on Transportation and Infrastructure. Final committee report: the design, development and certification of the Boeing 737 MAX[EB/OL].(2020-09-01)[2025-10-18]. <https://democrats-transportation.house.gov/committee-activity/boeing-737-max-investigation>
- [7] China Aviation Daily. Court hears airplane damage lawsuit between European, Chinese firms[EB/OL].(2009-01-23)[2025-10-12]. <https://www.chinaaviationdaily.com/news/9/9836.html>
- [8] STRÜBER H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system[C]//29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Saint Petersburg, 2014
- [9] GILLETTE W. Nacelle installation analysis for subsonic transport aircraft[C]//15th Aerospace Sciences Meeting, Los Angeles, 1977
- [10] CHEN A W, TINOCO E N. PAN AIR applications to aero-propulsion integration[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(3): 161-167
- [11] CHEN A W, CURTIN M M, CARLSON R B, et al. TRANAIR applications to engine/airframe integration[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(8): 716-721
- [12] TINOCO E, CHEN A. Transonic CFD applications to engine/airframe integration[C]//22nd Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1984
- [13] OLIVEIRA G, TRAPP L G, PUPPIN-MACEDO A. Engine-airframe integration methodology for regional jet aircrafts with underwing engines[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 2003
- [14] DEVINE R, CRAWFORD B, BENARD E, et al. A computational investigation of propulsion integration[C]//AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations(ATIO) Forum, Chicago, 2004
- [15] KRENZ G. Transonic configuration design: special course on subsonic/transonic aerodynamic interference for aircraft[R]. AGARD Report 712, 1983
- [16] CAMPBELL R L. An approach to constrained aerodynamic design application to airfoils[R]. NAS-TP-3260, 1993
- [17] LI W, KRIST S, CAMPBELL R. Transonic airfoil shape optimization in preliminary design environment[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43: 639-651
- [18] VAVALLE A, QIN N. Iterative response surface based optimization scheme for transonic airfoil design[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44: 365-376
- [19] 张宇飞. 基于先进 CFD 方法的民用客机气动优化设计[D]. 北京: 清华大学, 2010

- ZHANG Yufei. Aerodynamic optimization design of civil passenger aircraft based on advanced CFD methods[D]. Beijing: Tsinghua University, 2010 (in Chinese)
- [20] 李润泽, 张宇飞, 陈海昕. 超临界机翼多目标气动优化设计的策略与方法[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 165-175  
LI Runze, ZHANG Yufei, CHEN Haixin. Strategy and method for multi-objective aerodynamic optimization design of supercritical wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 165-175 (in Chinese)
- [21] 杨昆淼, 张卫民. 基于翼面压力分布的超临界机翼气动优化设计[C]//北京力学学会第18届学术年会, 2012  
YANG Kunmiao, ZHANG Weimin. Aerodynamic optimization design of supercritical wing based on wing surface pressure distribution[C]//Proceedings of the 18th Annual Conference of Beijing Society of Theoretical and Applied Mechanics, Beijing, 2012 (in Chinese)
- [22] KROO I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 33(1): 587-617
- [23] IATA. Aircraft Technology Roadmap to 2050[EB/OL]. (2020-04-10)[2025-10-18]. <http://www.innovation4.cn/library/r47258>
- [24] 邓一菊, 段卓毅, 艾梦琪. 层流机翼设计技术现状与发展[J]. 航空学报, 2022, 43(11): 9-25  
DENG Yiju, DUAN Zhuoyi, AI Mengqi. Status and development of laminar wing design technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 9-25 (in Chinese)
- [25] 阎超. 航空 CFD 四十年的成就与困境[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 29-65  
YAN Chao. Achievements and predicaments of CFD in aeronautics in past forty years[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 29-65 (in Chinese)
- [26] SLOTNICK I, KHODADOUST A, ALONSO J, et al. CFD vision 2030 study: a path to revolutionary computational aerosciences [R]. NASA CR 2014-218178, 2014
- [27] 雷娟棉, 郭牧天, 赵小见, 等. 机翼表面脉动压力的空间和频域特性数值研究[J]. 北京理工大学学报, 2022, 42(8): 834-841  
LEI Juanmian, GUO Mutian, ZHAO Xiaojian, et al. Numerical study of pressure fluctuation spatial and frequency domain characteristics on airfoil surface[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2022, 42(8): 834-841 (in Chinese)
- [28] 吴光辉, 王景, 谢海润, 等. 数据与知识联合赋能的民机智能气动设计[J]. 航空学报, 2025, 46(5): 43-60  
WU Guanghui, WANG Jing, XIE Hairun, et al. Data- and knowledge-enabled intelligent aerodynamic design for civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(5): 43-60 (in Chinese)
- [29] 程不时. 飞机设计手册:第4册[M]. 北京:航空工业出版社, 2002  
CHENG Bushi. Aircraft design handbook: volume 4[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002 (in Chinese)
- [30] 徐亮, 杨奕. 民用飞机气动性能对适航噪声的敏感性研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(3): 129-136  
XU Liang, YANG Yi. Study on the sensitivity of aerodynamic performance of civil aircraft to airworthiness noise[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(3): 129-136 (in Chinese)
- [31] HENNING Strüber. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system[C]//29th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brno, 2014
- [32] SUTCLIFFE M, RECKZEH D, FISCHER M. Hicon aerodynamics-high-lift aerodynamic design for the future[C]//25th International Congress of Aeronautical Sciences, Sydney, 2006
- [33] 刘苍松, 刘沛清, 毛俊, 等. 民用飞机 ADHF 构型扰流板下偏气动特性研究[J]. 航空计算技术, 2021, 51(5): 84-86  
LIU Cangsong, LIU Peiqing, MAO Jun, et al. Research on aerodynamic characteristics of AHDF civil aviation aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2021, 51(5): 84-86 (in Chinese)
- [34] LIU C, LUO J. Research on effect of Reynolds number on civil aircraft with ADHF[C]//International Conference on Mechanisms and Robotics, Ghangzhou, 2022
- [35] 王刚, 张明辉, 毛俊, 等. 翼身融合民机扰流板增升技术[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 75-91  
WANG Gang, ZHANG Minghui, MAO Jun, et al. High-lift technology for spoiler on blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 75-91 (in Chinese)
- [36] RECKZEH D. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a megaliner aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(2): 107-119
- [37] CONCILIO A, DIMINO I, PECORA R. SARISTU: adaptive trailing edge device (ATED) design process review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 187-210

- [38] NGUYEN N, KAUL U, LEBOSKY S, et al. Development of variable camber continuous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing[C]//SAE AeroTech Congress & Exhibition, Vancouver, 2015
- [39] CUMMING S B, SMITH M S, ALI A, et al. Aerodynamic flight test results for the adaptive compliant trailing edge[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2016
- [40] ALBANO E, RODDEN W P. A doublet-lattice method for calculating lift distribution on oscillating surfaces in subsonic flows[J]. AIAA Journal, 1969, 7(2): 68-73
- [41] GIESING J P, KALMAN T P, RODDEN W P. Subsonic unsteady aerodynamics for general configurations[C]//10th Aerospace Sciences Meeting, New York, 1972
- [42] MORINO L, CHEN L, SUCIU E O. Steady and oscillatory subsonic and supersonic aerodynamics around complex configurations[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 368-374
- [43] GURUSWAMY G P. Unsteady aerodynamic and aeroelastic calculations for wings using euler equations[J]. AIAA Journal, 1990, 28(3): 461-469
- [44] LEE-RAUSCH E M, BATINA J T. Wing flutter computations using an aerodynamic model based on the navier-stokes equations[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(6): 1139-1147
- [45] BAKER M L, YUAN K A, GOGGIN P J. Calculation of corrections to linear aerodynamic methods for static and dynamic analysis and design[C]//39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, California, 1976
- [46] GIESING J P, KALMAN T P, RODDEN W P. Correction factor techniques for improving aerodynamic prediction methods[R]. NASA CR-144967, 1976
- [47] JADIC I, HARTLEY D, GIRI J. An enhanced correction factor technique for aerodynamic influence coefficient method[C]//MSC's Proceedings of the 1999 Aerospace User's Conference, 1999
- [48] MAO Kun, JING Wuxing, CHENG Pan, et al. A modification to the enhanced correction factor technique for the subsonic wing-body interference model[J]. Aerospace, 2023, 10(1): 40
- [49] 张鸿志, 周强, 陈刚, 等. 气动弹性系统本征正交分解降阶模型精度的参数影响研究[J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(11): 104-109  
ZHANG Hongzhi, ZHOU Qiang, CHEN Gang, et al. Effects of some parameters on the accuracy of aeroelastic proper orthogonal decomposition reduced-order model[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(11): 104-109 (in Chinese)
- [50] 师妍, 万志强, 吴志刚, 等. 基于气动力降阶的弹性飞机阵风响应仿真分析及验证[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 335-354  
SHI Yan, WAN Zhiqiang, WU Zhigang, et al. Gust response analysis and verification of elastic aircraft based on nonlinear aerodynamic reduced-order model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 335-354 (in Chinese)
- [51] 王梓伊. 气动弹性问题中的流固热耦合建模方法与应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2021: 41-69  
WANG Ziyi. Modeling methods and applications for fluid-solid-thermal coupling in aeroelasticity[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021: 41-69 (in Chinese)
- [52] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Characterizing the effects of geometrical nonlinearities on aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings[C]//Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 1999
- [53] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Nonlinear aeroelastic and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft[C]//40th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1999
- [54] HUANG Y, TSUSHIMA N, ARIZONO H. Correlation studies of geometrically nonlinear aeroelastic formulations with beam and shell elements[C]//AIAA Science and Technology Forum and Exposition, Orlando, 2020
- [55] LIU X, COOK R G, COOPER J E, et al. Static aeroelastic characteristics of a wing including geometric nonlinearities[C]//AIAA Science and Technology Forum and Exposition, San Diego, 2019
- [56] ARTOLA M, GOIZUETA N, YNN A, et al. Modal-based nonlinear estimation and control for highly flexible aeroelastic systems[C]//AIAA Science and Technology Forum and Exposition, San Diego, 2020
- [57] ARTOLA M, GOIZUETA N, WYNN A, et al. Aeroelastic control and estimation with a minimal nonlinear modal description[J]. AIAA Journal, 2021, 59(7): 2697-2713
- [58] RISO C, DI V F G, RITTER M, et al. A FEM-based approach for nonlinear aeroelastic trim of highly flexible aircraft[C]//

International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2017

- [59] RISO C, DI V F G, RITTER M, et al. Nonlinear aeroelastic trim of very flexible aircraft described by detailed models[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(6): 2338-2346
- [60] 曹奇凯, 曾惠华, 柏楠. 考虑刚体/弹性耦合的飞机动稳定性研究[J]. *飞行力学*, 2011, 29(4): 11-14  
CAO Qikai, ZENG Huihua, BAI Nan. Identification of aircraft dynamic derivatives based on CFD technology and analysis of reduced frequency[J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(4): 11-14 (in Chinese)
- [61] WASZAK M R, SCHMIDT D K. Flight dynamics of aeroelastic vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(6): 563-571
- [62] SCHMIDT D K, RANEY D L. Modeling and simulation of flexible flight vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3): 539-546
- [63] WU Z G, YANG C. Flight loads and dynamics of flexible air vehicles[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2004, 17(1): 17-22
- [64] MARIN P C, POETSCH C. Simulation of flexible aircraft response to gust and turbulence for flight dynamics investigations[C]// *AIAA SciTech Forum*, 2020
- [65] 毛昆, 荆武兴, 陈石, 等. 大型客机刚弹耦合分析技术的研究及验证[J]. *航空学报*, 2025, 46(12): 130972  
MAO Kun, JING Wuxing, CHEN Shi, et al. Research and verification of rigid-elastic coupling analysis technology for large passenger aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(12): 130972 (in Chinese)
- [66] 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 Pengfei, TAN Zhiyong, CHEN Jie. Development requirement and design considerations for advanced civil aircraft flight control system[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2018, 48(3): 237-247 (in Chinese)
- [67] 黄博, 王新民, 李俨. 放宽静稳定性大型客机电传控制律设计[J]. *飞行力学*, 2010, 28(5): 5  
HUANG Bo, WANG Xinmin, LI Yan. Fly-by-wire control law design of relaxed static stability large civil aircraft[J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(5): 5 (in Chinese)
- [68] 万志强, 张珊珊, 王晓喆, 等. 弹性飞机机动载荷分析与减缓技术综述[J]. *航空学报*, 2025, 46(3): 30279  
WAN Zhiqiang, ZHANG Shanshan, WANG Xiaozhe, et al. Maneuver load analysis and alleviation technology of flexible aircraft: review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(3): 30279 (in Chinese)
- [69] 杨超, 邱祈生, 周宜, 等. 飞机阵风减缓技术综述[J]. *航空学报*, 2022, 43(10): 527350  
YANG Chao, QIU Qisheng, ZHOU Yi, et al. Review of aircraft gust alleviation technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(10): 527350 (in Chinese)
- [70] 袁志鹏, 薛源. 大型飞机迎角保护控制律设计及试飞技术研究[J]. *飞行力学*, 2020, 38(1): 1-6  
YUAN Zhipeng, XUE Yuan. Research on design and flight test technologies of large aircraft angle-of-attack protection control law[J]. *Flight Dynamics*, 2020, 38(1): 1-6 (in Chinese)
- [71] 郑晓辉, 赵晶慧. 电传民机高速保护功能应用分析[J]. *民用飞机设计与研究*, 2014(2): 1-5  
ZHENG Xiaohui, ZHAO Jinghui. Application analysis of high-speed protection on fly-by-wire of commercial aircraft[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2014(2): 1-5 (in Chinese)
- [72] The Boeing Company. Vertical gust suppression system for transport aircraft: United States, US-8774987-B2[P]. 2014-07-08
- [73] LIE FA P, Gebre-Egzaibher D. Synthetic air data system[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(4): 1234-1249
- [74] CHEUNG C, SEHGAL S, VALDÉS J J. A machine learning approach to load tracking and usage monitoring for legacy fleets[C]// *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*, Krakow, Poland, 2019
- [75] O'HIGGINS E, GRAHAM K, DAVERSCHOT D, et al. Machine learning application on aircraft fatigue stress predictions[C]// *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*, Poland, 2019
- [76] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 88-94
- [77] PALACIOS R, CESNIK C. Dynamics of flexible aircraft: coupled flight mechanics, aeroelasticity, and control[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2023
- [78] 施萌, 汪洋, 吴志斌, 等. 民机货舱下部复合材料结构抗坠撞吸能特性试验研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2021(9): 83-88  
SHI Meng, WANG Yang, WU Zhibin, et al. Study on the anti-crash energy absorption characteristic of composite structure in the sub-cargo compartment[J]. *Composites Science and Engineering*, 2021(9): 83-88 (in Chinese)

- [79] 周文明. AD200 机身结构适坠性分析及优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012  
ZHOU Wenming. Optimum design and analysis of AD200 fuselage structure for crashworthiness[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese)
- [80] 吴光辉, 张志雄, 王兆兵, 等. 航空制造业绿色低碳化发展研究[J]. 中国工程科学, 2023, 25(5): 157-164  
WU Guanghui, ZHANG Zhixiong, WANG Zhaobing, et al. Green and low-carbon development of aviation manufacturing industry [J]. Strategic Study of CAE, 2023, 25(5): 157-164 (in Chinese)
- [81] 黄文, 刘小青, 朱锦, 等. 马来海松酸酐的合成及其作为环氧树脂固化剂的研究[J]. 化学通报, 2011, 74(1): 5  
HUANG Wen, LIU Xiaoqing, ZHU Jin, et al. Synthesis of maleopimarate and its application as an epoxy curing agent [J]. Chemistry Bulletin, 2011, 74(1): 5 (in Chinese)
- [82] 黄俊, 杨风田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 12  
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 12 (in Chinese)
- [83] DU H Z, ZHANG X, YU H. Design of high-energy-density lithium batteries: liquid to all solid state [J]. Transportation, 2025, 23: 100382
- [84] CHAUDHARY R, XU J, XIA Z, et al. Unveiling the multifunctional carbon fiber structural battery [J]. Advanced Materials, 2024, 36(48): 2409725
- [85] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 18  
BAI Peng, CHEN Qian, XU Guowu, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 18 (in Chinese)
- [86] 董二宝. 智能变形飞行器结构实现机制与若干关键技术研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010  
DONG Erbao. Research on realization mechanism and some key technologies of smart morphing aircraft structures [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2010 (in Chinese)
- [87] BAI P, LIU X, CHEN Q, et al. Study on dynamic hysteresis and linear modeling of the sliding-skin variable-sweep morphing wing aerodynamics [C] // 23rd International Congress of Theoretical and Applied Mechanics, 2012
- [88] 杨军祥, 田泽, 湛文韬, 等. 新一代分布式 IMA 核心系统技术研究[J]. 微电子学与计算机, 2019, 36(12): 6  
YANG Junxiang, TIAN Ze, ZHAN Wentao, et al. Research on new generation of distributed IMA core system technology [J]. Microelectronics & Computer, 2019, 36(12): 6 (in Chinese)
- [89] GASKA T, WERNER B, FLAGG D. Applying virtualization to avionics systems-the integration challenges [C] // Digital Avionics Systems Conference, 2010
- [90] 蒋引, 高杉, 谭维, 等. 基于人因工程视角的民机驾驶舱告警系统研究综述[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(1): 85-91  
JIANG Yin, GAO Shan, TAN Wei, et al. Research on civil aircraft cockpit alarm system based on human factors perspective [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(1): 85-91 (in Chinese)
- [91] WATKINS C B, WALTER R. Transitioning from federated avionics architectures to integrated modular avionics [C] // 2007 IEEE/AIAA 26th Digital Avionics Systems Conference, Beijing, 2007
- [92] 赵春玲, 孟华, 孙立言. 民用飞机驾驶舱系统设计 with 综合集成的思考[J]. 航空电子技术, 2023, 54(4): 1-8  
ZHAO Chunling, MENG Hua, SUN Liyan. Consideration on the design and integration of commercial aircraft cockpit systems [J]. Avionics Technology, 2023, 54(4): 1-8 (in Chinese)
- [93] 董磊, 向晨阳, 赵长啸, 等. 民机驾驶舱显示触控系统人机工效综合评价[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 624053  
DONG Lei, XIANG Chenyang, ZHAO Changxiao, et al. Comprehensive evaluation of ergonomics of civil aircraft cockpit display-touch control system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 624053 (in Chinese)
- [94] 魏麟, 雷中洲, 祁美照, 等. 基于视觉 SLAM 的飞机模拟座舱三维地图构建[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(1): 128-133  
WEI Lin, LEI Zhongzhou, QI Meizhao, et al. Construction of 3-D map of aircraft simulated cockpit based on visual SLAM [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(1): 128-133 (in Chinese)
- [95] 李鹏, 齐鸣. 欧洲积极探索 I4D 航迹运行[J]. 国际航空, 2015(11): 57-58  
LI Peng, QI Ming. SESAR exploring operations of initial 4D trajectory [J]. International Aviation, 2015(11): 57-58 (in Chinese)

- [96] 央视网. 我国首次进行四维航迹试验飞行[EB/OL].(2019-03-20)[2025-10-15]. <http://news.cctv.com/2019/03/20/AR-TI0py6BFxStXPJVXei3yZ190320.shtml?spm=C94212.PV1fmvPpJkJY.S71844.53>
- [97] 陈正举. 大飞机航迹优化与四维导航算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008  
CHEN Zhengju. Research of large commercial jet trajectory optimization and 4D navigation[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008 (in Chinese)
- [98] VILLARROEL J, RODRIGUES L. Optimal control framework for cruise economy mode of flight management systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(5):1022-1033
- [99] VILLARROEL J, RODRIGUES L. An optimal control framework for the climb and descent economy modes of flight management systems[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52(3): 1227-1240
- [100] LI Chuang, LIU Xiaoxiong, MA Qingyuan, et al. Four-dimensional descent trajectory optimization for aircraft in turbulence[C] //2016 IEEE International Conference on Information and Automation, Ningbo, 2016: 755-759
- [101] ZHANG Zhenxing, YANG Rennong, FANG Yuhuan. LSTM network based on on antlion optimization and its application in flight trajectory prediction [C] // 2018 2nd IEEE Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference, 2018: 1658-1662
- [102] 冯涛, 李洪伟, 李家蓬. ACAS X 监视特性分析及防欺骗技术探讨[J]. 西华大学学报, 2021, 40(6): 39-44  
FENG Tao, LI Hongwei, LI Jiapeng. Analysis of surveillance characteristics and discussion on anti-deception technology of ACAS X[J]. Journal of Xihua University, 2021, 40(6): 39-44 (in Chinese)
- [103] 王飞, 于超鹏, 熊伟. 面向机载综合监视系统的 ADS-B 技术综述[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 142-151  
WANG Fei, YU Chaopeng, XIONG Wei. ADS-B technology overview for the airborne integrated surveillance system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 142-151 (in Chinese)
- [104] 闫中午. 大型运输机机动载荷减缓技术研究[C] //2015 年第二届中国航空科学技术大会, 北京, 2015  
YAN Zhongwu. Research on maneuver load alleviation of large transport aircraft[C] //2nd China Aviation Science & Technology Conference, Beijing, 2015 (in Chinese)
- [105] 王新华. 光传飞行控制系统实现技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012  
WANG Xinhua. Research on realization technique for fly-by-light system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese)
- [106] COMERFORD D, BRANDT S L, LACHTER J, et al. NASA's single-pilot operations technical interchange meeting: proceedings and findings[R]. NASA/CP-2013-216513, 2013
- [107] 焦裕松. 民用飞机液压系统发展与展望[J]. 航空科学技术, 2019, 30(12): 1-6  
JIAO Yusong. The development and prospect of hydraulic power system in civil aircrafts[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(12): 1-6 (in Chinese)
- [108] 张万顺, 颀龙, 乔勇, 等. 国外飞机刹车技术最新进展[J]. 飞机设计, 2022, 42(6): 43-50  
ZHANG Wanshun, XIE Long, QIAO Yong, et al. Recent advance in foreign aircraft braking technology[J]. Aircraft Design, 2022, 42(6): 43-50 (in Chinese)
- [109] 叶巧灵. 飞机全电刹车系统的最佳滑移率极值搜索与防滑控制研究[D]. 长沙: 中南大学, 2023  
YE Qiaoling. Research on extremum seeking of optimal slip ratio and anti-skid control of aircraft electric braking system[D]. Changsha: Central South University, 2023 (in Chinese)
- [110] 张志鹏. 主起落架双侧撑杆三维收放机构动态特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022  
ZHANG Zhipeng. Research on dynamic characteristics of three-dimensional retracting mechanism of the double struts of main landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022 (in Chinese)
- [111] KNOWLES J A C, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M H, et al. Numerical continuation analysis of a dual-side-stay main landing gear mechanism[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 129-143
- [112] 印寅. 起落架收放动力学及可靠性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017  
YIN Yin. Dynamics and reliability analysis of retraction of landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017 (in Chinese)
- [113] 杨凯. 机械表面强化对增材制造 TC18 钛合金疲劳行为的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020  
YANG Kai. Effect of mechanical surface strengthening on fatigue behavior of additive manufactured TC18 titanium alloy[D].

- Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 (in Chinese)
- [114] LI Wei, FIELDING J. Preliminary study of EMA landing gear actuation[C]//Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012
- [115] 严仰光, 秦海鸿, 龚春英, 等. 多电飞机与电力电子[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(1): 11-18  
YAN Yangguang, QIN Haihong, GONG Chunying, et al. More electric aircraft and power electronics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(1): 11-18 (in Chinese)
- [116] 吉瑞萍, 李伟林, 张晓斌, 等. 航空固态功率控制器电弧故障检测方法研究[J]. 电气工程学报, 2015, 10(11): 19-26  
JI Ruiping, LI Weilin, ZHANG Xiaobin, et al. A review of arc fault detection methods for aviation solid-state power controller [J]. Journal of Electrical Engineering, 2015, 10(11): 19-26 (in Chinese)
- [117] 张卓然, 许彦武, 姚一鸣, 等. 多电飞机电力系统及其关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 969-984  
ZHANG Zhuoran, XU Yanwu, YAO Yiming, et al. Electric power system and key technologies of more electric aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 969-984 (in Chinese)
- [118] SU D, WANG Y, SU D, et al. SCS-Net: a DNN-based electromagnetic shielding effectiveness analysis method for slotted composite structures[J]. Composite Structures, 2023, 313: 116374

## Review: key technologies for wide-body aircraft

ZHAO Chunling, LIU Yang, LU Xi, WU Lei, HE Baiyu, LI Weiping

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

**Abstract:** Wide-body aircraft is the key technical product in the field of civil aviation. The development of wide-body aircraft is the important reflection of national comprehensive strength, as well as the inevitable course to achieve technological autonomy. This paper provides systematic review on the current status and future trend of key technologies for wide-body aircraft in the field of aerodynamics, structure, strength, power plant and main airborne systems, based on the analysis on global wide-body aircraft development. Key technological breakthroughs for wide-body aircraft will primarily focus on areas such as aerodynamic design of high aspect ratio wing with variable camber, nonlinear static aeroelastic design with large deformation, fly-by-wire control law design with more advanced functions, large-scale application of advanced composite structure, structural health monitoring, cockpit integrated warning systems, multi-mode and multi-orbit satellite communication and closed-loop attitude control in flight control systems, etc.

**Keywords:** aerodynamics; structure and strength; power plant; airborne systems

**引用格式:** 赵春玲, 刘洋, 陆曦, 等. 宽体客机关键技术综述[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(6): 1055-1090

ZHAO Chunling, LIU Yang, LU Xi, et al. Review: key technologies for wide-body aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(6): 1055-1090 (in Chinese)