

飞行安全文选

(九十四)



中国民航飞行学院图书馆

2023年5月

飞行安全文选

主办单位：
中国民用航空飞行学院图书馆
主编：朱代武
副主编：丁晓宇 徐敏
审校：刘金奎
编辑：朱丽
地址：四川省广汉市南昌路
邮编：618307
电话：0838-5183941
传真：0838-5183805
E-mail: tsqxjb@cafuc.edu.cn

目 录

(2023 年 01 期 总第 94 期)

概论

机翼变弯技术研究进展.....	01
中国民航航线航班管理系统研发实践及前瞻性思考.....	15
航空公司数字化转型及实例研究.....	20
后疫情时代航空制造业复苏的挑战及机遇.....	25

飞行技术、飞行安全

机场探鸟雷达技术发展与应用综述.....	30
飞行中襟翼卡阻故障对着陆性能的影响分析.....	48
最小离地速度试飞数据分析方法研究.....	53
粗猛操纵飞机的危害和预防.....	57

空中交通管理

日本民航管制空域调整情况分析及其启示.....	59
宁波机场“7.27”低空风切变过程分析.....	66
考虑进出交通影响的扇区运行通行能力研究.....	69
提升陆空通信效能的探讨——以改进陆空通信失效程序为例.....	76

机务维护

民用航空零部件适航审定政策及其最新变化解读.....	79
浅谈三维测量技术在传统飞机维修中的应用.....	86
结构设计不合理引发的发动机重大故障.....	91
以预测性为中心的维修理论和维修方式发展研究.....	96

机翼变弯度技术研究进展

王彬文 杨宇 王志刚

区别于现代飞机以放下前缘缝翼、后缘襟翼和副翼等增升机构来实现的非光滑连续的翼型弯度变化,本文的机翼变弯度指的是以光滑连续的方式改变机翼翼型弯度。从理论上讲,变弯度技术出现在莱特兄弟设计的人类第1架重于空气的有动力固定翼飞行器。飞行员通过踏板与绳缆驱动机翼翼型弯曲,从而实现对飞行机动的控制。在人类飞行的早期时代,由于飞行器的结构刚度低、飞行速度慢,机翼变弯度是通过机体结构的弹性变形来实现的。

随着飞行器飞行速度和承载能力的不断提升,现代飞机被设计得越来越刚硬,通过机体结构的弹性变形来实现机翼变弯度变得越来越困难。但是由于改变机翼弯度是提升飞行效率,甚至是实现飞机机动控制的重要手段,故而研究人员仍然发展了各种策略来实现变形的目的,最常见的便是目前在各种飞机上依然广泛使用的各类机械式的襟翼、副翼等变形装置。除此之外,还设计了各种各样的飞机变体形式。例如,F-14的可变后掠机翼,XB-70的可向下折叠机翼,以及协和飞机的可下垂式机头等。然而,这种变体方式的缺点很明显:①气动外形难以实现光滑连续的变形,降低了气动效率;②机械机构笨重复杂,不利于结构轻量化、高可靠性和良好可维护性的发展趋势;③变体功能有限,只能实现局部的或者较少的变体形式。由于上述难以克服的缺点,变

体技术在一段时期内处于发展的低迷期。

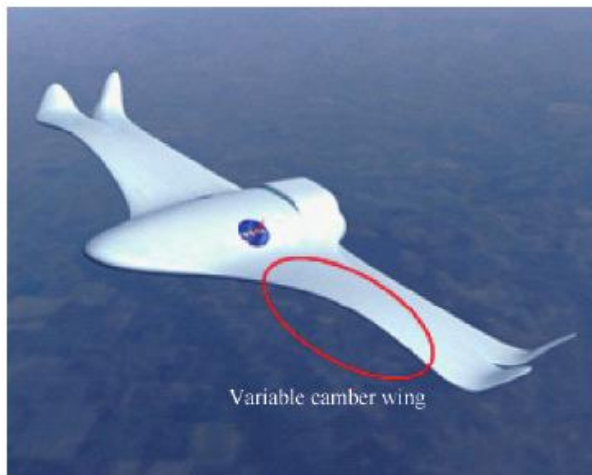


图1 NASA提出的变体飞行器构想^[8]

Fig.1 Morphing aircraft proposed by NASA^[8]

区域覆盖了整个机翼,包括机翼翼展、后掠角、翼梢小翼和翼型弯度的改变等(见图1)。在20年后的今天看来,机翼变弯度是目前研究最为广泛和发展相对成熟的一种变体形式。

近十几年以来,随着在多个领域基础研究的进步和突破(例如仿生技术、纳米技术、流动控制技术、优化技术、驱动技术等),针对飞行器变体技术的研究呈现出了新的发展趋势:①利用新的材料结构形式(例如柔性结构、零泊松比蜂窝蒙皮等),实现柔性的光滑连续的变形;②利用各种智能材料(例如形状记忆合金、压电堆栈等),代替传统的机械驱动装置,实现结构的高效控制。这些新的方法和手段,为替代以前完全基于机械形式的非光滑连续变形形式提供了基础和支撑。2001年NASA提出的未来变体飞行器构想,其光滑连续变形

1 机翼变弯度的优点

1.1 光滑连续变弯度机翼前缘的优点

机翼前缘变弯度的主要作用是在起降阶段通过延缓翼面气流分离并产生附加升力,而运输类飞机在其他飞行状态通常处于收起状态。光滑连续变弯度机翼前缘的优势主要有2个方面:第一,消除了传统前缘缝翼等增升机构释放时产生的空腔,由此产生的气动噪声将得到有效抑制。传统前缘增升装置的空腔内流动存在着严重的分离,具有非常复杂的涡结构(见图2),这将导致高幅值的气动噪声。特别是现阶段随着大涵道比发动机的投入使用,起降阶段增升装置的气动噪声已成为机场附近的主要噪声来源。光滑连续变前缘技术的提出可大幅降低因传统前缘缝翼产生的突出噪声,这对于环保性具有重要的意义。第二,光滑连续的机翼表面是开发层流机翼的基础。层流机翼可以极大地减小飞行阻力,例如空客公司在2017年开展的BLADE项目中,其层流机翼使得飞行阻力降低了10%,但是对机翼的表面质量要求非常高,1mm的翼型表面厚度台阶都会影响层流效果。要想实现层流机翼的工程应用,需要放弃传统的前缘缝翼等增升机构,因为在巡航阶段其收起后与主翼表面存在几何上的衔接缝隙,这种靠近前缘的缝隙(见图3)将使得机翼表面流动迅速转捩,破坏层流设计效果。光滑连续的变弯度机翼将在机翼层流设计特性方面有着显著的优势。

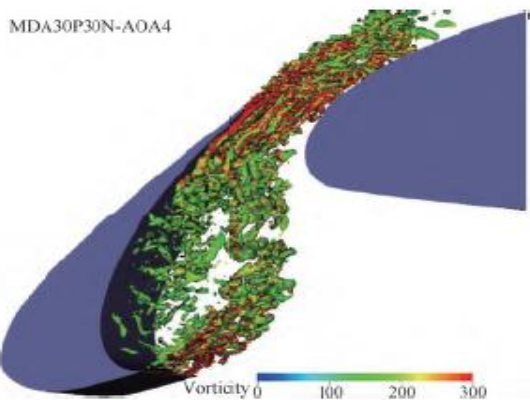


图2 传统前缘缝翼的气动噪声^[8]

Fig. 2 Aerodynamic noise of conventional leading edge slats^[8]



图3 前缘缝翼与主翼面之间的缝隙^[15]

Fig. 3 Gap between leading edge slat and main wing^[15]

1.2 光滑连续变弯度机翼后缘的优点

变弯度后缘在飞机整个飞行过程中都会发挥作用。在起降过程中,通过后缘下偏发挥增升作用。在巡航过程中,光滑连续可变弯度机翼后缘的作用包括:① 应对飞机重量改变带来的气动效率问题;② 阵风减缓;③ 提升跨/超声速飞行状态下的气动特性;④ 减小雷达反射面积。

1.2.1 应对飞机重量改变带来的气动效率问题

飞机的升力系数可以由式(1)计算得到:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad (1)$$

式中: L 是升力; ρ_{∞} 是远场空气密度; V_{∞} 是远场流速; S 是机翼面积; 升力系数与升阻比 L/D 的关系如图4所示。

长时间巡航、燃油消耗引起飞机重量的改变可以超过50%。假设飞机在某时刻处于最优气动效率状态,即图4中曲线的顶点。当飞机重量逐渐变轻后,对升力 L 的需求逐渐减小。在不改变

飞行高度和速度,以及机翼面积也不发生改变的情况下,即式(1)中的 ρ_∞ 、 V_∞ 、 S 不发生改变的情况下,升力系数就会逐渐减小,导致升阻比 L/D 也减小(如图4中上部箭头),从而偏离之前的最优气动效率状态。目前的做法是不断提升飞行高度,在更稀薄的空气中飞行,从而提高升阻比,返回逼近最优气动效率(如图4中下部箭头)。

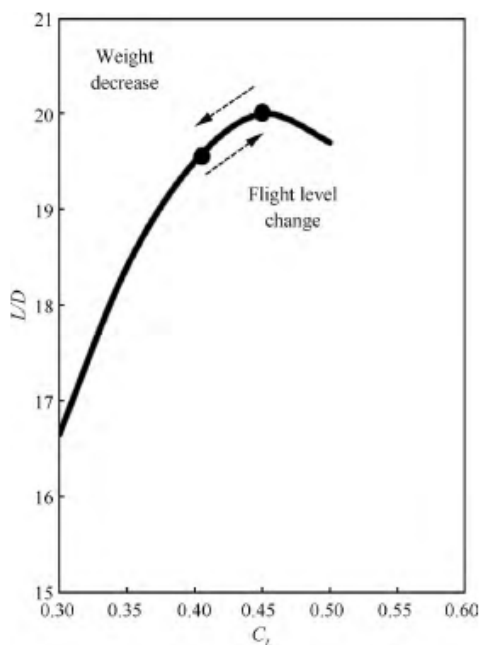


图4 某型飞机在 $0.82Ma$ 下升力系数与升阻比之间的关系^[16]

Fig. 4 Relationship between lift coefficient and lift-drag ratio of certain aircraft at $0.82Ma$ ^[16]

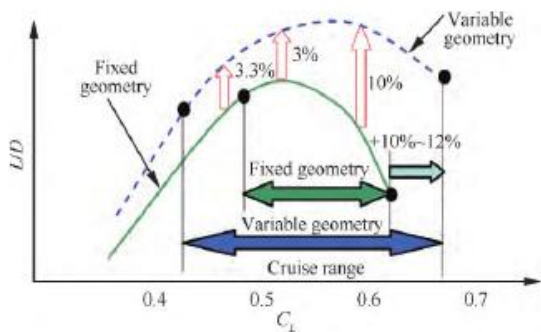


图6 通过调整后缘弯度可以提高升阻比和升力系数范围^[21]

Fig. 6 Lift-drag ratio and lift coefficient range can be improved by adjusting curvature of trailing edge^[21]

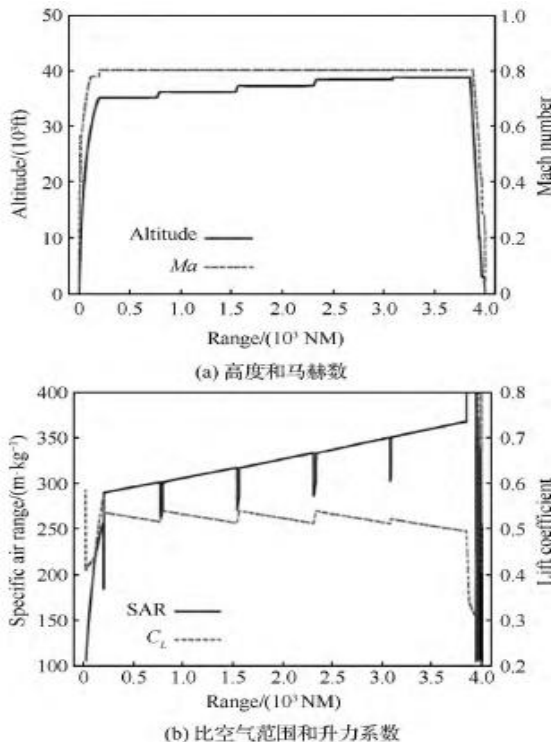


图5 航迹优化示意图^[18]

Fig. 5 Schematic diagram of track optimization^[18]

然而对于民航飞机来讲,飞行高度是受严格控制的。例如在北大西洋空域,要求飞行高度必须以每1000ft (1ft=0.305m) 进行阶梯形调整(见图5)。也就是说,在巡航阶段的绝大多数时间内,飞机都不是在最优气动效率下飞行。由此可见,在巡航阶段改变机翼弯度是解决这个问题的有效措施。然而现有飞机的襟翼副翼无法满足这个要求。波音B787和空客A350飞机开启了机翼变形技术在商用飞机型号中的应用。他们都使用配合扰流板下偏的简化的固定铰链襟翼技术,实现巡航过程中的后缘部分弯度变化,从而提升巡航效率。但是这2种机型采用的变弯度方式相对比较简易,均是基于机上现有机构的优化使用,

相比而言光滑连续的可变弯度机翼后缘将会带来更高的气动收益。例如,以A320飞机为例,通过弯度实时调整,可以延迟层流向湍流的转换,降低阻力,从而使整个巡航升力系数范

围内都具有较高的升阻比,巡航范围的升阻比可增加3%~9%,并且拓宽巡航的升力范围10%~12%(见图6)。由此可见,通过轻微调整机翼后缘的弯度,可以使得飞机在整个巡航过程中始终保持最优气动效率。

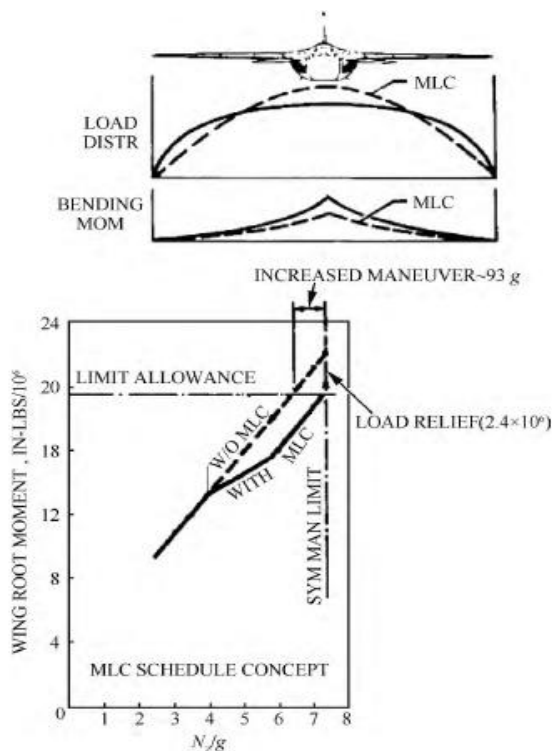


图7 通过调整机翼翼型弯度实现阵风减缓^[26]

Fig.7 Wind gust reduction achieved by adjusting curvature of airfoil^[26]

望应用于下一代超声速客机(见图8)。

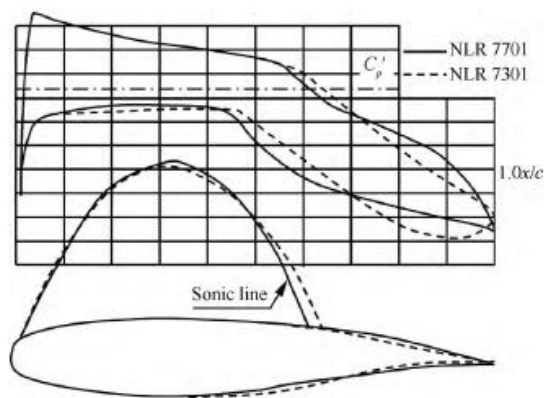


图8 通过翼型调节降低激波阻力^[30]

Fig.8 Shock wave resistance reduction by airfoil adjustment^[30]

军用飞机投放物资或者武器后会带来明显的重量变化。基于同样的原理,通过调整机翼后缘弯度也可以使飞机始终获取最优气动效率。

1.2.2 阵风减缓

变弯度机翼后缘可以减缓阵风载荷对机翼根部弯矩的影响。通常升力被设计成沿机翼展向呈椭圆形分布。但是在很多飞行条件下,例如阵风载荷,机翼升力出现正向或负向的突变,导致飞机出现较大的过载。通过快速的、非一致的调整机翼后缘弯度,反向调整翼面升力,使得阵风状态下机翼升力基本不变,降低翼根弯矩(见图7)。

1.2.3 提升跨/超声速飞行状态下的气动特性

现代大型民机经常使用超临界机翼,通过翼型后部几何形状的变化(如襟翼和副翼等),可以调节翼型超声速区和压力的分布,从而在一个宽的马赫数范围内实现无激波,进而降低激波阻力,提高非设计点的升阻比。同时这些策略还可以提升超声速飞行下的气动效率,有

但是需要注意的是,由于机翼流动的复杂性,单纯采用变弯度技术有时并不能获得理想的气动性能,近年来采用变弯度结构和流动控制器一体化设计的思是进一步提高机翼气动综合特性是一个具有前景的研究方向。例如,文献设计了图9。在起降阶段,采用喷流减缓后缘大幅偏转导致的后缘上表面流动分离(见图10)。在跨声速巡航条件下,通过翼型后部几何形状变化与微幅喷流(见图9)的综合调节,改变翼型表面超声速区和压力的分布(见图11)。

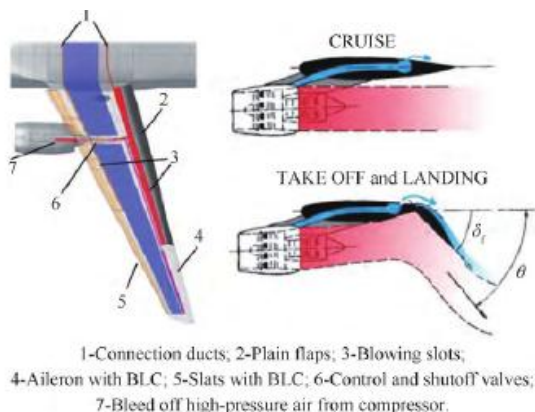


图9 机翼表面喷流控制系统示意图^[31]
Fig. 9 Schematic diagram of wing surface jet control system^[31]

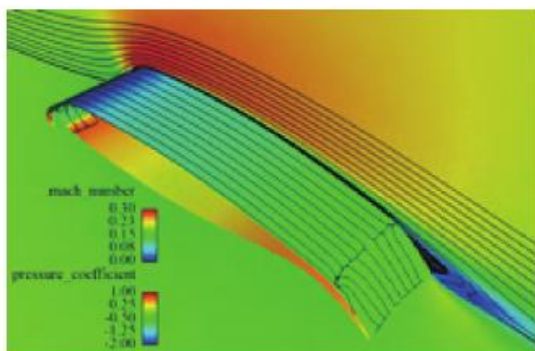


图10 后缘大幅偏转带来的大幅分离流动^[32]
Fig. 10 Large separation flow caused by large deflection of trailing edge^[32]



图12 连续光滑后缘变弯结构和喷流控制器的一体化设计^[32]
Fig. 12 Integrated design of continuous smooth trailing edge bending structure and jet flow controller^[32]

在气动、舒适性和军事需求等方面带来明显的收益。然而,不同类型的飞行器以及在不同的任务载荷工况下,对机翼前后缘弯度变化的需求是不尽相同的。

亚声速民机对机翼变弯度前后缘具有较为紧迫的应用需求。变弯度前缘的作用包括:降低起

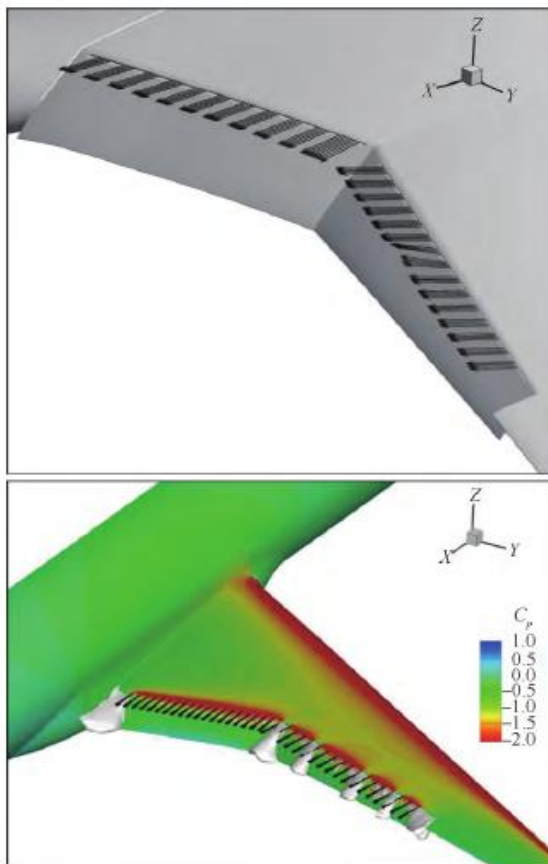


图11 NASA后缘单铰链偏转结构和喷流控制器的一体化设计(起降条件)^[33]

Fig. 11 Integrated design of NASA rear edge single-hinge deflection structure and jet flow controller (Take-off and landing conditions)^[33]

目前大部分流动控制器因重量大、综合效率不理想等原因,未能实现工程应用。为了实现紧凑、高效能的综合效果,进行后缘变弯结构和喷流控制器的一体化设计具有重要的研究意义(如图12所示)。

1.2.4 减小雷达反射面积

光滑连续的机翼表面可以减少雷达波的反射面积,增强隐身性能。

1.3 不同类型飞行器的机翼变弯度需求分析

通过以上分析可知,机翼前后缘变弯度将会在气动、舒适性和军事需求等方面带来明显的收益。然而,不同类型的飞行器以及在不同的任务载荷工况下,对机翼前后缘弯度变化的需求是不尽相同的。

亚声速民机对机翼变弯度前后缘具有较为紧迫的应用需求。变弯度前缘的作用包括:降低起

降阶段的噪声；在机翼后缘变形和主动流动控制的协调配合下大幅度提高升阻比，从而缩短起降距离，缓解机场拥堵；为巡航阶段的层流机翼提供光滑连续的蒙皮表面。变弯度后缘，对于远程民机来讲，主要是应对飞机总重的大幅度变化，通过轻微调整机翼弯度来保证在巡航的全过程保持气动效率最优，其升力系数变化范围可扩大12%。对于中短程民机来讲，飞机通常需要在恒定的巡航高度进行短途飞行，机翼需要在副翼、襟翼、扰流器和其他控制舵面的辅助下改变形状，以实现爬升和下降。爬升和下降占用了飞行的大部分时间，加之支线飞机每天要进行多次上升/下降循环，因此需要通过机翼变弯度来持续匹配最优的气动外形，提升气动效率，节省燃料消耗约3%。另外，通过沿机翼展向差动调整后缘弯度，实现阵风减缓，在提升民机舒适性的同时，还能够降低机翼根部弯矩，减轻结构重量。不过，需要注意的是，光滑连续变弯度前后缘，消除了传统增升装置的缝道，虽然有利于降低噪声，但是也容易导致气流分离削弱起降性能。因此，需要其他手段来改善起降性能。例如采用可伸长的变弯度前缘以增大机翼面积，同时配合向机翼后缘主动吹气的机翼后缘。

对于远程运输类军用飞机，在机翼变弯度方面，具有与民机类似的需求。同时，光滑连续的变弯度机翼，有利于减小雷达反射面积，提升隐身效果。因此，其主要采用可伸长的变弯度前缘，以及配合主动吹气的变弯度后缘方案。对于高空长航时飞机（例如全球鹰），其特点是飞行速度相对较低，但是追求更长的滞空时间。这主要通过不断调整机翼后缘弯度来获取最优气动效率，以及减轻突风影响来实现。因此，这类飞机的性能提升主要依托变弯度后缘，而对于变弯度前缘没有迫切需求。

战斗机对变弯度前后缘都具有比较迫切的需求。现代战斗机要求隐身、超声速飞行、多任务剖面，以及尽可能大的作战半径。变弯度前后缘除了能为战斗机提供前面提到的巡航、阵风减缓、隐身等方面的优势外，还能在飞行包线的不同阶段进一步提升飞机的机动性能（见图13）。另外，前后缘变弯可以使飞机在不改变姿态角的情况下实现垂直机动功能，从而使得其雷达反射面积在该机动过程中不会产生明显变化。对于超声速飞行，通过调整机翼后缘弯度，可以减弱超声速区域的激波强度，降低激波阻力。

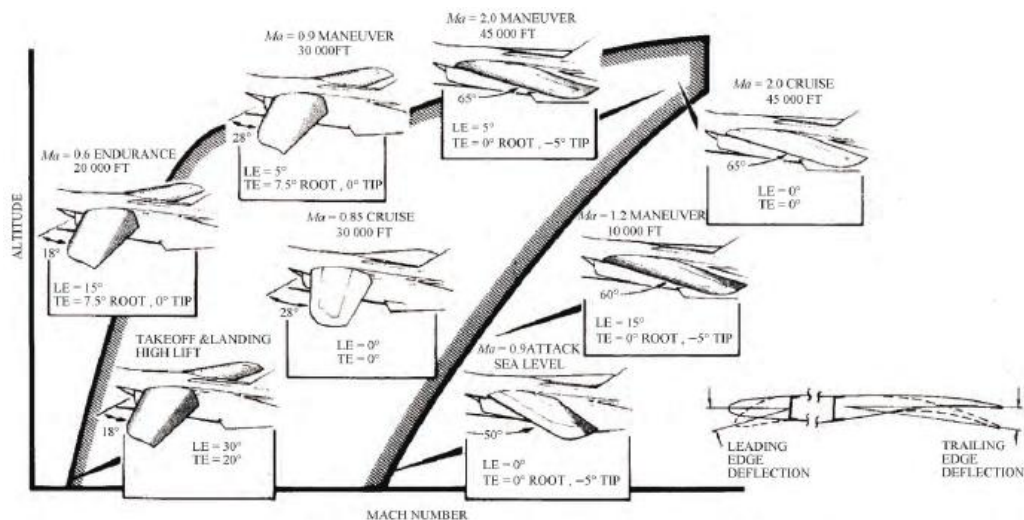


图 13 在不同飞行状态下对机翼前后缘变弯度的需求^[42]

Fig. 13 Requirements for wing bending at front and rear edges under different flight conditions^[42]

对于微/小型无人机，适合使用智能驱动材料实现机翼的弯度改变。微/小型无人机飞行特点

为低雷诺数和低马赫数,且结构尺寸小,携带的能量非常有限,通过复杂笨重的机械机构来满足变形要求是不合算的。合理的解决方案是采用基于分布式柔性结构的设计思想,使用低功耗的智能驱动材料,实现稳定且快速的机翼变形,满足微/小型无人灵巧机动的需求。

对于旋翼飞机,其飞行特点是周期性的桨叶沉浮和桨叶之间气流相互影响导致的高噪声和振动。首先,旋翼飞机目前最大的问题是振动和噪声过大。连续变弯度桨叶可以通过智能驱动器的快速响应,实现桨叶弯度的快速周期性变化,从而实现抑制振动的功能,并实现阵风载荷减缓,提高疲劳特性;其次,连续变弯度桨叶在降低噪声、失速控制和提高气动特性等方面亦具有明显的优势。

2 机翼变弯度前缘

2.1 变弯度机翼前缘技术的发展历程

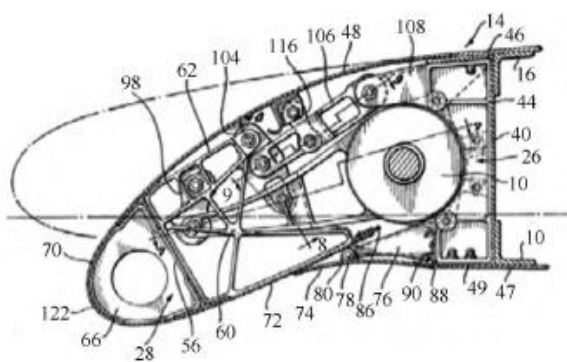


图 14 一种变弯度机翼前缘方案^[29]

Fig. 14 Variable curvature leading edge scheme of airfoil^[29]

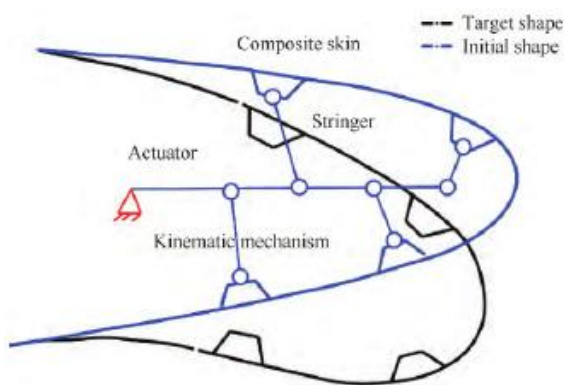


图 15 基于蒙皮弯曲的机翼前缘变弯度方案

Fig. 15 Curved leading edge of wing based on skin bending

面向机翼变弯度前缘的研究开始于20世纪20年代,其主导思想是利用金属蒙皮,通过复杂的机械结构实现下垂变形。例如在20世纪80年代美国的(Mission Adaptive Wing)项目中,就采用了类似图14中的方案。

在下垂过程中,机翼的上、下半部分必然会分别产生严重的拉伸和压缩变形。为了满足变形需求,理想的解决方案是开发一种既能够产生面内大变形又具有足够弯曲刚度抵抗面外气动载荷的蒙皮材料。相关研究一直在持续开展,各种结构形式的柔性蒙皮方案被提出来。例如,波纹板蒙皮、零泊松比蜂窝蒙皮、形状记忆聚合物蒙皮等。但是时至今日,由于材料和制造工艺的不成熟,以上柔性蒙皮方案都无法满足航空领域的工程应用要求。

因此,当时的解决方法是使机翼上半部分的金属蒙皮弯曲变形,下半部分通过滑槽设计来将需要压缩的部分收纳进入结构内部。这样的设计复杂而笨重,抵消了光滑连续变形带来的气动收益,因此未能实现工程应用。

然而,有趣的是,在后续研究中发现,机翼前缘下垂变形可以通过蒙皮的弯曲变形实现(见图15)。基于这个理论,众多的科研机构,特别是德国宇航院(DLR)开展了深入的研究,

而研究的核心内容之一是如何对蒙皮不同部位的弯曲刚度进行优化,使得蒙皮在有限个点的驱动下实现从初始构型到目标构型的精确变形。对于单一材料的蒙皮(例如针对无人机打印的树脂蒙

皮)，弯曲刚度通过厚度调整来实现；对于复合材料蒙皮，则通过厚度以及铺层顺序的调整来实现。

表 1 列出了针对变弯度机翼前缘的一些主要项目和其达到的技术水平。

表 1 一些主要的变弯度机翼前缘项目和达到的研究成果

Table 1 Major bending wing leading edge projects and research results achieved

项目(年份)	目标外形气动优化	蒙皮厚度优化设计	内部驱动传动方式	连接点位置优化	等直段前缘	带根梢比和后掠角的前缘
Smart LED(2009)	×	✓	连杆机构	×	×	
SADE(2009)	×	×	连杆机构	✓	✓	✓
SADE(2011)	✓	✓	连杆机构	✓	✓	
SARISTU(2014)	×	✓	连杆机构	✓	✓	✓
SFB880(2015)	✓	✓	连杆机构	✓	×	
SFB880(2016)	✓	✓	连杆机构	✓	×	
NOVEMOR(2016)-wing tip	✓	✓	柔性结构	✓	✓	✓
NOVEMOR(2016)-LE/TE	✓	✓	柔性结构	✓	✓	

在最初的Smart LED项目中，研究对象为二维平面翼型。目标变形翼型不是通过气动优化设计得到，而是基于样条原理绘制了光滑曲线，使得前缘在翼型弦长6.5%处达到20°下偏角。采用非线性梯度优化法对蒙皮厚度分布进行优化，优化目标为翼型曲线上若干个监测点实际变形位置与目标变形位置距离的平均值，最终优化结果为平均误差2.3mm。

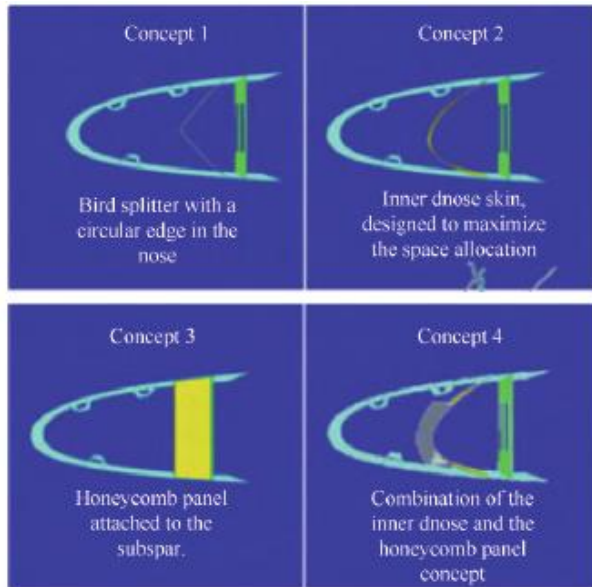


图 16 SARISTU 项目中变弯度前缘的不同抗鸟撞设计^[63]

Fig.16 Various concepts of bird strike protection structure in SARISTU project^[63]

基于Smart LED项目的经验，在接下来的SADE项目中，对一些设计方法进行了改进。首先，前缘下垂的翼型形状通过气动分析得到，并通过从初始构型到目标构型的曲率变化对蒙皮不同区域的最大厚度值进行了限制。另外，使用单纯形法对长桁的数量和位置进行了优化。接着，将之前的2种蒙皮厚度优化方法进行了综合，即先通过曲率变化确定了初始蒙皮厚度分布，然后使用单纯形法对蒙皮厚度进行优化。

在SARISTU项目中，针对变弯度机翼前缘的一些工程实用性问题进行了研究，例如在柔性蒙皮上增加防除冰层和防雷击层，以及在前缘内部增加抗鸟撞结构设计等（见图16）。

在接下来的项目中，一个重要转变就是研究人员尝试将内部的机械连杆机构替换为柔性结构。例如在Moner和Rudenko的工作中，使用变密度法（Solid Isotropic Material With Penalization, SIMP）内部柔性结构进行拓扑优化设计。在NOVEMOR项目中，Rudenko

等使用变密度法对翼梢小翼变弯度前缘内部柔性结构进行了设计,而Lu和Gaspari等使用载荷路径法对机翼前缘内部柔性结构进行了设计。Santer和Pellegrino分别使用载荷路径法和变密度法对同一个目标进行了优化设计,并分析了2种方法的优缺点。葛文杰等采用遗传算法和双向渐进结构优化法,设计了内部柔性结构(见图17)。

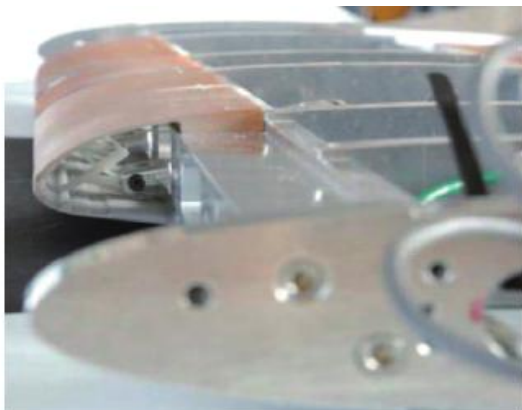


图 17 NOVEMO 项目中的由柔性结构支撑驱动的可变弯度机翼前缘^[72]

Fig. 17 Leading edge actuated by compliant structure in NOVEMO Project^[72]



图 18 可变弯度机翼前缘实验装置^[61]

Fig. 18 Experimental setup of morphing droop nose^[61]

航空工业中国飞机强度研究所针对可变弯度机翼前缘开展了细致的研究。杨宇等对现有优化目标函数进行加权处理,通过对弯曲变形最为严重同时也是蒙皮厚度最薄处的前缘尖端处设定较大的权重值,确保了关键部位的变形精度,其平均误差为0.8mm(见图18)。吕帅帅等将玻璃钢纤维柔性变形蒙皮设计成为由若干准各向同性子层压板铺叠组成,然后根据弯曲刚度等效原理,将对每一纤维方向铺层数量的优化简化为对子层压板数量的优化,进而大大缩减了优化变量的数量,提高了优化效率,并降低了优化后对铺层顺序进行调整以满足复合材料层压板生产需要的工作量。另外,吕帅帅在二维翼型的基础上,开展了对具有后掠角和根梢比机翼的前缘可变弯度蒙皮结构优化设计研究,发现由于后掠角和根梢比因素的影响,可变弯度前缘蒙皮沿机翼翼展方向将产生剪切和扭转变形。吕帅帅详细分析了影响规律,并提出了相应的设计优化方法。

2.2 可变弯度前缘技术发展面临的挑战

通过以上分析可以看出,在当前材料技术水平下,可变弯度机翼前缘的方案已经基本确定,即通过蒙皮的弯曲变形实现下垂功能。基于当前方案,接下来的研究主要包含如下几个方向。一是从二维翼型截面扩展到三维翼段。真实的机翼是具有根梢比和后掠角的。在下垂变形的过程中,前缘蒙皮沿翼展方向会产生明显的伸缩和剪切变形。玻璃钢纤维蒙皮无法满足该变形需求,需要对蒙皮进行设计改进。Schmitz和Horst提出了在玻璃钢纤维复合材料蒙皮上铺设离散的增强纤维束的方案,Vasista等在此基础上设计了翼展2m、后掠角 10° 、上反角 2° 的三维机翼可变弯度前缘。二是解决工程应用中的各种实际问题。例如气动弹性、疲劳耐久性、抗鸟撞与防除冰等方面的问题。三是改进优化策略。目前情况下,采用玻璃钢纤维材料的柔性蒙皮,变形已经快达到材料极限,但是目前的最大下垂角度为 25° 左右,距离完全取代现有前缘增升装置还有差距。因此需要改进优化设计思路,从而能够产生更大的下垂角度。同时,为了进一步提高层流效果,需

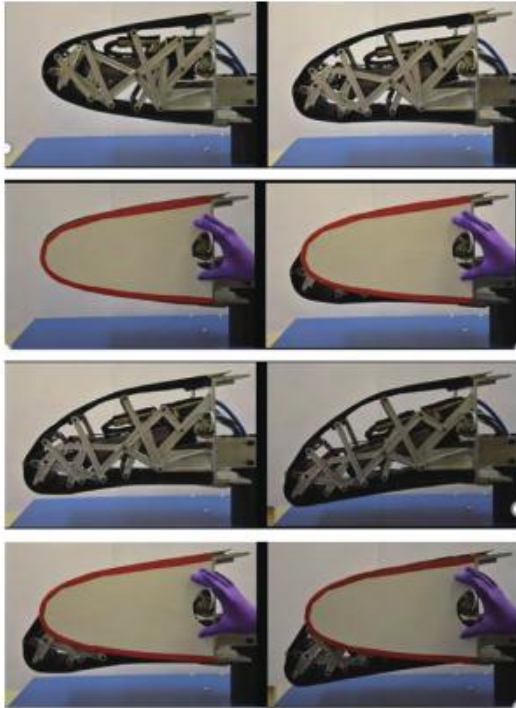


图 19 可延展的变弯度机翼前缘^[41]
Fig. 19 Stretchable leading edge^[41]

要开展如何在变弯度前缘引入层流控制器的研究。由于当前变弯度方案并不能增加机翼面积，研究人员正在致力于依托材料技术的进步，开发出能够满足面内大变形要求的蒙皮材料，将会促进变弯度机翼前缘技术的进一步发展。Fortin使用具有可延展性能的聚氨酯基体和碳纳米管增强的复合材料板作为蒙皮，并配合类似手风琴风箱的支撑结构（Accordion-like Structure），设计制造了变弯度前缘原理演示模型（见图19）。该模型可同时增加翼型弯度和机翼面积延展，在配合机翼后缘弯曲的情况下，将得到良好的气动收益。

3 变弯度机翼后缘

3.1 变弯度机翼后缘技术的发展历程

表 2 列举了美国从20世纪80年代开始的主要的变弯度机翼后缘项目。为了提升战斗机的机动特性和减缓阵风载荷的影响，在NASA资助下美国空

表 2 美国主要的变弯度机翼后缘项目

Table 2 Major projects of morphing trailing edge in the United States

项目(年份)	蒙皮材料	指标	驱动器	测试
Mission Adaptive Wing(1985—1988)	玻璃纤维增强复合材料(GFRP)		液压	飞行测试
Active Flexible Wing (1986—1987, 1989—1991)			液压	风洞测试
Smart wing(1995—1999)	硅胶皮, 蜂窝	偏转 25°, 速率 80(°)/s	超声电机	风洞测试
Smart wing II(1997—2001)			偏心梁	
ACTE(2017)	航空级材料	偏转±10°, 速率 30(°)/s	伺服电机	飞行测试



图 20 MAW 项目中经改装后的 F111 飞机^[26]
Fig. 20 Modified F111 aircraft in MAW program^[26]

军开展了MAW项目，将一架F111的机翼后缘进行了改装，替换为 6 个独立的变弯度部分（见图20）。飞行测试表明气动效率得到明显的提升，但是笨重复杂的机械机构抵消了光滑连续变弯度带来的效率提升。

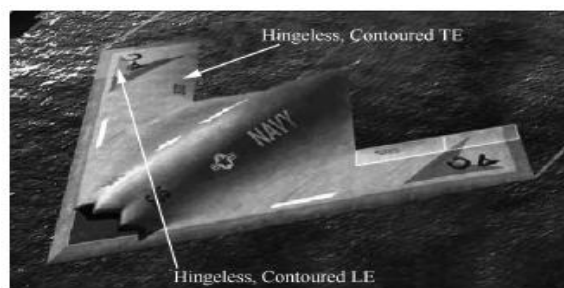
因此，人们希望利用智能材料，例如形状记忆合金（SMA）和压电陶瓷（Piezoelectrical ceramics）等来驱动结构弹性变形，替代复杂笨重的机械机构。基于这个思想，美国于20世纪末启动了“Smart Wing”项目。在项目的第 1 期中，变弯度机翼后缘采用了基板方案，由位于机翼弦线位置的基板弯曲来控制机翼后缘弯

度, 而驱动基板弯曲的是靠近机翼上下蒙皮表面的SMA 丝 (见图21)。然而, 驱动力不足以及不成熟的热管理系统导致该方案失败, 并在第2期项目中, 改为传统的基于机械驱动的偏心梁方案 (见图22)。

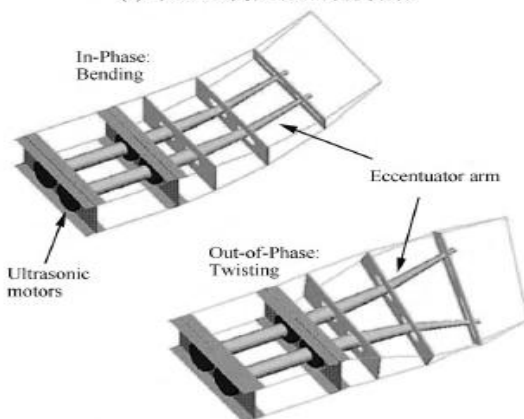


图 21 Smart Wing 项目第 1 期的机翼改装方案^[83]

Fig. 21 Modification in the first phase of the Smart Wing project^[83]



(a) 对 UAV 机翼各部分的改装方案



(b) 基于偏心梁方案的变弯度机翼后缘

图 22 Smart Wing 项目第 2 期的机翼改装方案^[83]

Fig. 22 Modification in the second phase of Smart Wing project^[83]

机械机构方案复杂笨重, 而依靠智能材料驱动结构变形的方案目前还难以实现工程应用。因此, 基于常规驱动器驱动的柔性结构方案得到了发展。柔性结构的基本思想是依靠均匀的弹性变形来实现结构的整体大变形。目前, 这个方案最成功的案例是 ACTE 项目。它于 2017 年在湾流 III 飞机上进行了 Ma0.85 的高速试飞, 上下偏转达到 10° , 偏转速度达到 $30^\circ/\text{s}$ (见图 23)。



图 23 在飞行中机翼后缘下偏的湾流 III 飞机^[21]

Fig. 23 Gulfstream III aircraft with lower trailing edge of wing in flight^[21]



图 24 在 SARISTU 项目中开发的手指型^[16]

Fig. 24 Finger-like trailing edge in SARISTU Project^[16]

欧洲的研究机构也一直在从事变弯度机翼后缘方面的研究。在1985年的ADIF项目中, Campanile和Sachau分别提出了肋带方案 (Belt Rib Concept) 和手指型方案。其中, 在肋带方案中, 数根辐条与上下蒙皮连接。通过改变辐条与机翼蒙皮的角度, 来实现机翼的整体弯度改变。而手指型方案则是基于传统的机械机构方案, 通过内部的四连杆设计, 实现单自由度驱动。

在SARISTU项目中, 再一次基于手指型方案开展了变弯度机翼后缘研究。该项目中一项重要工作是开发了能够产生大变形的弹性材料来解决手指型方案弯曲过程中“指关节”处蒙皮材料拉伸压缩大变形的问題 (见图24)。

欧洲也在开展基于柔性结构思想的变弯度机翼后缘结构设计。他们采用载荷路径法和NSGA-II进行了柔性结构拓扑优化设计。他们还对相邻柔性肋之间的蒙皮厚度进行了优化设计, 以保证结构重量与驱动功耗达到平衡。在该项目中, 他们采用尼龙材料制造了演示样件。

航空工业中国飞机强度研究所依托相关项目开展了变弯度机翼后缘关键技术研究, 针对大型远程飞机开发了基于手指型方案和偏心梁方案的变后缘结构关键技术研究, 制造了全尺寸物理样件。针对中小型无人机, 开展了柔性结构研究, 正在开展基于4D打印的多点驱动柔性结构拓扑优化设计和大变形蒙皮零泊松比蜂窝设计的关键技术研究。

3.2 变弯度机翼后缘技术的发展趋势及尚需突破的关键技术

通过对大量变弯度机翼后缘方案的研究分析, 可以大致分为如下几个方案: 基板方案、手指型方案、柔性结构方案和蒙皮直接驱动方案。

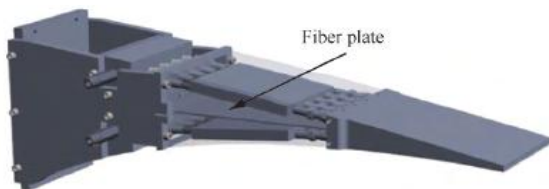


图 25 基于基板的变弯度后缘^[91]
Fig. 25 Variable camber trailing edge based on central-plate configuration^[91]

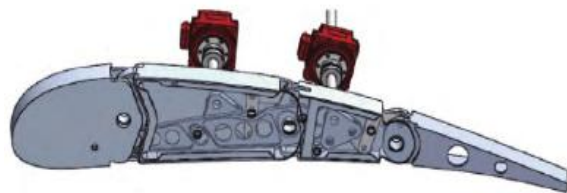


图 26 具有两个独立驱动器的手指型变弯度后缘^[103]
Fig. 26 Finger-like trailing edge with two actuators^[103]

基板方案的显著特征是通过位于机翼弦线处基板弯度的改变来控制机翼后缘弯曲变形。Smart Wing项目中的基板方案和偏心梁方案都属于这个分类。Kim等与Smart Wing第1期项目中的方案类似, 但是选用气动肌肉作为驱动器 (见图25)。Woods和Friswell中的鱼骨型方案也可以归为这一类, 因为“脊椎骨”起到了控制机翼变弯度的功能。基板方案简单, 而且也符合仿生学原理, 但是难点在于开发可靠耐用的柔性蒙皮结构, 在维持机翼气动外形的同时, 还能够随着基板弯曲产生大变形。Sun等使用形状记忆聚合物制造了可伸长蒙皮。Rivero等设计了鱼骨型变弯度后缘结构, 并将弹性体蒙皮粘接在“鱼骨”上。Christine设计制造了中间层为零泊松比蜂窝, 表面为弹性体材料的可大变形柔性蒙皮。但实际上, 该设计方法得以实现的关键在于3D打印技术。Christine使用3D打印方法将鱼骨骨架、蒙皮内部的蜂窝状子结构、抗撕裂层和蒙皮表面整体打印出来, 解决了之前柔性蒙皮与鱼骨骨架无法变形匹配的难题。

手指型方案具有方案简单、刚度强度可靠、适合于大型飞机的特点, 是目前普遍采用的方案。虽然手指型方案只能实现分段弯曲下垂, 但是通过研究发现, 通常三段“指节”就能从气动上近似满足对翼型弯曲的需求。Pecora在SARISTU项目成果的基础上, 设计制造了多自由度变弯度机翼后缘。它可以实现不同“指关节”处的独立偏转 (见图26)。从而在起降等需要较大增升的

飞行条件下,使整个后缘偏转;而在高速巡航的时候,通过最末一段“指节”的上下偏转,满足因飞机重量改变对升力的不同需求。



图 27 使用 MFC 驱动的可变弯度机翼后缘^[112-113]

Fig. 27 Micro-air-vehicle with morphing trailing edge actuated by MFCs^[112-113]

有 2 方面的关键技术需要突破。第一,如何将智能驱动材料与柔性结构材料集成,解决方案包括目前正在开展研究的 4 D 打印技术;第二,基于多点驱动的柔性结构拓扑优化设计技术。目前,航空工业中国飞机强度研究所正在以相关项目为依托,联合相关高校开展研究,提出了一种基于多点驱动的柔性结构拓扑优化设计方法。

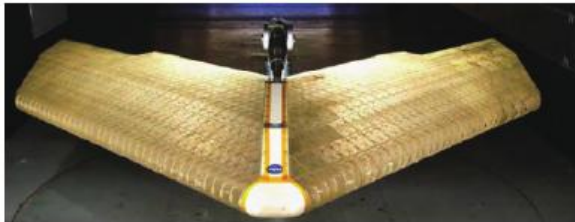


图 28 基于点阵结构的变形机翼^[118]

Fig. 28 Lattice-based morphing wing^[118]



图 29 变弯度机翼后缘技术的发展历程

Fig. 29 Development of variable curvature wing trailing edge technology

柔性结构可以避免传统机械机构的各种缺点,例如装配、润滑和机构可靠性等问题,同时还可以有效减轻结构重量,是目前的研究热点领域。但是柔性结构的缺点是如何平衡结构承载与变形之间的矛盾。赵飞等使用变密度法(SMP)设计了变弯度机翼后缘的柔性翼肋,其特点是引入柔性铰链,使结构成为集中柔度机构,从而扩大了结构的变形量。当前基于柔性结构最先进的研究成果是在ACTE项目中对一架湾流III机翼后缘进行了改装,并完成了Ma0.85的高速试飞。柔性结构方案未来的目标是将智能驱动材料与柔性结构集成,实现完全的结构功能一体化。为了实现这个目标,主要

小型无人机对结构空间、重量和机构复杂程度有非常严苛的要求。但是,小型无人机所承受的气动载荷比较小,因此通常采用智能驱动材料(例如基于压电的MFCs(Piezoelectric Macro Fiber Composites))直接驱动柔性蒙皮产生弹性变弯度的方案(见图27)。

近年来,NASA利用点阵结构的思想,设计制造了由点阵胞元组装起来的可变弯度机翼结构(见图28)。它的突出特点是结构超轻($5.8\text{mg}/\text{cm}^3$),同时具有适合的刚度(8.4MPa)和强度(19KPa)。并通过不断地改进,目前已经形成了相对成熟的设计制造方法。但是单就变形机翼来讲,该方案目前对2个实际问题没有很好的解决方案:第一,由于点阵结构遍布整个机翼内部,那么传统机翼内部布置的油箱和其他装置在何处安放?第二,该类型结构的安全裕度问题。如果结构内部的少数几个点阵胞元受到破坏,是否会引起整个结构的崩溃?

通过以上分析可以看出,变弯度机翼后缘的发展历程遵循(图29)中的树形结构。虽然重量和可靠性问题是机械结构的固有缺点,但是它依然是目前技术成熟度最高的方案。集成智能驱动材料的柔性结构是未来发展的重要方向,但是由于材料工艺和结构优化设计方法的限制,目前还主要停留在实验室研究阶段。而基于常规驱动器的柔性结构方案正在逐步得到应用。由智能材料(MFC, SMA等)直接驱动的变弯度后缘方案,由于驱动器自身性能的限制,目前还处于探索阶段,或者适合应用于小型无人机(可靠性和成本是决定其能否得到应用的关键)。其他的方案,由于方案自身的局限性,目前主要是处于实验室探索阶段。

4 变弯度机翼集成

由于机翼变弯度前缘和后缘的发展目前尚不成熟,在机翼上同时集成变弯度前后缘并开展测试和验证的实例并不多见。在20世纪80年代初的MAW项目中,Boeing、USAF和NASA采用全机械式变形方案,对一架F-111战斗机机翼的前后缘进行了改装。由于F-111机翼具备变后掠功能,因此前后缘协调变弯度的气动效益在不同飞行速度下得到了充分的测试和验证,为后续众多的项目论证和开展提供了基础性支撑(见表3)。

表3 不同飞行工况下机翼前后缘的弯度变化

Table 3 Various deflecting angles of leading and trailing edges under different flight conditions

速度, Ma	海拔/ ft	工况	机翼后 掠角/(°)	下偏角度/(°)	
				前缘	后缘
0	N/A	起降	18	30	20
0.6	20 000	巡航	18	15	7.5
0.9	30 000	巡航	28	5	7.5
2.0	45 000	巡航	65	5	0
2.0	45 000	巡航	65	0	0
1.2	10 000	机动	60	15	0
0.9	0	攻击	50	0	0

试验结果显示,实测气动载荷小于计算值。通过详细的数值模拟发现,这是由于支撑全尺寸机翼样件的试验夹具对气流的干扰,以及样件与风洞之间的相互影响,使得实际攻角减小。

5 结束语

未来的飞行器将朝着更大、更快、更敏捷以及微/小型化的趋势发展,而不同的发展趋势对智能变体也提出了不同的需求。本文首先针对这些需求进行了分析梳理,然后着重阐述了变弯度机翼技术为提升气动效益等方面带来的优势,以及其过去数十年的发展历程、未来发展趋势以及主要的技术难点。通过分析,总结出如下几点结论供相关研究人员参考:

1) 不同类型飞行器对机翼变弯度前后缘的需求不同,需要根据实际情况搭配使用。变弯度机翼结合流动主动控制,能更进一步提升气动效率。

近年来具有显著影响力的变弯度机翼集成验证成果是来自于欧洲在2010-2015年开展的SARISTU项目。该项目设计制造了一段翼展为4.7m的全尺寸机翼,包含变弯度前缘、后缘和翼梢小翼。该样件在俄罗斯中央空气流体力学研究院(TsAGI)的T-104风洞进行了测试,如图30所示。最高测试风速为0.3Ma,考核了变弯度前缘和后缘在起降过程中的变形功能。这个测试对变弯度前缘来说尤为重要,因为其变形质量的好坏直接影响到起降过程中的升力、失速和机翼的整体气动



图 30 在俄罗斯 TsAGI T-104 风洞中进行测试的变体机翼样机

Fig. 30 Prototype of morphing wing tested inside wind tunnel facility at TsAGI(RUS), WT T-104

2) 光滑连续变弯度机翼前缘的优势在于降噪和作为层流机翼的基础。使用柔性玻璃钢纤维增强复合材料蒙皮和机械式内部驱动机构的方案是相对成熟的方案,目前正在开展抗鸟撞、防除冰方面的研究。同时,变弯度机翼前缘的一个重要发展方向是进一步增大下垂弯度,同时实现机翼面积的可伸缩改变。传统的玻璃钢纤维复合材料无法满足这个要求。因此,需要开发新型的可伸展柔性蒙皮,例如碳纳米管增强复合材料。

3) 可变弯度机翼后缘的作用是应对飞机重量改变带来的气动效率问题和实现阵风减缓。光滑连续的变弯度后缘能够进

一步提升其效率,并且还能够提升跨/超声速飞行状态下的气动特性,以及减小雷达反射面积。对于变弯度机翼后缘,目前处于传统机械机构方案与柔性结构方案并行发展的状态。机械机构方案技术成熟度较高,预计能够较快得到工程应用,但是在结构重量方面付出了一定的代价。柔性结构方案是未来的发展方向,但是目前成熟度较低,其难点在于集成智能驱动材料的材料工艺技术、结构拓扑优化设计技术等。

4) 大变形蒙皮设计与制造技术是变弯度机翼发展的关键,其主要难点是解决同时满足面内足够柔软(减小驱动载荷)与面外足够刚硬(抵抗气动载荷)的矛盾。目前尚未获得完全满足工程需求的解决方案。

5) 使用集成在结构中的智能驱动材料代替传统驱动器是减轻结构重量、提高结构可靠度的有效途径。但是,现有的智能驱动材料尚不成熟。因此,使用传统驱动器驱动柔性结构实现变形是目前接受程度最高的形式。

摘自《航空学报》NO 01. 2022

中国民航航线航班管理系统研发

实践及前瞻性思考

薛峰 商朝阳

中国民航航线航班管理系统于2021年8月全面投产上线。一年来,该系统在线受理了300多家外国航空公司、近70家国内(包含港澳台)航空公司业务需求,记录航权及航班行政审批历史数据十万多条,涉及运输航空客运、货运以及客货混合业务。经过2021年冬春、2022年夏秋航班换季业务量高峰时段使用检验,中国民航航线航班管理系统运行稳定、安全、流畅、可靠,标

标志着中国民航在航线航班管理方面取得了阶段性成果。

概况

中国民航航线航班管理系统由民航局运输司组织管理，西安民航凯亚科技有限公司研究开发，旨在通过信息化手段为中外航空公司搭建信息化桥梁，实现中国民航航线航班行政审批互联网服务模式。该系统是民航局落实“放管服”改革要求实施的信息化项目，是民航局推进航线航班审批改革，促进航线航班资源配置的公开、公平、公正，建设“互联网+政务服务”体系的重要举措。项目团队借鉴“通用航空管理系统”研发、管理经验，从2018年底项目启动，至2021年8月31日投产，历时三年多时间，以透明、规范、高效、数据共享为目标，集航权、航线航班行政审批为一体的服务平台，是中国民航航线航班管理的监管工具，同时也是中外航空公司网上申请中国关联航线航班的唯一途径。



图1：研发过程的三个梯进阶段

中国民航航线航班管理系统研发工作经历了三个层次的梯进阶段（见图1）。初期，研究开发《外航航线航班经营许可管理系统》，主要任务为配合民航局进一步规范外国航空运输企业从事在中华人民共和国大陆境内的定期、加班飞行经营许可活动，不定期飞行经营许可活动，维护航空运输市场秩序，实现外国航空公司经营许可在线申请，航班计划、加班、包机的在线提交审批以及相关数据的查询统计等功能。初期阶段性目标完成后，于2019年8月初上线。中期阶段，实现中外航空公司经营许可在线申请、定期及不定期航班计划在线提交审批，国际航权库以及相关数据的查询统计等功能，更名为《中国民航国际航线航班经营许可管理系统》，并于2020年7月上线。第三阶段，研发任务为优化国际航线航班经营许可管理系统各项功能，做好系统运行维护，保障系统安全平稳试运行，开发国内(港澳台)航线航班经营许可管理功能模块。于2021年8月31日上线《中国民航航线航班管理系统》（以下简称“航班管理系统”），成为中外航空公司（包含港澳台）全部与中国相关的航线航班一站式政务审批服务平台。

阶段性成果

航班管理系统的上线运行，是民航局“互联网+政务服务”体系建设的又一项信息化成果，“信息多跑路，企业少跑路”效果显著。该系统的投产使用，为中外航空公司航线航班行政审批

提供智能化、专业化、便捷化体验,达到了进一步增强行政服务能力、规范行政行为、提高行政审批效率的目的。航班管理系统的投产使用,全面实现了航线航班业务受理、信息查询、数据统计和系统管理等五大板块功能(见图2)。特别是实现了与预先飞行计划和实飞数据的实时共联,积累了运输航空数据,为“三网融合”打下了坚实的基础,为“智慧监管”提供了强有力的数据支撑,得到了行业相关方的充分肯定和认可,民航局运输司给予高度评价并出具书面感谢信给予表扬。



图2：航班管理系统的用户及主要功能

航线航班在线申请和审批,“互联网+政务服务”总体框架形成并得到优化,通过网上在线方式(如图3所示),受理中外航空公司注册、经营许可、航线航班申请、变更等事项。经营许可方面,具备新建、申报、删除、撤回、变更、审批等功能;航班计划管理方面,具有航班计划的新建、申报等功能,并可撤回、变更、审批、统计分析航班数据。



图3：中外航空公司用户界面

颁发,实现许可管理的全过程公开,保证航线航班行政审批的公开和透明。二是建立航线航班审批公示制度,在系统上定期对外公开国际航线航班、港澳台航线航班和国内航线航班分配规则及使用情况,确保航线航班审批全流程公开,各环节可追溯、可还原。三是从航权管理向综合管理服务转变,为中外运输航空公司提供全链条的优化审批,让航线航班资源分配更规范、更便捷,更具有科学性。

（一）“互联网+政务服务”总体框架形成并得到优化

中国民航航线航班管理系统针对外国航空公司和国内航空公司(包含港澳台)开发相应的功能模块,包括外国航空公司的基础信息、航线经营许可数据管理、定期航班管理数据的申报及审批;国内航空公司的基础信息、国际和国内(包含港澳台)航班计划申请、受理等。航班管理系统实现了航

（二）实现航线航班资源分配公开透明,做到阳光审批

航班管理系统依托科技手段,做到航线航班审批“资源公开、规则公开、过程公开和结果公开”,确保航线航班审批公开透明。该系统的上线运行,一是整合国内、港澳台和国际航线航班管理资源,实现航线航班申请的统一受理、审核与

（三）信息共享、数据互联整合工作取得初步进展

航班管理系统解决了航线航班在线申请的基本问题，提高了行政审批的科学化水平。在民航局协调下，得到民航局运行监管中心的积极响应和支持，系统与“民用航空预先飞行计划管理系统”对接，实现了与预先飞行计划和实飞数据的实时互联。航班计划录入“中国民航航线航班管理系统”，通过系统之间对接互联，数据自动共享至运行监控中心“民用航空预先飞行计划管理系统”，同一类数据信息，航空公司只需要填写一次，从而大幅度提升审核效率。整体来讲，民航航线航班管理工作的一体化程度显著提升，机构间的工作更为协调，航线航班及时刻分配有理有据，节省了行政成本，提高了审批的科学化水平。



图4：航班管理系统主要数据界面

（四）积累了运输

航空公司基本数据，为未来数据治理奠定基础航班管理系统记录了中外航空公司航线航班行政审批的基本数据和关联信息，为民航局“智慧监管”提供强有力的数据支撑。如图4所示，主要数据包括运输航空公司的注册信息、行政许可管理和航权、航线及航班信息。民航局运输司航线

航班计划数据与运行监控中心“民用航空预先飞行计划管理系统”航班时刻数据实时共享，聚集了航权、航线航班计划、时刻及航班执行率等实飞数据，成为智慧民航建设必不可少的航空公司数据底座。丰富的真实运行数据为我国运输航空资源配置、政策调控提供决策支持，为民航局“智慧监管”提供强有力的数据支撑。

（五）开发“客改货”申请功能，助力航空公司抗击疫情

2020年新冠肺炎疫情防控期间，民航局简化国内货运航线经营许可的颁发程序，项目团队及时研发上线了相应的新功能，航空公司只须申请一次许可，获准后即可运营所有国内货运航线，此举大幅度提升了审核效率。按照民航局《关于疫情防控期间国际航空货运建立审批“绿色通道”的通知》要求，项目团队及时增加“客改货”功能，实现“7*24”小时开放，为民航局开通国际航空货运审批“绿色通道”，快速提升我国国际航空货运能力提供有效支撑。面对申请激增等突发情况，项目团队多措并举，全力保障系统平稳运行，得到了行业相关方的充分肯定和认可。

（六）开发“重大运输任务航空公司选派模块”，确保运输任务安全、高效、稳妥的落实

2020年5月，“重大运输任务航空公司选派模块”上线，民航局运输司人员、航空公司人员、地区管理局人员，配合使用该模块进行重大运输任务的选派工作，基本实现预期目的。2022年7月，经过迭代更新的新版“重大运输任务航空公司选派模块”上线，让选派过程更加科学、高效、便捷。同时，选派过程全程在航线航班管理系统内操作，可记录、可溯源、公平公开，也能有效防控廉政风险。

前瞻性思考

航班管理系统的上线运行,基本满足了中国民航航线航班行政管理信息化要求,同时积累了行政监管和航空运输市场的基础数据。随着民航行政审批服务平台和业务系统改造升级工作的推进,航班管理系统与航空公司、机场和空管相关信息化系统互联互通共同构成运输航空大数据。对此,有必要开展前瞻性研究,挖掘数据价值,构建完善的系统运维保障服务体系,推动民航资源配置、监管及市场分析应用场景向智慧方向发展。

(一) 构建运维服务体系

民航政务系统的平稳运行,直接影响着行政效能和服务质量,应前瞻性的建立运维保障服务体系。行政审批平台及业务系统研发实践表明,信息化业务系统建设是容易的,而让这个系统有效运行是现实中的难题,要做到这个系统好用、保持生命力更有难度。用户的需求随着时间和技术的发展在不断变化,每一个有生命力的解决方案都需要持续迭代和完善。信息化业务系统的建设要“与时俱进”,既要重视初期规划和研发,更要重视投产后的运行保障和迭代更新。为此,一要继续改善航班管理系统安全运行环境,通过技术手段提高抗数据损毁、系统侵入和篡改的防护能力。二要建立重要数据的备份制度,建立必要的应急预案,万一系统安全事故发生,启动紧急流程应对。三要制定运维管理制度和规范,配备硬件及系统维护人员,还需要思考如何做好信息平台的升级改造。只有不断创新,定期对信息化业务系统持续更新迭代,才能越来越好用,才能延续生命周期、体现价值。每年一度的民航安全能力建设资金,发挥着重大技术研发和推广作用,解决了系统建设有没有的问题,但做到系统好用,需要项目团队收集用户需求,持续完善功能。从“通用航空管理系统”的研发和运维保障来看,民航局多次给予安全能力资金支持,研发成果满足了用户的需要,但持续更新和运维保障都需要更多的人力财力支持。因此,构建完善的运维保障服务体系,还应思考获得后续研发运维资金的渠道,或者探索信息化业务系统成果的商业化转换。



图5：民航数据源构成示意图

(二) 民航数据扩展到航空数据

党的十九大提出了建设“智慧社会”新理念,民航也相应地提出建设“智慧民航”的发展目标。智慧民航发展的基础是数据,民航局运行监控中心主导实施“民航运行大数据中心”建设,整合民航运行数据资源,推动民航运行数据共享机制,民航运行数据汇集

已经取得成效。大数据是推动行业创新的重要力量,为立足长远,应前瞻性实施民航运输与航空制造跨领域融合,民航数据外延扩展到航空制造及关联行业,构成“航空大数据”(见图5)。通过数据的汇集、治理,航空数据的提供者成为数据共享的受益者,形成民航运输与航空工业信息融合、多方协作的民航发展新模式。当前正值国产民用飞机发展的重要战略机遇期,运输航空数据与航空工业数据融合,有利于航空制造自主创新以实现国产替代。国产大型民机C919投入运

营后，航空大数据驱动智能制造，布局未来竞争机型同步研发，营造良性的民航产业生态。

中国民航航线航班管理系统为中外航空公司搭建信息桥梁，成为在线申请运输航空经营许可业务的政务平台。近期研发任务是系统功能优化、升级改造，实现航权、时刻和预先飞行计划“三网融合”、一网通办。“着力推动民航与互联网、人工智能、大数据等新技术的深度融合”，促进航空数据沉淀、价值挖掘与增值，提升民航智慧监管、服务能力，助力民航高质量发展。

摘自《空运商务》NO 07. 2022

航空公司数字化转型探索

李强 苑飞 贾祝平

中国民航正在以“智慧机场”“智慧空管”建设为抓手，努力探索一条智慧发展之路。航空公司作为市场主体，也应把实现“智慧”发展作为航空公司未来的方向，其核心就是数字化转型。本文论述了数字化转型的内涵，分析了航空公司面临的现状，论述了航空公司实行数字化转型的必要性，提出了航空公司实现数字化转型的方向、目标和路径，概括了数字化转型过程中的关注要点，为航空公司实施数字化转型的方案制定和实施提供参考依据。

航空公司数字化转型的必要性

（一）数字化转型的内涵

数字式（digital）描述了数字技术在改善组织流程，改善人员，组织与事物之间的交互或使新的业务模型成为可能方面的主要用途；数字化（digitalization）是利用数字技术来改变商业模式并提供新的收入和价值创造机会。智能化运营和数字化创新是最为核心的两项数字化能力。智能化运营是以降本增效为目的，实现面向内部的支持与管控、生产与制造、渠道与营销等生产经营过程的智能化；数字化创新是利用数字技术加速创新的探索和规模化，为企业培育新业务、引领未来发展，对现有产品服务进行数字化改造升级开发智能产品或服务，基于客户个性化需求提供定制产品或服务。

（二）航空公司面临的现状

1. 航空公司发展遇到瓶颈。民航市场虽然短期受到了疫情的影响，但是长期来看，尤其是中国市场依旧是一个强劲的增长点，在国产大飞机大量投入市场运营后，民航的量与质都会出现跨越式的提高。但安全风险日益严峻和服务品质要求不断提高给航空公司安全管理、服务质量、资源分配等带来很大的挑战。

2. 航空公司现有商业模式无法适应未来发展。当今客户的需求不仅从原来标准化向个性化和定制化转变，而且航空公司与客户的交互模式也已经发生了根本的变化，电商模式逐渐替代了线下模式，随着数字化技术等新兴技术的普及，人一机、物联网等智能化商业模式会逐步兴起。

3. 航空公司之间的竞争日益激烈。未来航空公司之间的竞争就是客户的争夺，谁能精准地

洞察旅客个性化需求，更好地实现差异化服务，谁就能获得持续的竞争力。同时，无论针对旅客还是货主，航空公司之间的竞争从单一产品的竞争拓展到了上下游的服务链的竞争，航空公司要建立竞争优势，必须打造以数字化平台为基础的，贯穿消费者整个旅程各接触点的、全生态链的服务能力。

（三）航空公司数字化转型的作用和意义

1. 以数字化破解发展难题。通过扭转管理思路和管理模式，借助新技术在精准性、预见性、协同性等方面的优势，可以显著增强对安全运行态势的预判能力，将安全管理的周期进行延展，实现航空器全生命周期的监测、控制与管理，进而加快民航安全管理工作转型。在服务品质方面，新技术的应用也越来越受到旅客的欢迎与期待；在内部运行效率方面，由于民航资源瓶颈越来越突出，以人工智能为核心的技术将大幅提升资源的分配效率，实现内部挖潜提升运行能力。

2. 以数字化拓展市场空间。新一轮科技革命提供了新产业孕育的技术基础，极大降低了新业态诞生的成本和门槛，给民航开拓新的市场空间提供了便捷的通道。技术的使用以及消费者消费习惯的培养，航空公司可以提供更加个性化、差异化的产品和服务，通过对个体需求的深度挖掘，进而挖掘出新的盈利点。新一轮科技革命还将构建产业链条，为民航业与上下游产业及其他交通方式的深度融合提供便利，形成高效率、现代化的快速交通运输服务体系，实现互相带动、互相支撑的良性发展新格局，并促进航空公司由传统的空中客货运输服务向航旅产业链延伸。

3. 以数字化提升竞争优势。数字化转型有利于显著提升客户体验。随着移动互联网技术以及智能手机的普及，各行各业都开展了深度客户体验改造，民航领域在买票、值机、安检等环节也有所突破。未来，以区块链、大数据、云计算、5G 技术、星链互联网等技术为代表，以“高速互联、泛在移动、天地一体、智能便捷、高度集成”为特征的新一代数字化基础设施将不断完善，航空公司将可为旅客和货主提供更多的选择，更便捷的服务，更具竞争力的价格。

航空公司数字化转型总体思路和路径

（一）目标和方向

1. 目标。2020年12月民航总局印发《推动新型基础设施建设促进民航高质量发展实施意见》和《推动新型基础设施建设五年行动方案》，要求打造行业融合基础设施、加快行业信息基础设施建设、推动创新基础设施建设，其中包括智慧出行、智慧物流、智慧运行、智慧监管。因此，未来航空公司的发展依然还是围绕安全、效率、服务、效益等“四个不变”主题展开。

2. 方向。数字化转型的两大方向是数字化运营和数字化创新，是最为核心的两项数字化能力。数字化运营是以降本增效为目的，整合数据资源，实现面向内部的支持与管控、生产与制造、渠道与营销等生产经营过程的智能化，达到降本增效的目标；数字化创新是利用数字技术加速知识与能力的探索并规模化，开发新业务、新产品和新技术，主要包括产品与服务创新，目的是实现客户的个性的、高忠诚度的无缝隙体验，做行业标杆和引领行业发展方向。

（二）流程再造

数字化转型的一项重要实施内容就是业务流程的再造。航空公司的具体实践就是以数字化技术为基础，建立以旅客和货主为中心的原则，构建面向旅客和货主，连接营销渠道、机场、空管、局方等外部相关机构，覆盖航空公司内部生产链条的数字化流程。

1. 建立数字化营销平台，实现商业模式转型

建立面向旅客或货主的数字化营销平台，目的可以总结如下：实时获取旅客或货主的实际需求和潜在需求，掌控每个旅客或货主的“痛点”；实时配置满足旅客或者货主的资源和产品；实时捕获旅客或者货主的反馈并给予响应。

(1) 建设数字化服务的营销平台

实时为旅客或货主发送航班信息、值机信息、行李或货物状态、航班运行状态以及其他服务信息，为旅客和货主提供更加丰富的服务产品，改善旅客对购票值机、行李托运、安检通关等服务痛点的体验，使旅客能够充分感受到航空服务的快捷、便利，享受民航发展带来的获得感、幸福感。

(2) 提供个性化和定制化服务

通过大数据平台和数据库技术，贴近旅客实际需求，挖掘旅客或货主未发掘的潜在需求，引导客户的消费，拓展业务增长点。逐步建立一个以数字化平台为基础的生态系统，贯穿旅客或货主旅行全过程，创造更多的商业机遇，拓展业务领域，牢牢黏住旅客或货主。

2. 构建数字化管控体系，实现管理模式变革

(1) 打通内部的数据和信息孤岛

建设以统一数据流为基础的决策和业务系统。数据必须达成共识 + 数据模型的应用场景，各个数据中心依据应用场景的需求，建立起自己的数据规则，并从全公司分散的系统中提取数据信息到本地进行整合，从而让旧系统焕发新生，构建所有系统成为数据服务提供方，为多套应用场景提供个性化的数据服务模式。

(2) 智能化决策与优化

在目标协同一致的情况下，实现各业务环节的智能化决策，借助大数据和云计算技术建立决策模型。其中的核心是决策的目标一致，航空公司的任何经营决策必然都涉及多目标，以排班为例，机组考虑安全和舒适、机务考虑便于维修、地勤考虑排班简化、营销考虑收益提升、运行考虑减少延误等等，但各部门的评估权重必须统一，否则智能化运营将陷入困境。

(3) 人机协作

智能化运营最大的改变是以人为主机器为辅的模式转变为人机协作模式。这一转变通常又分为两个阶段，一是机器自动阶段，二是人机协作阶段。机器自动阶段重点是业务的智能技术实现，人机协作阶段重点是智能决策体系的边界拓展。程序实现是在业务流程再造的基础上，将业务抽象为算法和模型，并用合适的智能化技术加以实现。业务的创新需要人机协作，让员工能够理解人工智能背后的决策流程，为人去拓展边界找到特定的方向。

(4) 各业务信息系统的整合改造与协同互信

各公司在 AOC 运行、风险管理、EFB 运行、机务工程管理与生产运行、全流程服务系统、机组排班、飞行培训系统、电子商务平台等关键业务流程上面要实现整合和改造。在数字化流程下，上述系统必然需要整合改造，在此过程中，需要各部门的协同互信。

3. 建设数字化标准和接口，实现生态互联

整合资源，多方协作，建设面向未来的行业数字化标准和接口，实现生态系统建设是向外拓展市场空间的关键，目标是构建以协同上下游产业链的航空生态圈，航空公司的降本增效并不是依靠航空公司就能独善其身，多方的协作必不可少。

（1）重新配置数字资产

从受到数字威胁的领域转向受益于数字化的领域，比如与OTA的竞争。航空公司拥有完善的服务资源，将这些服务资源实现数字化将带来相对竞争优势。实现相对统一的数据与流程接口，为整个行业的生态发展创造途径，航空公司应考虑如何构建开放式的合作流程，实现标准制定以及与各客户的系统对接。

（2）加强多方合作

以民航建设“智慧民航”和“智慧空管”作为发展契机，和机场、空管等兄弟单位进行协同合作。不断加强航司间的深度合作，推进航司与机场、空管、高铁等综合交通体系的协同发展，深化与金融服务、酒店、旅游等跨行业的合作，构建航空生态圈。

（三）技术引领与数据管理模式支撑

数字化转型，各个核心流程再造需要相互呼应，需要从数据架构、组织与激励、技术平台、培训管理、商业模式等各个方面做好适应智能化变革的调整。

1. 面向未来的数据架构。传统的数据服务架构建设都是总线模式。为适应数字化转型，数据服务架构应设为网状模式，每个系统面向其他应用场景数据中心提供服务。这本身就需要强大的运算能力和通讯能力做支撑，同时还需要做好整个数据流程的监控。一方面梳理出数据流程的架构，让数据服务的更新变革成为可管理的对象；另一方面需要监控数据服务的稳定性，并根据业务的轻重缓急实现服务的动态调整。当这些基础架构建设完整后，整个数据服务体系才能实现个性化拓展。

2. 打造技术普众能力。埃森哲2020年的全球调研指出，全球88%的企业高管都认可技术普众对于激发整个企业的创新能力至关重要。航空公司所需做的事情是明确自身发展所需的各种技术方向，从数据库到可视化的BI软件，从数据分析到数学优化，从运筹学方法到神经网络模型，一系列的技术方法可以让业务变得更加智能化，降低业务人员学习门槛，促进智能化应用的持续创新。

3. 创建赋能培训管理。持续创新的人才管理方向将实现转变，由“寻找人才”转变为“赋能员工”，让员工持续增强能力。通常来说，赋能的关键是四个理解：理解行业商业模式、理解公司战略方向、理解业务需求、理解技术前沿。着眼赋能的培训管理奠定了业务持续智能化和个人能力持续增长实现双赢的基础，从而奠定企业智能化转型的人才核心竞争力。

4. 构建合作共赢商业模式。与公司以外的其他单位开展合作。这种合作通常需要改变心态，同时考验能力。有心态没能力的一厢情愿难以达成，有能力没心态的合作迟早各分东西。能力的关键在于业务的规模，只有规模上去了，各方才认可合作带来的价值，因此航空公司优先从主基地出发实现逐步拓展往往是一种较为可行的渐进模式。只有建立起共赢的商业模式，才能实现更大范围地整合与优化，最终将给航空公司带来更高的效益提升空间。

航空公司数字化转型的关键点

（一）战略愿景制定

航空公司必须制定明确的数字化转型战略，分解公司的愿景和目标，并关注三点：一是公司利用数字化技术和数据资源的机遇和挑战；二是面临数字化技术的日新月异，明确公司需要利用

的技术和需要的付出的代价；三是打造优势和面对挑战而进行的数字化转型带来的回报。

在战略实施还应注意以下关键点：

一是大胆将眼光放远，不过分追求短期的财务业绩，能够承担适当的风险，对数字化举措和IT架构进行大规模投资；

二是将数字化整合进公司战略，使数字化成为业务核心，自然形成内部协作，公司治理也会并重数字化需求。战略优先与投资决策属同一个流程；

三是坚持不懈关注客户需求，有助于公司在关键领域不断创新。虽然最初期客户的数据有时候会误导业务的方向，但是他们的行为往往能够在短时间内渗透大众市场。

（二）组织架构重造

组织架构的重造必须适应智能化运营的两个特点，一是流程打通，二是灵活多变。传统的职能模式实现不了流程的打通，比如即使有高效的数据传输，由于旅客定制化服务设计营销、配餐、空中服务、地面保障、采购管理等多个部门的协作，部门间的壁垒导致实现灵活而及时的统一决策困难重重。直线模式难以应对航空公司多基地布局模式，很容易导致一个基地的服务与另一个基地的服务出现不一致性，从而让旅客产生抱怨；矩阵模式所具有的适应性强、机动灵活、富有弹性的优点对于智能化运营转型具有较好的促进作用。

（三）企业文化重塑

强大的技能、完善的流程、全面的支撑固然重要，但更加起决定作用的是企业文化与数字化经营管理方式所具有的速度、灵活性、开放度和学习能力相结合。重点需要转型的是学习文化、敏捷文化和协作文化。

1. 学习文化。在数字化的大时代中，各种各样的崭新技术层出不穷，大数据，人工智能（AI），机器学习和云计算的进步正在“破坏”原有的工作场景，企业打造的统一学习平台也不会成为例外。企业应该使用这些技术，通过为员工提供个人定制的学习体验，来增强他们投入学习平台的积极性和提高对于学习平台的参与度，从而提升自身价值感，同时为企业创造相应的价值。

2. 敏捷文化。敏捷文化就是能够对于周边环境的变化做出相应的快速反应，这可以在任何成熟企业的项目或流程中得到有效应用和转换。相较于传统的企业不思进取、忽视来自于市场的反馈、守株待兔般地等待热门产品的诞生，数字化转型中的企业则选择不断跟进、不断改善，并迅速地在市场中投放新产品，收集并分析来自于消费者的反馈，并逐步改进产品。精确的监控可以帮助企业快速决定是完善还是放弃新举措。

3. 协作文化。数字化转型的整个转型过程之中，重中之重的要点就是具有一体化的思维观念，以及企业工作上下链条的联动式操作，同时各部门各环节共享各自的数据、信息。一是企业从内部能够增加组织（部门）的协作力。二是企业从外部能够参与到更为广泛的市场环境之中，与跨行业范围的企业进行相互合作、深度学习、以及协同创新。因此，数字化转型企业更加注重于各部门之间的信息沟通，信息共享，部门与部门间的协同协作。

随着数字化技术，特别是人工智能、大数据、云计算、区块链、5G及物联网等与航空公司业务发展密切相关的技术不断成熟，为航空公司破解发展难题、拓展市场空间、提升竞争优势提供了坚实的技术基础。数字化浪潮下的企业改革要求航空公司深入审视企业发展的使命和愿景，将全面的数字化转型上升到企业战略的高度，明确数字化发展战略的目标，系统分析数字化转型的困难，合理制定数字化转型战略路径和实施策略；全面分析公司内外业务流程，从建立数字化

平台实现商业模式转型、构建数字化管控体系实现管理模式变革、以及建设数字化标准和接口实现生态互联等业务目标出发，实现数据、技术、业务三者的融合，促进流程重造和内外协作模式重塑；深入梳理航空公司数字化转型所必须打造或改进的关键支撑环节，调整企业 IT 架构、技术培训、组织模式、激励机制形成对内流程重造的有效支撑，充分发挥数字化技术持续提升管控边界的优势及时调整商业模式形成对外的合作共赢有效支撑；同时，还需构建适应航空公司数字化发展的企业文化，促进全员由内而外的自主学习、快速迭代、紧密协作，夯实起航空公司数字化转型战略基础。

摘自《民航管理》NO 02. 2022

后疫情时代航空制造业 复苏的挑战及机遇

曹冠杰 王业辉

随着航空公司重启封存的飞机，国际航空运输业逐渐进入了复苏阶段。但新冠肺炎疫情带来的“寒冬”、国际疫情防控策略不一、国内疫情多点散发，以及俄乌冲突的爆发，使得后疫情时代航空制造业面临的形势仍不容乐观。全面消除新冠肺炎疫情带来的影响、实现新的复苏仍存在着诸多机遇与挑战，航空制造业的产业结构、布局，以及产业链、供应链的稳定性将是后疫情时代的关注重点。

疫情给航空制造业带来的影响

在过去几十年里，民用航空业虽然受到战争、自然灾害、油价上涨以及局部流行疾病等诸多因素影响，但依然保持着快速的发展节奏，最终成为连接全球贸易和人际交往的重要渠道，产业规模也达到数千亿美元。而新冠肺炎疫情的暴发，使得各国最大限度切断与其他地区的物理连接，高度依赖全球化的航空运输业如同被锁住命门，丧失了活力。

产量严重下降

国际航空运输协会 (IATA) 于2021年8月发布的《2021世界航空运输统计报告》(WATS 2021) 显示，由于新冠肺炎疫情对航空旅行需求的打击，使全球航空公司在2020年损失超过1260亿美元。新冠肺炎疫情的暴发导致航空公司停飞大量飞机并推迟接收新飞机，这使得不断扩张的航空运输市场形势急转直下，飞机制造商被迫降低产量。2020年原始设备制造商 (OEM) 共交付840架飞机，较2019年的1492架减少了44%。根据罗兰贝格公司的预测，在最坏的情况下，全球飞机交付量在未来10年可能减少50%。在此背景下，空客公司于2020年6月宣布，将在未来两年减少40%的飞机交付量。几乎在同一时间，波音公司也宣布将降低787和777两型飞机30%和50%的产能，并推迟737MAX产能的恢复。雄心勃勃的日本三菱飞机公司更是不得不叫停Space Jet



2022年5月14日6时52分，编号为B-001J的C919大飞机从浦东机场第4跑道起飞，于9时54分安全降落，标志着中国商飞即将交付首家用户的首架C919大飞机首次飞行试验圆满完成。（摄影：徐炳南）

项目。

核心工厂关闭，企业大幅裁员

民机交付量的减少，导致以波音、空客为主的核心制造商，以及以罗罗、GE为代表的航空发动机一级供货商均为应对风险进行大幅裁员。其中，罗罗公司裁员比例接近20%，波音公司和空客公司裁员比例也超过10%，波音公司甚至将一些核心技术部门暂时关闭、多家核心工厂停工。目前，全球范围内仍存在疫情的局部暴发与失控，航空制造业

核心区域欧洲、日本等国家和地区的疫情仍未得到有效控制，未来或仍将停工停产，短期将干扰行业产能复苏。

全产业链金融危机

航空制造业是一个全球化、上下游连接非常紧密的产业，由于航空设备制造周期较长，一些设备可能需要至少1年的原材料采购周期，新冠肺炎疫情的突然暴发导致主机厂项目搁浅，大量早已投产的长研制周期产品无法交付，从而给设备制造商的资金链带来巨大压力，一些下游的中小企业可能扛不过疫情的冲击而倒闭，给整个产业链的稳定性带来风险。例如，为波音公司制造机体的势必锐（Spirit）航空系统公司就由于大量机体无法交付而不得不采取一系列控制成本的方法来维持经营。反之，中下游供应商的压力，包括生产的延期和成本的提高，也将影响上游的生产交付周期和成本。

航空制造业市场已处于缓慢的复苏进程中

疫苗的普及使航空运输稳步改善

美国已于2021年11月开始向已接种疫苗旅客开放，泰国、韩国等亚太地区旅行限制已逐步取消，欧洲委员会宣布自2022年5月起，所有欧盟国家的航班取消所有防疫措施，将有力推进航

空运输市场的复苏。截至2021年8月，全球航空客运运力已恢复到疫情前63.5%的水平。其中，窄体机机队规模最大，占比达到67%；从地区分布来看，亚太地区位居全球之首，占比达34%；中国作为亚太地区增长最快的新兴市场，飞机机队占到该地区的50%以上。2021年年底，全球运力仅比2019年下降30%。航空交通运转的需求回暖，给航空公司带来了利好。IATA发布的2022年3月全球航空客运市场定期数据显示，航空旅行持续复苏。俄乌冲突对航空旅行需求的影响总体上相当有限，奥密克戎病毒的相关影响仍然主要局限于亚洲国内市场。2022年3月航空客运总需求同比2021年3月增长76.0%。尽管低于2月同比增长率（115.9%），但3月客运量是疫情暴发以来最接近2019年的需求水平，下降了41%。

飞机制造商生产计划逐步回归常态

根据睿思誉（Cirium）数据显示，2021年全球民用飞机交付量达到1034架，同比增长28.6%；新增确认订单1647架，约为2020年的2.7倍。

空客公司在2021年共向88家客户交付了611架飞机，超过了600架的年度交付目标，比2020年增长8%，其中包括483架A320系列飞机、55架A350系列飞机、50架A220系列飞机、18架A330系列飞机及5架A380系列飞机。空客公司连续第三年成为全球最大飞机制造商。此外，空客公司2021年共获得771架飞机订单，经取消调整后的净订单为507架，与2020年相比翻了一番，涵盖所有机型项目及细分市场，其中，A220飞机获得64架确认订单，以及数笔来自几家全球领先航空公司的承诺订单；A320neo系列飞机获得661架新订单，比2020年增长8%，新增订单771架，净订单507架；宽体机方面，空客公司获得46架新订单，包括30架A330飞机及16架A350飞机，其中，11架为全新推出的A350F货机，还包括另外11架承诺订单。截至2021年年底，空客公司的储备订单为7082架。

波音公司2021年共向约50家企业交付了340架商用飞机，交付数量远高于2020年的157架，但低于2019年的380架。2021年交付量的反弹很大程度上得益于737MAX的陆续复飞。2020年11月，波音737MAX获得了美国联邦航空局（FAA）的重新认证后，欧洲航空安全局（EASA）、加拿大运输部和英国民航局（CAA）等机构相继亮起绿灯，极大地释放了波音公司2021年生产交付量。此外，波音公司交付的340架民用飞机还包括84架货机，也反映了疫情影响下，客机停飞、货运需求增加等因素导致货机市场出现了新增需求。在订单方面，2021年波音公司共获得84架货机订单，这一数字超过了2018年创下的83架订单的纪录。波音公司2021年的净订单总数为479架，若包含会计调整在内，则为535架。

航空制造业发展将恢复温和增长的趋势

未来航空业能否复苏，要视疫情防控、经济复苏情况而定。但随着疫情进一步得到控制，以及世界城市化进程的推进和消费升级，将持续带来航空业需求的不断增长。

据波音公司在2020年年底发布的中国航空市场恢复与未来20年展望预计，新冠肺炎疫情的冲击将至少持续3年，对未来10年新飞机市场造成冲击，但基于历史经验，航空市场有着非常好的韧性，疫情的影响会逐步抹去。预计未来20年全球将需要43110架新飞机，其中2020—2029年的需求量为18350架。单通道飞机在未来20年将新增32270架，约占新增飞机总数的75%。

窄体机方面，2021年波音737MAX储备订单仍大幅落后于A320neo，市场信心不足导致订单取消量仍处于高位；截至2021年年底，A321neo客机储备订单已积累至3303架，持续保持增长，空客对A321neo的产能提升方案正在持续推进。在2021年5月底，空客公司要求其供应商为

飞机增产做好准备，预期目标为到2023年中期达到月产64架，之后还将在2025年挑战月产75架的新高峰。

宽体机成为受疫情影响最严重的细分市场，2021年全球宽体机新签订单60架，虽然对比2020年有所增长，但仍远低于疫情前200架以上的水平，且随着储备订单的持续走低、机型的新老交替，后疫情时代宽体机市场将进入新的发展时期；而宽体货机2021年新签订单创10年新高，率先走出困境，2021年全球宽体货机新签订单95架，超过上年订单的4倍，成为航空制造业发展的新动力。

俄乌冲突虽有影响但未改变国际航空业逐步复苏的总体趋势

燃油上涨，航班绕行，停止提供飞机租赁、备件、维修等制裁举措对航空业的复苏进程带来了新的不确定性。截至2022年3月25日，欧盟成员国、英国和美国（共计36个国家）对俄罗斯的航空公司关闭领空，俄罗斯亦禁止上述国家大多数航空公司进入或飞越俄罗斯领空，未受制裁直接影响的国家（如日本和韩国）的航空公司也暂时减少了往返俄罗斯的航班。冲突开始后，由于不确定性加剧，前往欧洲的航空旅行需求在一些航线上短暂下降。2月24日冲突升级前几天，国际机票销量已恢复至2019年水平的约55%，3月初又回落至50%。2月15—20日，美国到欧洲的机票销售额为2019年水平的73%，3月的第一周跌至65%。但3月中旬的国际机票预订量恢复增长并超过冲突前的预订量，约为2019年的57%。即使在俄罗斯领空关闭后面临更长飞行时间和更高成本的航线上，机票预订仍然坚挺。3月初，亚洲和欧洲之间的预订量仅短暂下降，而北美—亚洲航线迄今未受到任何明显影响。冲突爆发后，即使是风险更大的东北亚—欧洲市场也并未恶化，尽管在一定程度上是由于东北亚国家持续施行严格的旅行限制（3月中旬国际客票预订量仅为2019年的12%）。但总的来说，在宽松的旅行限制和强烈的旅行意愿下，从疫情中复苏的前景仍然非常活跃。

后疫情时代航空制造业发展面临新常态

目前，航空制造业普遍面临人员流失严重、油价上涨、产能复苏滞后、全球供应链紊乱、现金流缺乏等巨大挑战，未来发展除了取决于疫情控制情况之外，还需要各国政府的大力支持和厂商的有力应对措施。

技术创新是航空制造业实现复苏的关键引擎

疫情影响既为航空制造业带来了严峻挑战，也倒逼其更加依靠创新摆脱困境。绿色能源技术的国家战略给电推进、混合电推进，以及氢能推进等新型航空动力的发展带来机会。英国政府将发展绿色低碳飞行器作为帮助本国航空业对冲疫情影响、引领未来发展的重要措施，大力投资相关技术；法国、德国也借机加大清洁动力技术投入，资助本国企业开发新一代新能源推进系统。另外，疫情本身也催生了一系列新的需求，如美国霍尼韦尔公司在疫情暴发之初创新推出了客舱紫外线清洁系统，以满足人们对机舱清洁程度的日益关注需求。

数字化转型变革将成为提高竞争力的必然选择

鉴于疫情对实体空间业务往来的严重冲击，企业被迫加快数字化转型，缩短数字化转型周期。在新常态下，航空制造企业将更加重视产品种类、开发流程的改善和业务模式的不断创新，采用自动化或者机器人，以及更全面的智能化生产体系，包括生产精益化管理和数字化的综合运用，

提高生产线的效率，及时全面评估产品发展和业务拓展（包括并购与剥离）战略，以保证市场竞争力。当前，高达八成的企业在2020年已推出转型计划，79%的企业已重新擘画商业模式；数字成熟度最高的企业数量首次增长至6%，数字成熟度居次的企业数量增长至39%。

供应链不断稳定将是行业格局变化的必然趋势

新一轮的航空产业链重组不可避免，特别是资金不充足的企业将破产或被并购。主制造商应更加关注供应链的稳定性，可主动推动下游供应链的理性化重组；也可考虑开辟“双流水”，甚至在符合相关反垄断法律法规的前提下，并购处于困境的供应商，提高和拓展垂直供应链的能力。下游供应商应考虑重组加强自身竞争力，甚至与主制造商抗衡。这两个在疫情之前就开始的趋势，在后疫情的新常态下，或将继续推进。因此，企业要及时关注相关供应商风险，必要时可提供相应的支持。

关键人才队伍稳定将是企业快速复苏发展的根本保障

航空制造业是一个需要经验沉淀的产业，许多关键设计生产工作需要特定的技能和长期积累的经验。即使要降低成本，也需要为复苏考虑关键人才的储备和培养。核心制造商和一级供应商应优化引进机制，创新激励举措和配套条件，针对当前产量快速提升的需求，加快高端人才和专业人员的回流。同时，应面向航空前沿技术发展以及与新技术融合的趋势，加快航空工业领域高技能人才培养。

启示

变危为机，紧抓后疫情时代市场机遇

受益于强有力的疫情控制能力，我国国内民航运输业恢复较快，市场增长速度处于国际前列，中国市场在国际航空市场中的分量进一步提升。但随着国际市场的逐步放开，我国疫情防控形势再次面临严峻的挑战，特别是2022年上半年吉林、上海、北京等地发生了较严重的局部疫情反弹，再次影响了民航市场以及上游航空制造业的恢复进程。应坚持“动态清零”总方针，以快制快、精准防控，尽快查清感染源和感染路径，在最短的时间内控制疫情扩散，为航空制造业市场复苏创造良好的外部环境。同时，把握我国国内市场总体复苏较快的窗口期，抓住机遇，顺势而为，以强大的国内市场需求为后盾，加快产品开发，统筹推进市场开拓，打造满足航空公司客户需求的市场营销和售后服务能力。

加速变革，大力推进航空制造业数字化转型

在新冠肺炎疫情后的新常态下，各企业试图通过数字化转型，进一步提升核心竞争力。美国空军启动了数字战役，旨在将自己打造为一个整体化的、数字式的组织。洛克希德-马丁（洛马）公司作为美国乃至全球的头部军工企业，正在推进任务驱动的转型战略，目前4座数字工厂已全部落成。应高度重视企业数字化转型，加强对工作推进的统筹策划，小步快走，不断转变生产方式，优化资源配置，推进绿色发展。

坚持以国内循环为主体，进一步建强供应链

疫情使各国更加强调供应链的稳定可靠，可能重塑对全球化的认识和理解，促使其从国家安全的角度出发强化供应链的稳健性。应加强核心能力建设，持续提高自主创新能力，科学优化供应链布局，保证产业供应链稳定性和系统弹性。

坚持国内国际双循环，进一步加快我国民用航空发动机产业发展

受疫情影响，国外部分一、二级供应商仍未恢复正常经营，现金流紧张，衍生部分国际投资并购机会。波音、空客等主制造商以及部分实力较强的大型供应商趁机对优质企业进行兼并重组和垂直整合，将进一步重塑行业格局，同时可能压缩我国开展国际合作的空间。应重点关注有关产业机会，通过民营企业、基金等方式灵活扩展市场，加大人才引进力度，促进国内相关产业发展。

结束语

制造业是立国之本、强国之基，从根本上决定着一个国家的综合实力和国际竞争力，航空制造业更是先进制造技术的集大成者。百年未有之大变局下的后疫情时代，不仅给航空制造业带来了多重困境，更是按下了全球航空制造业发展的快进键。要从技术创新、发展环境、人才队伍建设等多方面发力，推动传统制造技术升级，强化工业基础和技术创新能力，加速力量整合和产业布局，推进先进制造业与其他产业融合发展，才能抢抓时代机遇，实现航空制造业的复苏和高质量发展。

摘自《航空动力》NO 03. 2022

机场探鸟雷达技术发展与应用综述

陈唯实 黄毅峰 卢贤锋

鸟击是指航空器起降或飞行过程中与鸟类、蝙蝠等动物相撞的事件。2009年1月15日发生的全美航空公司1549号航班哈德逊河紧急迫降事件，是历史上最典型的鸟击事故之一。全球每年约发生36000起鸟击事件，造成经济损失约12亿美元。随着中国生态环境的不断改善，鸟击防范问题日趋严重，安全压力与日俱增，急需引入新技术，整体提高机场鸟击防范能力。

飞机在起飞和降落过程中最容易发生鸟击，超过90%的鸟击发生在机场及其附近空域，50%发生在30m以下的低空，仅有1%发生在超过760m的高空。因此，机场成为鸟击防范的核心区域。传统的机场鸟情观测主要依靠人工，观测次数有限且难以做到全天候数据不间断记录。近年来，雷达技术的快速发展使其逐渐成为机场鸟情观测的重要手段，其优点在于不受能见度等因素的限制，能够实现全天候数据记录。利用探鸟雷达积累的机场周边区域全天候鸟情数据，有助于对留鸟的活动规律进行分析，并对候鸟的迁徙行为发出预警，指导机场开展科学合理的鸟击防范工作。

飞鸟目标属于典型的“低小慢”目标，且机动性高，探测、跟踪与识别的难度较大。所幸的是，近年来雷达技术在“低小慢”目标探测领域取得了一系列研究成果，为探鸟雷达系统性能的提升提供了很好的技术积累。本文在现有理论和技术的基础上，结合自身的研究心得，试图从飞鸟目标特性出发，针对天线、收发机、目标检测与跟踪、目标识别等雷达关键技术，对现有典型的机场探鸟雷达系统的技术现状与应用情况进行梳理，为本领域的研究工作提供参考。

1 探鸟雷达技术的起源

在专业的探鸟雷达出现之前，导航雷达、气象雷达、空管雷达等很早就出现了探测到鸟类活动的相关记录，但由于以上雷达系统的探测目标不是飞鸟，通常将飞鸟目标称为“仙波”，且探鸟能力有限，仅能探测到规模较大的鸟群。一直以来，鸟类学研究人员利用不同类型的雷达开展了大量鸟情观测实验，取得了一系列科研成果。据统计，雷达检测到的鸟类数量较视听监控增加约50%，有研究者利用雷达技术估计斑海雀的种群数量，发现其在黎明和黄昏的黑暗中往返于巢穴和觅食地。有研究称，面对一道冷锋阻隔的候鸟在垂直分布上有别于迁徙队伍中的其他同伴。高分辨的探鸟雷达不仅有助于研究天气对高空鸟类数量的影响，也可以研究其对鸟类迁徙路径的影响。大型风力发电机的叶片旋转可能与鸟类迁徙或空中觅食的空域重叠，因此鸟类在空域的垂直分布是风力发电场选址的主要考虑因素；雷达能够方便地提供鸟类目标精确的高度分布数据，为避免风力发电机干扰鸟类活动提供科学依据。

图1给出了导航雷达、气象雷达、专业探鸟雷达获取的含有飞鸟目标的雷达数据。船用导航雷达能够探测到水面鸟群的聚集区域，进而追踪到大型鱼群的所在位置。气象雷达特别适于大尺度范围内的迁徙鸟群目标探测，且便于有效组网。美国的全国鸟情预警系统（AHAS）能够自动处理来自美国NEXRAD国家气象雷达网络的雷达数据，并为美国所有的空军训练航线及活动区域提供实时的鸟击风险评估信息。2000年之后出现并不断成熟的专业探鸟雷达，实现了对较小区域内单只飞鸟目标的探测与跟踪，比气象雷达更适合机场周边区域的鸟情监视。2006年至今，中国民航科学技术研究院联合北京航空航天大学，在国内率先开展了雷达探鸟可行性研究，并形成了一系列研究成果。近年来，航天二院、中国电子科技集团、中山大学、北京理工大学、海军航空大学、武汉大学、民航二所等单位也相继开展了基于多发多收（MIMO）、相控阵、全息数字阵列、外辐射源雷达、微动特征提取等先进技术的探鸟雷达研究，极大推动了该领域的技术进步。

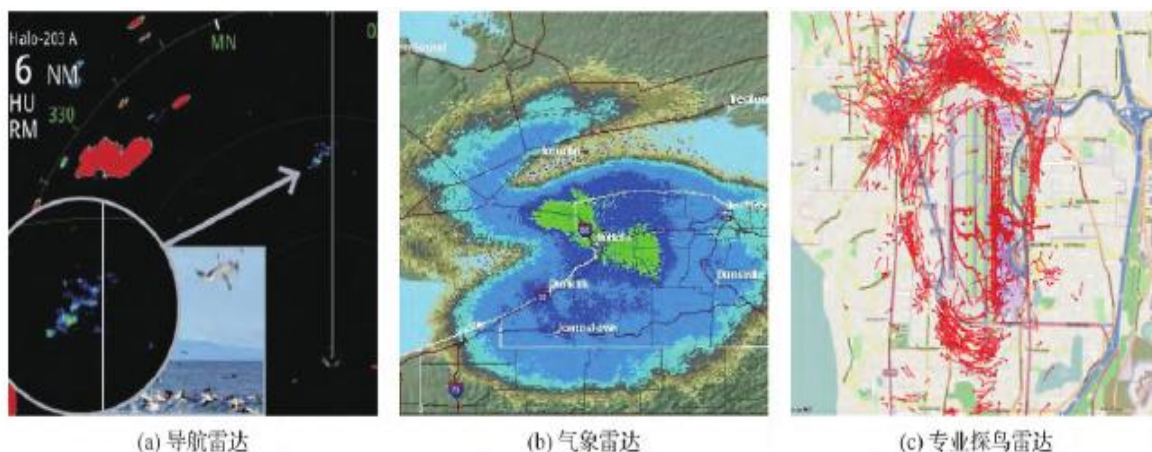


图1 不同类型雷达捕获的飞鸟目标信息

Fig.1 Information of birds captured by different types of radars

2 飞鸟目标特性

掌握飞鸟目标的各种特性,是帮助雷达系统提高对其的探测、识别与跟踪能力的前提。本节从飞鸟目标的回波幅度、飞行速度、飞行高度、轨迹特征、微动特征等方面进行了全面分析,并解释了不同目标特性对雷达数据的影响。

2.1 目标回波幅度

单只鸟的雷达散射截面(RCS)虽然远小于一般的飞行器,但接近于现代隐身飞机。例如,一只海鸥的RCS为 0.01m^2 ,与F-117A在鼻锥方向的RCS相当。鸟群的RCS可能远大于单只鸟。因此,在专业探鸟雷达出现之前,气象雷达、空管雷达、导航雷达等雷达系统通常会在春、秋季的鸟类迁徙期以及黎明和黄昏等鸟类密集活动时间,观测到大量鸟群回波。鸟的RCS不能简单地表示为与波长或目标尺寸的比例关系。例如,一只2.5lb(1lb=0.4536kg)的鸭子在超高频段的RCS约为一只4.25lb的鸭子的2倍,这是由谐波效应引起的。另外,鸟类目标的后向散射起伏很大,其最大与最小值之比可能超过2个数量级。当飞鸟目标相对于雷达天线的方位发生变化时,目标回波幅度会发生显著变化,这一变化在X波段尤其明显。因此,用单一数值来描述鸟类RCS是困难的,采用统计方法进行描述更为科学。

鸟类翅膀的扇动可能会导致鸟类回波幅度的波动,但二者的变化频率不一定完全一致。实际上,大多数采用机械扫描天线的探鸟雷达,不能实现对单一飞鸟目标的不间断跟踪进而积累足够的回波能量。近年来,经过特殊设计而专门用于鸟类研究的探鸟雷达能够将天线波束锁定于单一的飞鸟目标,在跟踪目标的同时积累足够的回波能量。另外,呼吸也可能影响飞鸟的RCS,其可能与鸟类的翅膀扇动相关联,共同影响飞鸟目标的回波幅度。

雷达方程描述了雷达探测的灵敏度与多项参数的关系。一般认为,鸟类在X波段的RCS大于S波段。根据文献中提供的不同鸟种的RCS值,图2给出了基于雷达方程计算得出的,一部峰值功率50KW、脉冲宽度80ns、天线增益31dB的X波段脉冲雷达针对不同鸟种的最大理论探测距离。

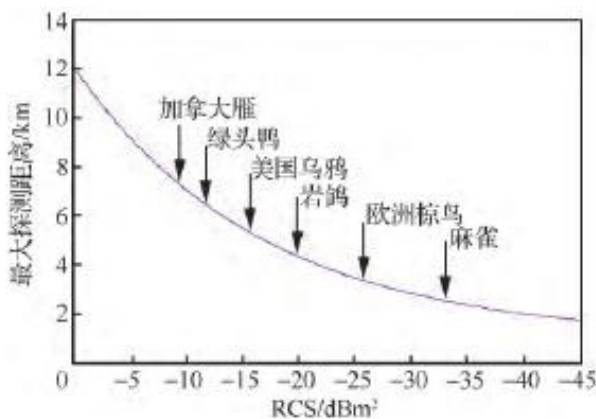


图2 鸟的大小与其最大探测距离之间的关系^[28]

Fig. 2 Relationship between bird size and its maximum detection distance^[28]

2.2 目标飞行速度

目标的飞行速度同样会影响雷达回波的多普勒特征,因此可作为判断目标种类的因素之一。一般情况下,鸟类的速度和飞行路径与车辆、飞机、昆虫、蝙蝠等均有所区别。昆虫通常集群飞行,且飞行速度较慢,接近于低级别风速。

飞行速度最快的鸟是尖尾雨燕,平时的飞行速度是170km/h,最快能够达到352.5km/h。冲刺速度最快的鸟是游隼,捕猎时的俯冲速度

能达到180km/h。水平飞行最快的鸟是欧绒鸭，速度76km/h。飞得最慢的鸟是小丘鹬，速度8km/h。小型鸟类的飞行速度通常为10-15m/s，中大型鸟类的飞行速度整体上稍快。鹰类、鹤类、鸬类等善于滑翔的鸟，其顺风飞行速度快于逆风时的速度，随风盘旋、漂移的速度可达到5-10m/s。

一般的雷达系统利用多普勒特征提取仅能获取目标的径向速度，而专业探鸟雷达能够利用先进的雷达数据处理算法，基于雷达在多个扫描周期获取的目标量测信息提取目标的精确位置、速度、航向信息。同时，专业探鸟雷达能够通过跟踪算法将不同扫描周期中的目标状态进行关联，实现对每个目标的全生命周期管理，并结合各类目标运动模型，对飞鸟目标的上升、下降、盘旋、平飞等不同的飞行状态进行估计。

2.3 目标飞行高度

根据中国民航的有关规定，在起飞后100m以内或进近着陆阶段60m以内的机场责任区鸟击事件是鸟击防范的重点。鸟类在迁徙时的飞行高度通常远超人的视野范围，雷达所记录的鸟类迁飞的最大高度一般介于3000-6300m之间，个别情况超过10000m。鸟类的迁飞高度也存在变化的可能，雀形目鸟类习惯于在日落后迁飞，迁飞高度迅速增长到峰值后，随着迁飞强度的减弱，飞行高度也逐渐降低。机场周边鸟类活动的飞行高度通常低于80m，鸟击风险较高。其中，百灵类和小型鸣禽类的飞行高度较低，有穿越跑道的可能；猛禽的飞行高度较高，且惯于盘旋飞行；游禽的体型较大，飞行高度低，经常在相邻水域间滑翔。

利用雷达获取目标的高度，要求雷达天线的波束足够窄。水平扫描的波导缝隙天线的方向图具有一定宽度，因此，虽然飞鸟目标可能出现在天线方向图内的任意位置，但其高度仍然是基于方向图的中心进行计算，从而导致高度信息的不确定性，该不确定性与目标距雷达的径向距离成正比。较之于水平扫描天线，部分探鸟雷达采用的抛物面天线或垂直扫描的波导阵列天线在测量鸟的飞行高度方面精度更高。早期的探鸟雷达系统通常将垂直扫描雷达与水平扫描雷达结合使用，垂直扫描雷达负责提供有限区域内的飞鸟目标高度信息，水平扫描雷达负责飞鸟目标的监视和跟踪；但此类系统无法将2套雷达获取的二维目标信息进行关联融合，进而提供目标的三维信息。近年来应用于探鸟雷达的多波束天线和不同仰角的自动扫描天线，能够获得更高的目标状态精度。

2.4 目标轨迹特征

机场探鸟雷达在应用过程中，除探测到飞鸟目标之外，还可以探测到蝙蝠、昆虫等其他生物目标，以及航空器、车辆等非生物目标。如图1（c）所示，本地留鸟的飞行距离一般较短，轨迹相对短促且机动性较强。图3对比了雷达捕获的昆虫、蝙蝠和迁徙鸟、航空器等目标的运动轨迹。成群的大型昆虫往往在夜间飞行，飞行高度在几百米以上，一夜之间借助风力可以迁徙几百公里。蝙蝠通常在夜间觅食，其活动时间与迁徙鸟重合，但其在追逐昆虫时的飞行轨迹通常为曲折的曲线，如图3（b）中箭头所示，其飞行速度缓慢且会频繁的变换飞行方向，与候鸟的飞行方式区别显著。图3（b）中的其他轨迹为迁徙鸟的飞行轨迹，其方向较为统一，轨迹较为平直且稳定。当然，蝙蝠在结群迁徙时的飞行高度、速度及沿直线的飞行方式与迁徙鸟类似，仅依靠轨迹特征仍难以有效区分。在机场环境中，航空器、车辆等目标通常按规定路线滑行且回波强度远大于飞鸟，二者易于区分。

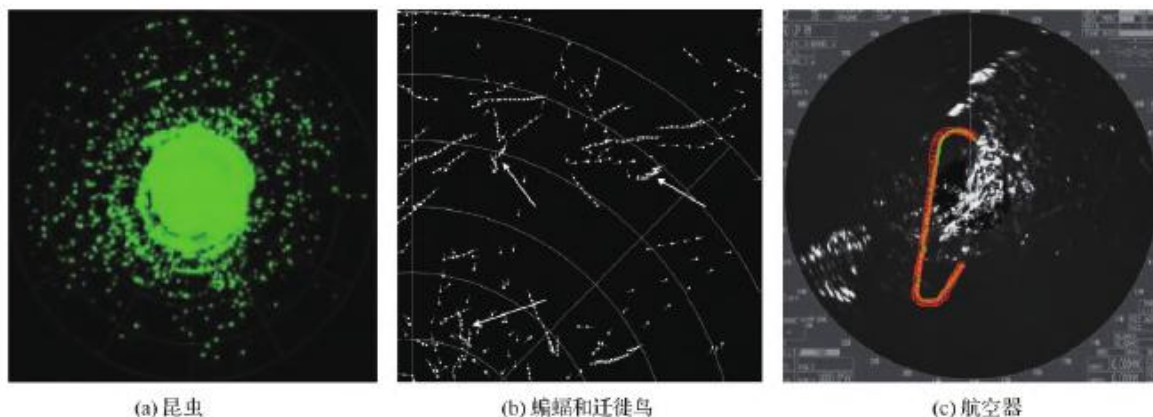
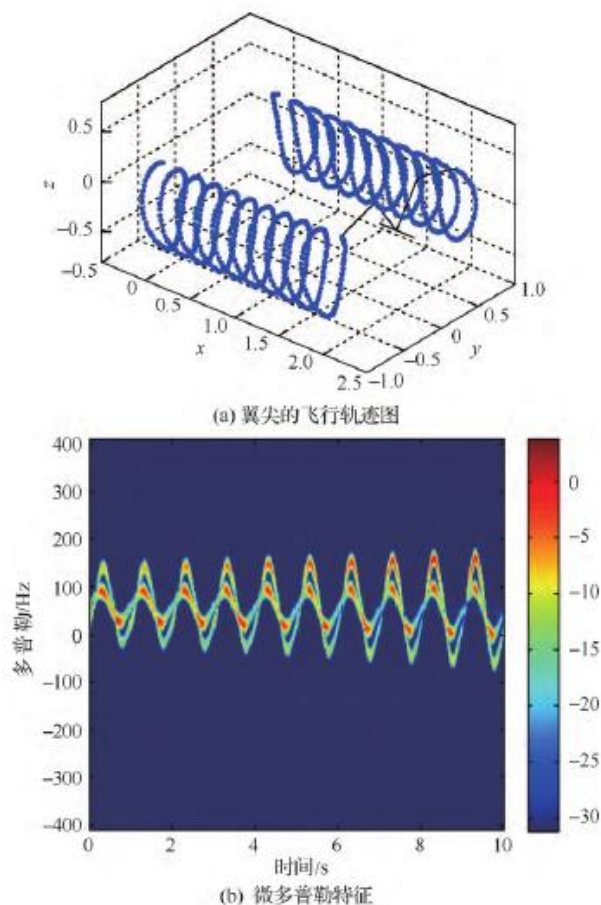


图3 各类目标在雷达图像中的轨迹

Fig. 3 Trajectories of various targets in radar images

2.5 目标微动特征

图4 飞鸟的微多普勒特征仿真结果^[40]Fig. 4 Simulation results of micro-Doppler characteristics of birds^[40]

鸟类飞行主要包括拍翼和滑翔2种方式。不同鸟类翅膀扇动的频率不同，海鸥每秒扇动3~4次，鸽子每秒扇动4~6次，而蜂鸟每秒能扇动80次。鸟类滑翔飞行时，双翼平直伸开，利用空气对流提供升力，不需要扇动翅膀。近年来，随着全固态收发机、相控阵、MIMO、全息等先进雷达技术的应用，探鸟雷达系统性能逐步提升，已经能够发现目标多普勒信号的细微变化，通过评估飞鸟拍翼的频率和方式，区分迁徙鸟、非迁徙鸟、昆虫、无人机等各类目标，甚至能够区分出鸟种的大类。这种多普勒信号的细微变化依赖于目标本体构件的微运动，其在雷达多普勒信号附近引入调制边带，导致多普勒频谱展宽，称为微多普勒信号。微多普勒信号表征了目标构件微运动的瞬时径向速度，通过精细化处理反演出目标的结构、形状、姿态、电磁参数等特征。拍翼飞行的鸟类和旋翼无人机的微动特征较滑翔飞行的鸟类和固定翼无人机更为明显，利用微动特征区分各类目标，是当前国内外此类雷达系统采用的主要技术手段。

通过建立2个相连部件的鸟翅的运动学模型，实现了飞鸟拍翼的简单仿真，设置参数包括扑打频率、上臂长度、上臂扑打角度的幅度、上臂扑打角度的滞后、前臂的长度、前臂扑打角度的幅度、前臂扑打角度的滞后、前臂的扫角幅

度等。图4为X波段飞鸟目标的微动特征仿真结果，X波段雷达位于 $x = 20\text{m}$ ， $y = 0\text{m}$ ， $z = -10\text{m}$ 处，而鸟以 1m/s 的速度飞行；图4（a）模拟了飞鸟翼尖的飞行轨迹图，图4（b）

可见飞鸟目标的翅膀扇动导致其微多普勒集中在低频区，且振动周期较长。

由于环境噪声的影响，微多普勒特征的外场测量难度较大，要求雷达具有较强的目标多普勒回波信息积累能力。图5对比了猫头鹰和大疆S900无人机的微多普勒特征外场测量与数据处理结果。猫头鹰的翅膀宽大，扇动频率明显低于无人机旋翼转速，导致无人机的微动强度明显弱于猫头鹰，而微动周期明显快于猫头鹰。因此，二者微动特征的明显差异，为建立不依赖先验信息、可分性好且可靠性高的飞鸟与无人机目标分类识别算法奠定了理论上的可行性基础。目前，探鸟雷达利用微动特征进行此类“低小慢”目标识别分类的主要难点在于目标回波微弱、时频分辨率低，且微动特征与目标本体微运动的对应关系尚不明确，导致微动特征提取困难。

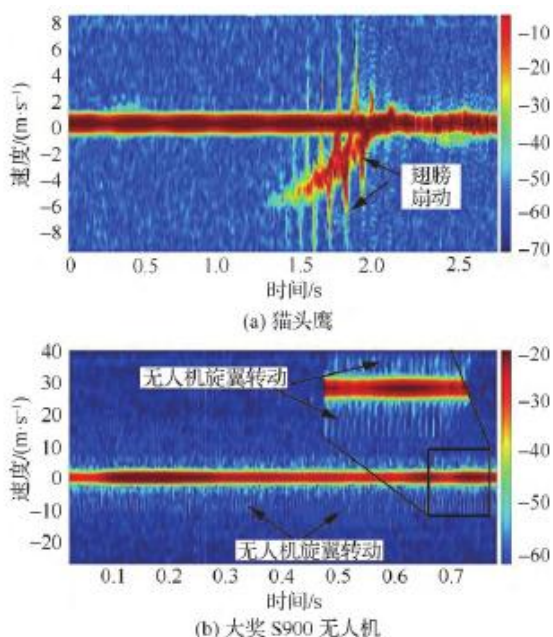


图5 飞鸟与无人机目标的微多普勒特征测量结果^[41]

Fig.5 Micro-Doppler characteristic measurement results of birds and UAVs target^[41]

3 典型机场探鸟雷达系统

2000年以来，国内外先后出现了多款“机场雷达探鸟系统”产品，其中最具代表性的包括美国的Merlin雷达、加拿大的Accuouter雷达、荷兰的Robin雷达以及英国的Aveillant雷达。近年来，由于中国机场对鸟击防范新技术的迫切需求，国内科研院所也相继开展了探鸟雷达技术研究，并出现了自主研发的机场探鸟雷达系统。

3.1 Merlin雷达

Merlin雷达是世界范围内最早出现的探鸟雷达产品，其配备了2部不同波段的导航雷达，一部S波段水平扫描，另一部X波段垂直扫描，均采用标准的T型波导阵列天线。通常认为，S波段雷达的抗雨性能较好，而先进的固态X波段导航雷达同样具备了雨杂波相参抑制能力。这种双雷达的探鸟雷达系统也成为早期最经典的探鸟雷达系统技术方案，其将导航雷达升级改造为探鸟雷达的主要原因在于导航雷达作为成熟的货架产品价格低廉，在当时的条件下仅需要对雷达的信号与数据处理系统进行改造，开发的风险和成本最小。图6所示为典型的Merlin雷达探鸟系统，包括系统平台及处理后的雷达显示界面。对于大型鸟类或鸟群，该系统的探测范围可以达到水平距离4~6 nmile（1 nmile = 1852m），垂直高度15000ft（1 ft = 0.3048m）；对于中小型鸟类，该系统的探测范围可以达到水平距离2~3 nmile，垂直高度7500ft。



(a) 系统平台



(b) 雷达显示界面

图6 典型 Merlin 雷达探鸟系统

Fig. 6 Typical Merlin avian radar system

3.2 Accipiter

雷达

继Merlin雷达之后, Accipiter雷达也开发了类似体制的水平和垂直扫描的双部雷达的探鸟雷达产品, 并在美国和加拿大的部分机场获得应用。为获取目标的三维坐标信息, 部分Accipiter雷达将波导缝隙天线替换为抛物面天线, 并将数据处理器、控制系统、GPS、移动电源和其他辅助运行系统集成在移动拖车上, 如图7所示。Accipiter雷达采用的X波段抛物面天线通常置于拖车顶部, 峰值功率50kw, 俯仰角在 $0^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 可调, 波束角为 4° , 能够获得目标的精确高度信息, 但较之于波束宽度较大的波导缝隙天线, 此类天线的探测效率较低。为弥补抛物面天线探测效率的不足, Accipiter雷达研发了多波束抛物面天线、双轴扫描抛物面天线、2部不同倾斜角的抛物面天线等多种探鸟雷达天线, 提高抛物面天线在垂直方向的覆盖范围。

2010年, 美国联邦航空管理局 (FAA) 基于Accipiter雷达开展了一系列机场探鸟实验, 在验证该系统各项性能指标的基础上发布了《机场探鸟雷达系统》咨询通告 (150/5220-25), 包



(a) 配备双抛物面天线的系统平台



(b) 抛物面天线



(c) 多波束抛物面天线

图7 典型 Accipiter 雷达探鸟系统

Fig. 7 Typical Accipiter avian radar system

含了探鸟雷达基本构成、系统选择、性能规范、部署安装、运行管理等主要内容。

3.3 Robin雷达

2010年之后出现的Robin探鸟雷达,其第一代产品仍然延续了早期基于导航雷达升级改造的S波段水平扫描雷达与X波段垂直扫描雷达的双雷达体制和技术方案,且可通过信息融合获取波束重叠区域的目标三维信息。其中,S波段水平扫描雷达天线长3.6m,转速达到45r/min,在目前已知的该体制探鸟雷达系统中转速最快,可探测到径向距离10km、垂直高度2km范围内的大鸟;X波段垂直扫描雷达天线长8ft,垂直扫描转速达到24r/min,能够探测2.5km范围内的小鸟以及5km范围内的大鸟和鸟群。



图8 典型 Robin 雷达探鸟系统

Fig.8 Typical Robin avian radar system

此外,Robin雷达开发了一款机械扫描的调频连续波(FMCW)雷达,用以替代X波段垂直扫描雷达,平均输出功率仅400mW,如图8(a)所示。与脉冲雷达只有一部天线不同,FMCW探鸟雷达采用收发分开的2部天线,一部天线持续发射不同频率的电磁波,另一部天线持续接收更为丰富的目标回波信息。FMCW雷达具备更强大的鸟情探测能力,共有扫描、跟踪和凝视3种工作模式,特别适用于专业的鸟类学研究。扫描模式下,雷达伺服系统能够同时实现天线的全空域水平和垂直扫描覆盖,获取半径3.5km范围空域内的全部飞鸟目标信息。跟踪模式下,FMCW雷达将天线波束指向并持续跟踪用户感兴趣的特定目标,天线波束将锁定该目标并测量飞鸟翅膀的扇动频率,以作为鸟种识别的重要指标。凝视模式下,雷达将天线波束锁定在固定的观测区域,对经过该区域的所有目标信息进行统计分析。近年来,Robin雷达开发了新一代目标识别雷达,其利用目标的微动特征能够区分1.5km范围内低空飞行的无人机与飞鸟目标,如图8(b)所示。最新一代的Robin探鸟雷达采用X波段FMCW与相控阵技术,平均输出功率20W,能够获取15km范围内全空域的目标三维信息,目标轨迹更新率为1s。

3.4 Aveillant雷达

近年来出现的Aveillant雷达探鸟采用全息雷达作为低空目标探测技术手段,开展机场周边全方位的空域监视,实现飞鸟目标定位与识别功能,辅助管控人员掌握低空区域目标态势,实现全局无盲区可靠监视,如图9所示。与传统雷达相比,全息雷达的发射采用全向或宽波束覆盖探测空域,接收采用数字波束形成(DBF)技术,实现全时空覆盖的凝视探测。DBF体制雷达除了可以高数据率连续获取目标距离、方位、俯仰的测量信息以外,还能通过长时间积累获得目标的高分辨速度信息,具有更好的目标识别能力。总体上,相较于机械扫描和相控阵雷达体制,全息

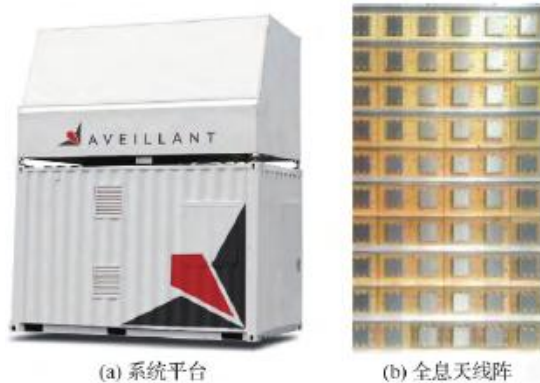


图9 典型Aveillant雷达探鸟系统

Fig. 9 Typical Aveillant avian radar system

性高，维护成本低。

6) 探测威力大，可实现远距离大范围监视。

7) 采取数字化、软件化、模块化设计思想，易

于实现更新升级和面向特殊需求的定制开发。



图10 航科院探鸟雷达实验系统

Fig. 10 CAST experimental avian radar system

目前，该系统已经在国内多家机场获得试用，探测性能稳步提升。

此外，随着中国雷达技术的快速发展，国内的部分科研院所在“低小慢”目标探测方面均有大量的技术积累，结合近年来机场净空区无人机目标探测与反制的相关需求，出现了大量采用先进雷达体制的探鸟雷达产品，其在探测距离、探测精度、数据更新率、目标跟踪与识别能力等方面普遍较早期的探鸟雷达有明显提升。其中，航天二院采用垂直方向电扫描、水平方向机械扫描的X波段相控阵雷达体制，开展了探鸟技术应用；中山大学参考Aveillant雷达，研发了基于全固态发射机与数字波束形成（DBF）技术的扇区“凝视”的全息探鸟雷达，雷达波形软件化可编程；北京理工大学将三相控阵雷达技术应用于探鸟，实现了全空域覆盖的飞鸟目标探测；武汉大学探索了外辐射源雷达探鸟的可行性，并取得了初步的研究成果。

4 机场探鸟雷达关键技术

数字化雷达具有如下技术优势：

1) 连续时空覆盖，可实现多目标的无缝连续跟踪，数据率高，目标容量大。

2) 目标回波能量长时间连续积累，实现了强杂波背景下高检测率、低虚警率的“低慢小”目标监视。

3) 多普勒测量精度高，可获取丰富的时域、空域、多普勒域目标信息，目标识别分类能力强。

4) 等效全向辐射功率低，电磁污染少，信号被截获概率低。

5) 阵面无伺服转动装置，安装便捷，可靠

3.5 国内探鸟雷达技术发展现状

近年来，鉴于国内机场对鸟击防范新技术的迫切需求，国内科研机构也相继开展了探鸟雷达技术研究。中国民航科学技术研究院参照Merlin雷达的技术体制，率先搭建了探鸟雷达实验系统，如图10所示。该系统对S波段导航雷达的信号与数据处理模块进行了升级改造，将原有的磁控管发射机替换为发射功率较小且可靠性更高的固态发射机，引入脉冲多普勒与脉冲压缩技术，并定制开发了鸟情数据处理与分析软件，实现了雷达观测数据与人工观测数据的有效融合，具备机场净空区的鸟情探测能力。

机场探鸟雷达作为一个复杂系统，其探测能力受到天线、雷达波形、目标检测与跟踪算法、目标识别算法等各个模块的影响，本节将结合机场探鸟雷达技术的最新进展，分别讨论各个雷达模块的关键技术发展现状，并对典型机场探鸟雷达系统的关键性能指标做对比分析。

4.1 天线

雷达天线的类型及扫描方式决定了其覆盖范围及目标信息维度。目前，探鸟雷达天线的主要类型包括波导缝隙、抛物面、相控阵等，表 1 描述了探鸟雷达天线的主要类型及特性。

表 1 探鸟雷达天线类型及其特性

Table 1 Antenna types and characteristics of avian radar

类型	目标信息维度	覆盖范围
水平扫描 波导缝隙	二维信息(方位、 距离)	360°全方位覆盖波束覆盖： -10°~10°或 0°~20°
垂直扫描 波导缝隙	二维信息(距离、 高度)	方位覆盖：-10°~10°和 170° ~190°(起降通道)
抛物面	三维信息(方位、 距离、高度)	360°全方位覆盖
多波束 抛物面	三维信息(方位、 距离、高度)	360°全方位覆盖
双轴扫描 抛物面	三维信息(方位、 距离、高度)	360°全方位覆盖
相控阵	三维信息(方位、 距离、高度)	360°全方位覆盖

以Merlin雷达为代表的早期探鸟雷达基于导航雷达的波导缝隙天线，采用水平和垂直 2 种扫描方式。在水平扫描方式下，其扇形波束能够获取目标的方位信息，且具有良好的高度覆盖能力，可以提供单只飞鸟目标的二维信息，但缺失目标高度。在垂直扫描方式下，由于此时天线扇形波束的水平覆盖范围有限，当飞鸟目标穿越该波束时，仅能获得其距离和高度信息。在方位分辨率方面，天线在同等长度的情况下，X 波段的波导缝隙天线优于 S 波段。商用导航雷达的天线采用垂直椭圆扇形波束，垂直方向

的覆盖范围为-10°~10°，在探鸟应用中可能产生较强的地杂波。部分专用探鸟雷达通过将此类天线的主波束倾斜至水平线以上，将垂直方向的覆盖范围调整为0°~20°，同时削弱地杂波干扰。Robin雷达开发的FMCW探鸟雷达采用两部收发分开的X波段波导缝隙天线，如图8(a)所示，该天线能够同时进行水平和垂直方向的双轴旋转，获取全空域的目标三维信息。

Accipiter探鸟雷达开发了多款抛物面天线，此类天线发射的笔形波束利于获得目标的三维信息，地面杂波的干扰少，缺点是仰角覆盖范围、方位分辨率和探测效率有所降低。为进一步改善抛物面天线的探测性能，Accipiter雷达设计了多波束抛物面天线和双轴扫描抛物面天线。多波束抛物面天线能够实现约8°的垂直方向瞬时覆盖，垂直方向的分辨率小于1°；双轴扫描抛物面天线能够同时进行水平和垂直方向的旋转，提供全空域波束覆盖。

图8(c)所示的新一代Robin探鸟雷达采用相控阵技术，垂直方向进行俯仰电扫，水平方向仍然依靠机械扫描，旋转速度达到60r/min，获取全空域飞鸟目标的三维信息。Aveillant雷达作为新一代全息雷达，其天线采用全向或者很宽的波束覆盖探测空域，接收采用DBF技术，实现全时空覆盖的凝视探测，不仅能以高数据率获取距离、方位、俯仰的测量信息，还能通过长时间积累获得目标的高分辨多普勒信息，从而实现高探测概率和低虚警率的无杂波监视，并具有更好的目标识别能力。

4.2 雷达波形

早期探鸟雷达系统采用的导航雷达通常都属于脉冲雷达，占空比普遍小于0.1%，其在探测

不同距离上的目标时波形可调,近距离(0~3km)采用短脉冲($<0.1\mu\text{s}$)提高距离分辨率,远距离(5~175km)采用长脉冲($>1\mu\text{s}$)提高小目标探测能力。目前,部分先进的导航雷达采用固态功放替代磁控管,通过脉冲压缩技术提高了脉冲宽度并降低了峰值功率,进而实现了等效的距离分辨率。Robin雷达开发的FMCW探鸟雷达通过发射连续波测量鸟类的飞行速度、翅膀的扇动方式与频率,进而区分鸟种。X波段的FMCW探鸟雷达能够与S波段的水平扫描雷达配合,获取特定方位上飞鸟目标轨迹的高度信息。近年来,有研究者开展了基于MIMO雷达的探鸟技术研究。MIMO雷达的发射天线和接收天线能够根据系统要求进行灵活布置,每个辐射单元可以发射不同的信号波形。与传统雷达相比,MIMO雷达的波形分集能力与灵活的发射方向图能够利用空间分集增益克服目标的闪烁效应,提高对起伏目标的探测性能。线性调频(LFM)信号是一种被广泛应用的大时宽带宽积信号,利用LFM信号的多样性可设计MIMO雷达的正交波形,其形成的低增益全向方向图可同时观测全空域所有目标,具有较强的抗截获能力和较长的积累时间,利于提升雷达系统的探测威力和杂波抑制性能。

传统雷达通常只发射一种或几种固定波形,通过自适应信号处理技术提取目标信息。随着数字任意波形发生器、固态发射机以及高速信号处理等先进硬件技术的高速发展,以Avrillant雷达为代表的数字化阵列探鸟雷达,采用全固态发射机和多通道DBF技术,通过波形软件化编程实现单发单收(SISO)、单发多收(SIMO)、MIMO等多种工作模式,并根据探测距离、分辨率等不同技术要求产生不同脉宽、带宽、重频的波形。

4.3 飞鸟目标检测与跟踪

早期探鸟雷达改造的商用导航雷达多为磁控管非相参脉冲体制,不具备多普勒信号提取能力,只能采用雷达数据处理的方法进行飞鸟目标检测与跟踪。有研究者利用图像采集卡捕获导航雷达生成的非相参雷达图像,通过背景差分、杂波抑制、目标检测与跟踪等步骤提取飞鸟目标轨迹,并将其当前位置与运动方向标注在卫星地图上。此外,以逐渐变暗的颜色呈现目标“彗星状”轨迹,是另一种常用的飞鸟目标轨迹标记方式,图11给出了以上2种飞鸟目标轨迹的标记方式。

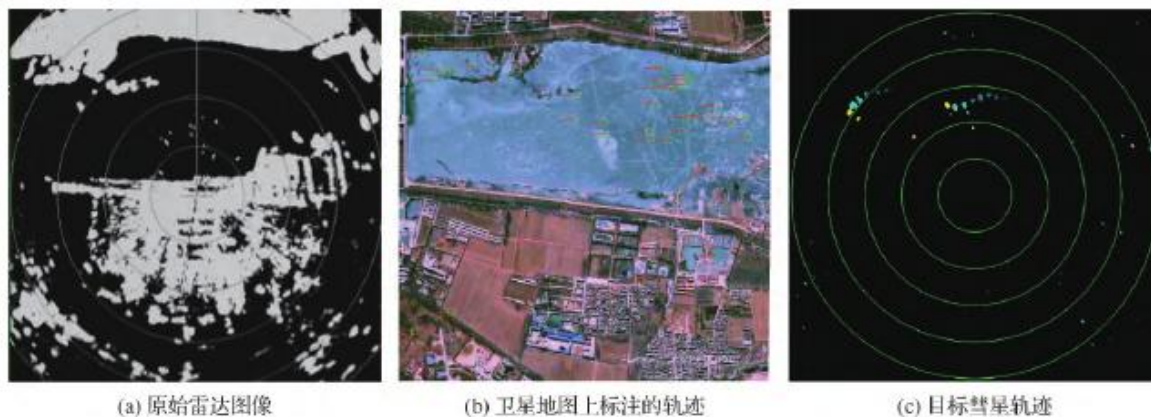


图 11 导航雷达图像处理结果^[58-59]

Fig. 11 Image processing results of navigation radar^[58-59]

经过背景差分的非相参雷达图像仍然残留了大量杂波,主要分布在背景边缘区域,这可能是由随风摇动的树林、灌木或农作物造成的。要实现理想的杂波抑制,合理设定阈值是关键。固定阈值的问题在于,如果阈值设置过高,虽然能够剔除大部分杂波,但灵敏度降低导致难以发现回

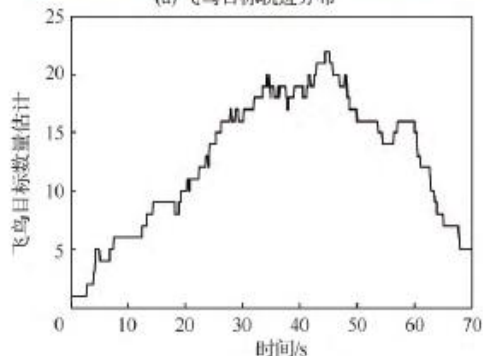
波很弱的飞鸟目标,而过低的阈值又会产生过高的虚警,总之,高“检测率”与低“虚警率”二者难以兼顾。经典的恒虚警检测(CFAR)及其一系列优化算法能够针对每个雷达分辨单元设置不同的阈值,是一种最常用的自适应目标检测方法。利用背景差分图像建立分布模型,结合低空目标与背景边缘杂波的时空域特性,能够建立最优的目标与杂波分类面,在检测低空飞鸟目标的同时实现较低的虚警率。

部分先进的探鸟雷达采用固态相参体制,能够提取目标的多普勒信息,在杂波抑制方面较非相参雷达具有一定优势。但是,其仍难于处理径向速度与飞鸟目标近似的降水杂波,且无法发现径向速度接近于零的盘旋或低速目标,需要将多普勒信号处理方法与自适应目标检测方法相结合,才能获得更优的检测结果。

在目标检测的基础上,目标跟踪技术能够将不同扫描周期内获取的雷达量测相关联并对每个目标的状态进行预估,在形成目标轨迹的同时剔除孤立的虚警。Accipiter雷达系统的数据处理模块将多假设跟踪(MHT)与交互式多模型(IMM)算法相结合,实现了杂波环境中的多飞鸟目标跟踪。MHT算法能够将每个扫描周期中的所有量测与各类可能事件进行关联,包括新目标起始、现有目标轨迹的延续、杂波等。目标轨迹与量测关联后,通过IMM算法对目标状态进行估计,基于多种运动模型对鸟类的直线、曲线、盘旋、加速、高机动、集群等各类飞行模式的转换进行高精度跟踪。



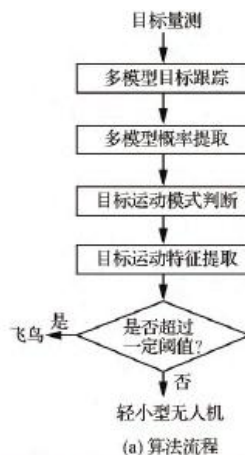
(a) 飞鸟目标轨迹分布



(b) 目标数目估计

图12 飞鸟目标跟踪与数量估计^[63]

Fig.12 Bird target tracking and number estimation



(a) 算法流程



(b) 目标分类示例

图13 基于飞行轨迹特征的飞鸟与无人机目标分类^[66]Fig.13 Classification of flying birds and UAVs based on flight trajectory characteristics^[66]

每条飞鸟目标轨迹都有从起始、延续到消亡的过程,性能优良的跟踪算法能够对所有目标轨迹进行全生命周期管理。通常情况下,在连续3个以上扫描周期均实现量测关联的目标可以确认为起始,如在连续3个以上扫描周期没有检测到目标更新量测,则判断为目标消亡。在系统实际运行中,雷达可能由各种原因在个别扫描周期丢失目标,不能提供新的目标量测信息,稳定的跟踪算法能够确保目标航迹的稳定而不容易中断。图12为探鸟雷达获取的20余只飞鸟目标在70 s内飞离栖息地时的轨迹分布及鸟类目标数量估计结果,利用多目标自动起始跟踪算法实现了对所有飞鸟目标轨迹的全生命周期管理。

4.4 飞鸟与其他目标的识别与分类

在机场环境中,除飞鸟目标外,还可能存在车辆、航空器、无人机、昆虫等其他目标,要求探鸟雷达具备基本的识别与分类能力。大型昆虫群足以生成雷达回波,易与小型鸟类混淆,但其一般移动速度较慢且惯于顺风飞行,可以通过RCS值或多普勒回波特征加以识别。车辆和航空器是机场探鸟雷达最大的干扰目标,但此类目标通常RCS较大且有固定的行驶路线,易于基于以上特征通过算法进行识别。小型无人机与飞鸟目标的体积近似,单纯利用RCS区分难度大,目前一般通过提取2类目标的飞行轨迹特征、微动特征、极化特征等进行分类。

早期的探鸟雷达仅能获取目标的距离和方位信息,通过目标检测与跟踪算法估计目标的运动状态。在这种条件下,利用目标的飞行轨迹特征成为区分飞鸟与无人机目标的基本方法,该方法基于鸟类运动机动性更高的假设。图13给出了该算法的流程和低空杂波环境中的目标分类示例,该算法首先建立多个运动模型对目标的运动轨迹进行跟踪,进而通过估计目标模型的转换频率提取目标的机动性特征,最终实现飞鸟与无人机目标的分类。由图13(b)可见,无人机目标的飞行轨迹较为平直而稳定,飞鸟目标的轨迹较为短促且机动性更高。当然,也会存在无人机沿曲线机动飞行而鸟类保持直线飞行的特例,导致该方法尚有一定的局限性。

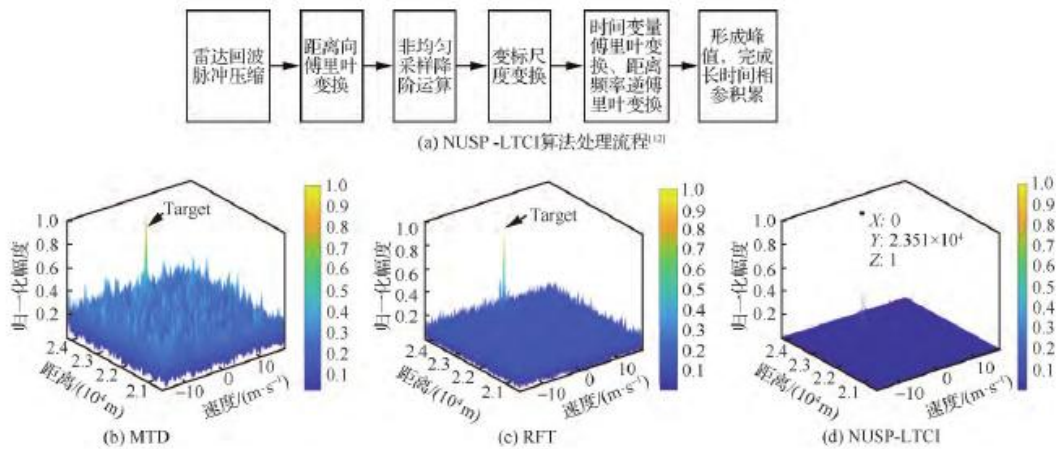


图14 NUSP-LTICI算法处理流程及低空雷达目标相参积累结果对比

Fig. 14 Processing flow of NUSP-LTICI algorithm and comparison of low-altitude radar target coherent accumulation results

近年来,随着相控阵、全息、MIMO、多站雷达技术的不断发展,通过延长观测积累时间能够提高目标信号增益与速度分辨率,实现复杂微动特征的高精度提取与精确描述。传统的运动目标检测(MTD)方法多采用距离徙动补偿与多普勒徙动补偿相结合的方法,但算法复杂且不能实现目标回波的长时间快速相参积累。长时间相参积累(LTICI)方法基于目标的多维运动参数确定

搜索范围,通过选择特定的变换参数对提取的目标观测值进行积累,运算量较大,工程应用困难。在LTCI方法基础上,采用非均匀采样降阶与变标尺度变换的目标长时间相参积累(NUSP-LTCI)方法,将高价信号降低为一阶信号,大幅降低了运算量,为工程应用创造了条件,算法流程如图14(a)所示。图14(b)~14(d)对比了不同算法的低空雷达目标相参积累结果,与传统的MTD算法和经典Radon傅里叶变换(RFT)算法相比,NUSP-LTCI算法的参数估计精度更高且杂波抑制能力更强。

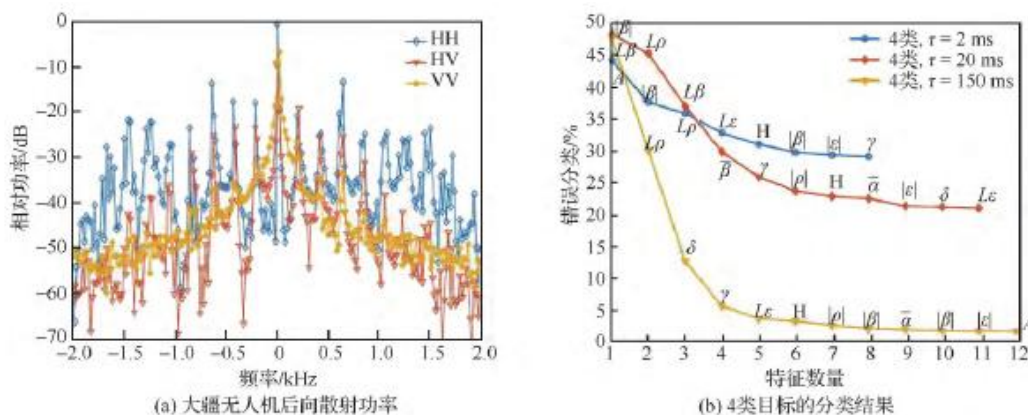


图15 基于极化特征的目标散射特性与分类结果示例^[72]

Fig. 15 Example of target scattering characteristics and classification results based on polarization features

表2 典型机场探鸟雷达系统性能对比表

Table 2 Performance comparison of typical airport avian radar systems

产品名称	Merlin	Accipiter	Robin	Aveillant
技术体制	水平和垂直扫描雷达结合	水平和垂直扫描雷达结合,附加抛物面天线	早期水平和垂直扫描雷达结合,后期升级为FMCW,新一代为相控阵	全息雷达,DBF技术
收发机	早期产品为磁控管,新一代产品为固态	早期产品为磁控管,新一代产品为固态	早期产品为磁控管,新一代产品为固态	固态
天线	波导缝隙	波导缝隙、抛物面(多波束、双轴扫描)	波导缝隙、收发分开、相控阵(水平机械扫描)	全息、固定扇形凝视、收发分开
雷达波形	脉冲压缩	脉冲压缩	脉冲、连续波	多通道数字波形、波形软件化
目标检测与跟踪	多目标自动起始与跟踪	多目标自动起始与跟踪(MHT-IMM)	多目标自动起始与跟踪	多目标自动起始与跟踪
目标识别与分类	大致分类(大鸟、中鸟、小鸟、鸟群)	大致分类(大鸟、中鸟、小鸟、鸟群)	早期产品大致分类(大鸟、中鸟、小鸟、鸟群),相控阵体制能够区分飞鸟与无人机	大致分类(大鸟、中鸟、小鸟、鸟群),并能够区分飞鸟与无人机
应用机场	阿富汗某军事基地、南非德班机场、多佛军事基地、格鲁吉亚奥古斯塔地区机场、苏格兰皇家空军基地、若干美国空军基地	西雅图、芝加哥、厄巴纳-香槟机场等	阿姆斯特丹机场等	巴黎戴高乐机场等
部署方式	水平扫描雷达通常部署在靠近机场中心的位置,负责机场周边低空预警;垂直扫描雷达通常部署在每条跑道中心一侧,负责监视航班起降通道;当然,雷达部署是个复杂的系统问题,需要考虑净空障碍物限制面、地物遮挡、供电等多方面因素			一般部署在跑道两端,监视航班起降通道
优缺点分析	Merlin、Accipiter、Robin早期产品采用的雷达体制类似,均基于导航雷达进行改造,采用水平和垂直双部天线机械扫描形式,只能获得目标的准三维信息。其中,Merlin、Accipiter采用固态功放,发射功率相对较低,水平天线转速较低(24 r/min);Robin的双雷达体制仍采用磁控管,发射功率较大,水平天线转速较高(45 r/min),Robin新一代雷达采用相控阵体制,垂直方向电扫描,水平方向机械扫描(60 r/min)			采用先进的全息雷达与DBF技术,能获取全空域目标三维坐标信息,数据更新率高,发射功率较低,但相对成本较高

利用极化特征是另一种区分飞鸟与无人机目标的有效方法。图15(a)给出了大疆无人机

在HH、HV和VV这3种极化条件下的周期回波图,可见HH极化的起伏特征最强。图15(b)给出了采用不同的极化参数和采样间隔时间,针对4类目标(2类无人机、滑翔飞鸟、扇翅飞鸟)的分类结果。

4.5 典型机场探鸟雷达系统性能对比

表2汇总对比了目前国际上较为成熟的4种机场探鸟雷达的各项性能指标,并介绍分析了其应用情况、部署方式及优缺点。可见,早期的几款机场探鸟雷达主要基于导航雷达进行改造,初步具备了探鸟能力,近年来,随着雷达技术的发展,相控阵、全息、精细化信息处理等先进的雷达技术已逐步应用于新一代探鸟雷达,推动探鸟雷达技术不断升级,大幅提升探鸟雷达性能。

5 机场探鸟雷达系统应用

探鸟雷达作为一种鸟情监测工具,已逐步应用于机场鸟击防范工作。本节将从雷达与光电联合探测、驱鸟设备联动、驱鸟效果验证、鸟情信息分析等方面讨论机场探鸟雷达的应用情况。

5.1 雷达与光电技术融合



(a) 无人机目标

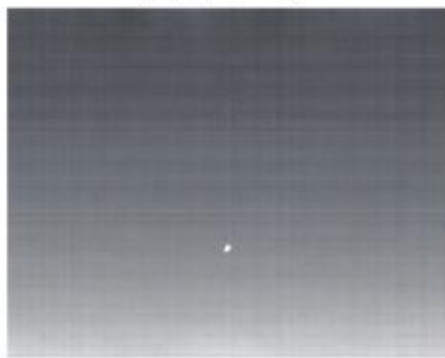


(b) 飞鸟目标

图16 可见光图像中的目标示例^[65]



(a) 无人机目标



(b) 飞鸟目标

图17 红外图像中的目标示例^[65]

Fig. 16 Examples of target in visible image^[65] Fig. 17 Examples of target in infrared image^[65]

一般情况下,机场探鸟雷达仅能获取目标的幅度、位置、速度、轨迹等信息,并按照大鸟、中鸟、小鸟和鸟群进行粗略分类,虽然新一代探鸟雷达利用目标的微动特征具备了一定的目标识别与分类能力,但也仅能实现无人机与飞鸟目标的分类,且作用距离较小。因此,光电设备作为

雷达系统的补充能够对目标加以识别, 仍然具有独特的优势。先进的光电设备具备可见光和红外探测能力, 实现了不同光照条件下的目标探测, 图16和图17分别给出了可见光和红外图像中的飞鸟与无人机目标示例。随着深度学习技术的快速发展, 基于可见光和红外图像的目标分类算法性能稳步提高, 已逐步应用于飞鸟与无人机目标的识别与分类。

当然, 光电设备视场有限且探测距离仍远小于雷达, 通常需要布设多部光电设备进行组网才能覆盖雷达的探测范围, 导致极高的成本。此外, 光电设备需要调整焦距以获取不同距离上目标的高清图像, 目前仍需要人工辅助操作, 难以实现雷达与光电设备的全自动同步配合。

5.2 探驱联动与驱鸟效果验证

针对鸟击防范的严峻形势, 目前国内外机场均采用了煤气炮、定向声波、钛雷炮、驱鸟模型等一种或多种组合的驱鸟手段, 如图18所示。在安装初始阶段, 这些设备对鸟类具有一定的驱赶效果, 但运行一段时间后, 鸟类对设备产生了耐受性, 使其逐渐丧失了驱鸟能力。因此, 将“驱鸟”手段与“探鸟”技术相结合成为多数机场采取的技术方案, 其基于雷达和光电等探鸟技术获取的鸟情信息提出驱鸟策略, 优化驱鸟设备组合方式、启动时机与工作机制, 避免驱鸟设备长期单调重复动作, 能够在一定程度上解决鸟类对驱鸟设备的耐受性问题, 改善驱鸟效果。

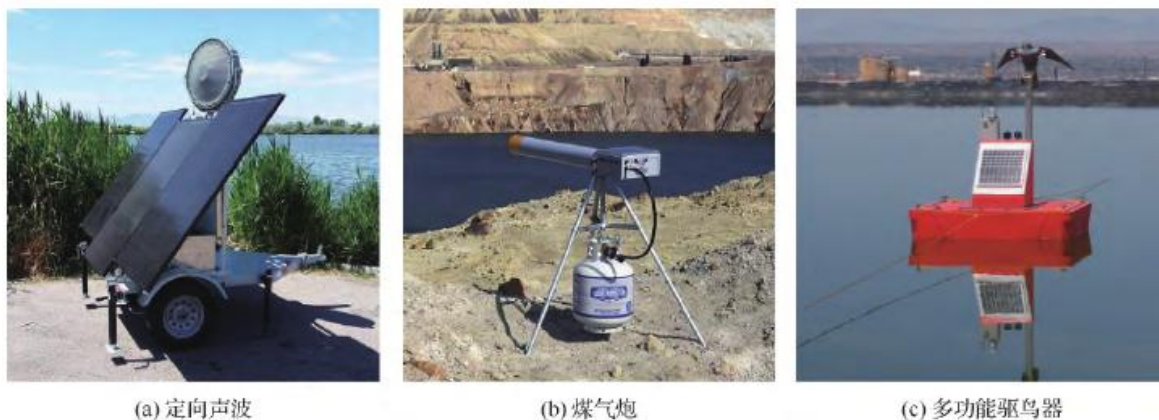


图 18 驱鸟设备示意图

Fig. 18 Photos of bird repellent devices

通过对雷达、可见光、红外等多源探测数据的融合处理, 能够获取飞鸟目标的数量、种类、飞行方向、三维坐标等多维信息。采用支持向量机的方法, 利用专家知识将鸟情信息向量与特定的驱鸟策略相关联, 建立驱鸟策略分类模型, 能够实现智能驱鸟决策; 同时, 利用测试数据对驱鸟策略分类模型进行循环优化升级, 不断改善和提升驱鸟效果。另外, 机场驱鸟设备的布设与组合不宜一成不变, 需要针对鸟情分布态势及时做出调整, 探鸟雷达能够获取机场周边实时的鸟情分布态势, 进而对驱鸟设备布设方案调整前后的鸟情分布情况进行对比分析, 辅助确定最优的驱鸟设备布设与调整方案。

5.3 鸟情信息分析

当前的探鸟雷达技术, 已经能够获取较为可靠的全天候机场鸟情数据, 因此, 可以通过长时间的雷达数据积累, 对一定周期内的鸟类飞行轨迹数量、飞行高度、飞行方向等数据进行统计分析, 结合机场鸟情人工调研结果, 掌握机场周边留鸟的活动节律及过境候鸟的相关迁徙情况。

图19为某机场探鸟雷达全年统计的其探测范围内每天的鸟类飞行轨迹数量, 鸟情数据按照

“白天”（从日出到日落）和“夜晚”（从日落到第二天日出）分别进行记录。例如，某日共记录鸟类飞行轨迹52742条，其中，白天记录29088条，夜晚记录23654条。可见，在一年的统计周期内，白天记录的鸟类飞行轨迹数量变化不大，而夜晚记录的鸟类飞行轨迹数量在春秋两季出现2次峰值，这可能是由通常在夜间发生的鸟类迁徙行为引起的。

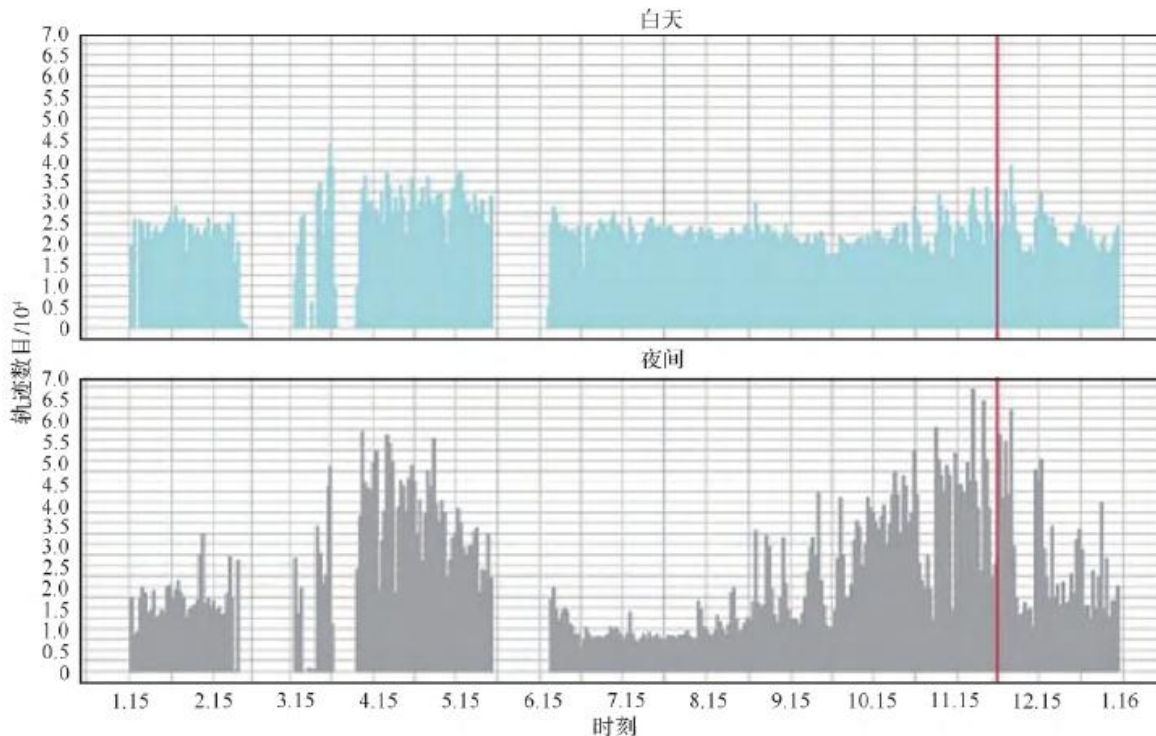


图 19 某机场鸟类飞行轨迹数量统计结果

Fig. 19 Statistics of bird flight trajectories at airport

图20为某机场探鸟雷达在记录的某日鸟类飞行高度分布情况。可见，大部分鸟类的飞行高度集中在1000ft以下，尤其是在白天，低空飞行的鸟类数量更多。而在夜晚，高空飞行的鸟类数量有所增加，这是由夜间迁徙的大型鸟类造成的，这些鸟类的飞行高度通常明显高于白天活动的本地留鸟，少数甚至超过10000ft。

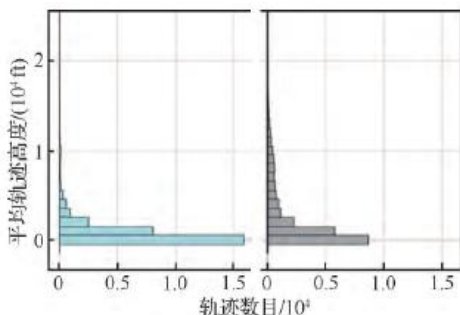


图 20 某机场鸟类飞行高度分布结果(左为白天, 右为夜晚)

Fig. 20 Flight height distribution of birds at airport (Left: daytime; Right: night)

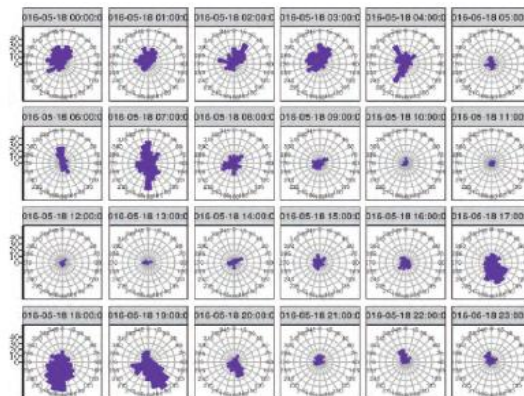


图 21 某机场 24 小时鸟类飞行方向分布情况统计

Fig. 21 Statistics of 24-hour flight direction distribution of birds at airport

图21所示为某机场探鸟雷达记录的某日全天24 h的鸟类飞行方向分布情况。从0:00—4:00, 鸟类活动较为频繁, 其飞行方向集中在西北方向, 这可能是由春季鸟类迁徙活动引起的; 7:00出现了鸟类活动的第2次高峰, 其飞行方向集中在正南和正北方向, 这可能是当地留鸟清晨的出巢觅食行为; 17:00—19:00出现了鸟类活动的第3次高峰, 飞行方向集中在正南偏东方向, 最大可能为当地留鸟傍晚的归巢行为; 其他时刻的鸟类活动明显减弱, 且飞行方向一致性不强。

利用探鸟雷达获取的机场鸟情数据, 对不同时段的鸟类飞行轨迹数量进行统计, 确定鸟类活动的高峰时段; 在机场探鸟雷达的监视范围内划分网格, 统计高峰时段内鸟类活动的网格分布情况, 确定鸟类活动的主要区域, 结合机场鸟情调研情况, 为机场留鸟活动节律分析提供数据支撑。图22给出了某机场鸟类活动热点分布情况, 共统计出10个鸟类活动的热点区域, 每个区域记录的月度轨迹数量和百分比见表3。其中, 热点区域10的面积最大, 鸟类活动最活跃, 其高峰时段出现在清晨和傍晚, 因此, 其属于鸟类栖息地的可能性最大。其余9个热点分布在飞行区内及机场周边区域, 面积较小, 高峰时段出现在白天, 属于鸟类觅食或饮水地的可能性更大。机场管理机构可以结合机场实地鸟情调研情况验证以上猜测, 对相关区域开展生态治理, 降低鸟击风险。

表3 鸟类热点月度轨迹数量统计

Table 3 Monthly track statistics of bird hot spots

热点编号	轨迹数量	百分比
1	7 628	0.73
2	30 299	2.89
3	22 484	2.15
4	16 885	1.61
5	21 987	2.1
6	15 652	1.5
7	29 856	2.85
8	33 938	3.24
9	21 650	2.07
10	846 406	80.86

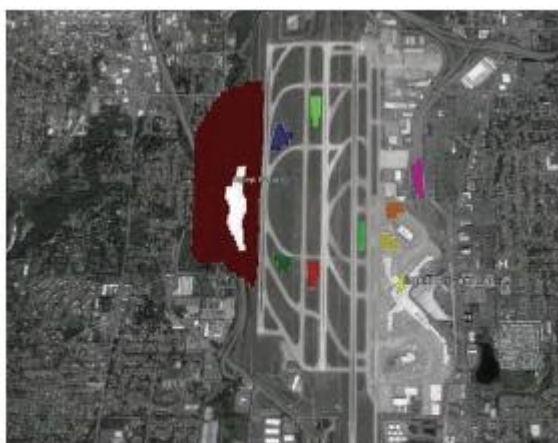


图22 某机场鸟类活动热点统计情况

Fig. 22 Statistics of bird activity hotspots at airport

6 结论与展望

雷达已经成为机场鸟击防范中监视鸟类活动的强大工具, 其与可见光、红外、人工调研等其它观测手段相结合, 极大提高了机场的鸟情观测水平。本文全面回顾了机场雷达探鸟技术的发展与应用现状, 得出以下几点结论:

1) 新一代探鸟雷达在天线、收发机、精细化信号与数据处理能力方面均有长足进步, 并初步具备了飞鸟与无人机等低小慢目标的识别与分类能力。

2) 机场探鸟雷达能够实现全天候低空鸟情监视, 其积累的鸟情大数据为机场周边的鸟情调研分析与生态环境治理奠定了数据基础。

3) 新一代探鸟雷达采用的相控阵与DBF技术, 能够以较高的数据更新率获取飞鸟目标的三维坐标信息。

4) 由于飞鸟目标的探测难度大, 当前的探鸟雷达虽然能够把握鸟情分布的总体态势, 但尚有一定局限性, 难以实现百分之百的准确率; 因此, 机场鸟击防范人员经过雷达专业培训可以利用其提供的丰富信息开展鸟情态势分析, 掌握机场的鸟类活动规律, 作为鸟防工作的辅助工具。

随着计算机和雷达技术的快速发展, 雷达探鸟的能力仍将持续提高, 其未来发展和研究的主要方向包括:

1) 全息数字阵列、MIMO等具有多波束凝视和泛探能力的新体制雷达已成为探鸟雷达的发展趋势, 其能够获取低可观测目标的时域、空域与频域多维信息, 为飞鸟目标回波信息的精细化处理创造了良好条件。

2) 飞鸟与无人机目标的运动模式复杂, 难以采用固定的参数模型进行精确描述; 深度学习算法通过构建多层卷积神经网络提取目标高维数据特征, 经验证具有较强的特征表述与分类识别能力, 为飞鸟与无人机目标的智能识别与分类提供了新手段。

3) 探鸟雷达对于大规模迁徙鸟群的探测距离已经超过20km, 在鸟类迁徙路线上的机场部署探鸟雷达并进行组网, 对迁徙鸟群进行大尺度监视, 可以作为鸟类迁徙预警的有效途径。

4) 将探鸟雷达数据与光电、人工观测、卫星追踪、鸟类环志等多源信息相结合, 采用适用于“大数据”的深度学习与数据挖掘技术, 提取出机场周边“小尺度”上和迁徙路线“大尺度”上的鸟类活动规律, 将成为鸟情数据分析的发展方向。

摘自《航空学报》NO 01. 2022

飞行中襟翼卡阻故障 对着陆性能的影响分析

段黄科

1 引言

襟翼未放出可能出现三种情况: 第一种是升力不足, 如此时再遇上风切变, 飞机可能直接撞地了; 第二种是着陆后, 由于速度大, 飞机减速困难, 结果就是滑跑距离大大增加, 甚至有冲出跑道的可能; 第三种是着陆滑跑过程中, 由于地速大, 尤其在高原机场会导致落地超轮胎限速的现象, 从而引发爆胎的可能性。

从航空公司运行控制的角度来看, 非常有必要研究襟翼卡阻后的着陆性能。本文将以A319机型为例研究襟翼卡阻条件下的着陆性能, 为正确做好应急处置和飞行决策提供理论支撑。

2 着陆襟翼构型

襟翼作为一种增加升力的装置, 在着陆期间主要作用就是让飞机接地之前减小能量(主要是

减小动能)，降低飞机进近速度，这样有利于飞行员着陆前的操纵以及着陆后的减速和刹车，减小着陆距离，从而提高飞机着陆的安全性。

位置	襟翼	缝翼	ECAM 上 地指示		
0	0	0		巡航	等待
1	18	10	1+F	起飞	进近
2	22	15	2		
3	22	20	3		
FULL	27	40	FULL	着陆	

图 1 襟翼手柄位置对应的翼面位置

A319 每侧机翼上的增升装置包括：2 个襟翼和 5 个缝翼。这些翼面为电动控制，液压操作。飞行员通过移动中央操纵台上的襟翼手柄来放缝翼和襟翼。襟翼手柄同时选择缝翼和襟翼，它有 5 个位置（图 1），缝翼/襟翼位置显示在 ECAM 上部显示器上。从图 1 可知正常着陆用的襟翼是构型 3 或 FULL 构型。

3 襟翼卡阻故障对着陆距离的影响

着陆期间襟翼作为一种增升装置，当飞机降落时，襟翼以较大的角度打开，使飞机的升力和阻力同时增大，并增加失速迎角，降低着陆速度，使飞机不易失速，缩短滑跑距离。下面我们以拉萨机场为例（表 1），分析襟翼卡阻对着陆的影响。

表 1 ZULS 机场着陆性能分析参数

机场标高	3 570 m/11 711 ft
跑道规格	4 000 m×45 m（不考虑道面坡度）
平均场面温度	ISA 温度(-8℃)+20℃=12℃
风向风速	静风
跑道刹车效应报告	好
飞机预计落地重量	63 t
反推	双发反推正常工作
人工着陆	最大人工刹车
VAPP	VREF+ΔVREF

大比例增加^[2]，有超出可用着陆距离的可能性。

对 着陆距离的修正(m)		重量 ¹⁾	温度	海拔	风	温度	坡度	跑道	跑道
速度	速度 手柄	ΔVREF 43T 以上 每 1T	63T 以上 每 1T	5kt 以上 每 1000ft	5kt 以上 每 1000ft	5kt 以上 每 1000ft	5kt 以上 每 1000ft	5kt 以上 每 1000ft	5kt 以上 每 1000ft
速度修正 0	1	50	1 780	+60	不适用	+60	+130	+50	+30
速度 <1	3	45	1 710	+60	不适用	+60	+130	+50	+30
速度 >1	3	25	1 420	+50	不适用	+50	+120	+50	+30

图 2 缝翼和襟翼系统失效的着陆距离（干跑道）^[3]

拉萨属于高高原机场，空气稀薄，飞机在相同的着陆重量下需要产生相同的升力，相比于平原机场，进近时使用的空速就要大得多。同时由于高原地区空气密度和空气阻力较小，造成着陆飞机减速慢。这两个不利因素的叠加使飞机在高原机场着陆距离显著增加。如果飞机减速设备故障（如襟翼卡阻、反推故障），所需着陆距离将图 2 为 A319 干跑道距离修正，按照襟缝翼卡阻的位置，分析以下三种情况：

- 襟翼小于 1，缝翼大于 1，着陆距离 = $1420 + 11.7 \times 50 + 50 \times 2 - 20 \times 2 = 2065\text{m}$
- 襟翼小于 1，缝翼小于 1，着陆距离 = $1710 + 11.7 \times 60 + 50 \times 2 - 30 \times 2 = 2452\text{m}$
- 襟翼和缝翼都卡阻在“0”位，着陆距离 = $1780 + 11.7 \times 60 + 50 \times 2 - 30 \times 2 = 2522\text{m}$

干跑道指飞机起降需用距离和宽度范围内的表面上没有污染物或可见的潮湿条件的跑道。由计算可得在干道面上，襟翼和缝翼都卡阻在“0”位的着陆距离为 2522m；空客确定的着陆距离是一个典型的不带裕度的着陆距离。修正后的着陆距离需要加上安全裕度 W，至于裕度是多少，公司可以根据自己情况制定，空客推荐的是 15%。 $2522 \times (1+15\%) = 2900\text{m}$ 。已知拉萨机场可用跑道长度 4000m，故在最极端的卡阻位置，飞机仍然可以选择在拉萨降落。且机场标高对着陆的增量为 702m，占总着陆距离的 24.2%。

在实际运行中不会总是干跑道，我们将面对不同的道面环境。如收到以下气象报文：

ZULS SP

SPECI ZULS 231535Z 08004MPS 9999 RA SCT013 FEW033CB OVC033 01/00 Q1024 NOSIG=

降落时出现中雨天气，空管报告刹车效应报告好。在道面湿滑的环境下运行，由于受到跑道上污染物的影响，飞机与跑道的摩擦阻力减小，在航空业中一般使用刹车效应报告，该报告通常由空中交通管制部门发布。在湿跑道或污染跑道上没有感受到刹车制动和方向控制的困难，可以认为刹车效应“好”。“好”是对湿跑道或污染跑道的刹车情况相比较而言的，不应理解为像在干净的干跑道上刹车效应那样好。

根据图3，按照襟缝翼卡阻的位置，同样计算三种卡阻的情况：

- a. 襟翼小于1，缝翼大于1，着陆距离 = $1920 + 11.7 \times 100 + 90 \times 2 - 80 \times 2 = 3110\text{m}$
- b. 襟翼小于1，缝翼小于1，着陆距离 = $2380 + 11.7 \times 130 + 110 \times 2 - 110 \times 2 = 3901\text{m}$
- c. 襟翼和缝翼都卡阻在“0”位，着陆距离 = $2490 + 11.7 \times 140 + 110 \times 2 - 120 \times 2 = 4108\text{m}$

可得，在刹车效应好的道面上，襟翼和缝翼都卡阻在“0”位时，拉萨机场着陆距离大于可用跑道长度4000m；襟翼小于1、缝翼小于1，着陆距离3901m，增加15%的裕度后 $3901 \times (1+15\%) = 4486$ ，显然也大于可用跑道长度；襟翼小于1、缝翼大于1，修正着陆距离 $3110 \times (1+15\%) = 3576$ ，小于4000m。可见襟翼、缝翼卡阻能否安全着陆，需要根据到达时的运行条件具体计算。

将会大大增加着陆距离^[3]。

S-型												
对 着陆距离的修正(m)				翼展	坡度	高度	风	温度	坡度	反推	修正	
失效	着陆时 襟翼卡阻	63T 的基 准距 离(m)	63T 以上 每 1T	每 5kt	5L 以上 每 1000ft	每 5kt 顺风	ISA 以上 每 10°C	每 1% 向下 坡度	每 1 个 反推工作	着陆时 行了 修正 距离		
度翼和缝翼在 0	1	50	2 480	+ 80	不 适用	+ 140	+ 300	+ 110	+ 100	- 120	+ 680	
度翼<1	缝翼<1	3	45	2 380	+ 80	不 适用	+ 130	+ 290	+ 110	+ 100	- 110	+ 710
	缝翼≥1	3	25	1 920	+ 60	不 适用	+ 100	+ 260	+ 90	+ 80	- 80	+ 940

图 3 缝翼和襟翼系统失效的着陆距离
(刹车效应报告好)^[3]

在影响着陆距离的各要素中，以襟翼和缝翼都卡阻在“0”位为例，基准距离为2490m，除了极少数短跑道机场，绝大多数民用机场跑道长度都满足运行条件。而对距离增量影响最大的是海拔高度，每上升1000ft距离增加140m，故拉萨海拔高度导致着陆距离增加1638m，占总着陆距离的34.7%；顺风5m会增加600m；气温ISA+20会增加220m；着陆重量修正：63t以下每1t减少10m；63t以上每1t增加80m。可见，海

拔高度是决定性因素，所以高原运行遇上襟翼放不出，一般的决策是备降去低海拔的有维修能力的机场，尽量选择顶风着陆。而在飞机重量低于最大着陆重量（62.5t）的情况下，盘旋耗油的意义不大，经计算，盘旋2小时耗油5t，这仅减小着陆距离50m。

表2 不同因素对干、湿道面着陆距离的影响

襟翼和缝翼都卡阻在“0”位						
跑道	63 t 的基 准距 离	高 度 (每 1000ft)	每 5kn 顺风	ISA 以上 每 10°C	每 1%向 下坡 度	每 1 个 反 推工 作
干	1780 m	+60	+130	+50	+30	-30
湿	2490 m	+140	+300	+110	+100	-120
湿 / 干	1.4 倍	2.3 倍	2.3 倍	2.2 倍	3.33 倍	4 倍

着陆距离湿跑道只是干跑道的1.4倍（表2）。且机场高度越高，绝对差值越大，Xt湿跑道着陆越

通过以上不同道面条件的对比分析，单个影响飞机的减速性能的条件，不足以造成飞机冲出跑道；因性能随高度的改变不是线性变化，各个影响因素对着陆距离的影响也不是简单的线性关系。比如襟翼完全未放出时；在干道面机场1000ft海拔高度对着陆距离的影响是60m，而在湿道面的影响是140m，即考虑高度因素使着陆距离增加时，湿道面是干道面的2.3倍，而基准

不利。

可见道面情况的变差遇上飞机减速设备故障(如襟翼卡阻、反推故障)易导致飞机冲出跑道。所以目前很多公司都规定禁止中雨条件下在高原机场起降。在实际运行过程中,处置人员需要考虑各种因素的叠加影响,根据可以获得的实时着陆情况具体分析和计算,避免犯经验主义错误。

4 襟翼卡阻的着陆速度研究

VAPP = VREF + ΔVREF + APPR COR										
VREF										
Weight (T)	44	47	51	55	59	63	67	71	75	
VREF = VLS CONF FULL (kt)	110	112	116	121	125	129	133	137	142	
+										
ΔVREF										
Refer to the applicable Landing Distance table										

图4 有失效的 VAPP 计算

表3 不同着陆重量下襟翼卡阻的 VAPP

VAPP = VREF + ΔVREF (单位 KT)	51 吨 VREF=116	55 吨 VREF=121	59 吨 VREF=125	63 吨 VREF=129
襟翼和缝翼都卡阻在“0”位 ΔVREF=50	166	171	175	179
襟翼小于1、缝翼小于1 ΔVREF=45	161	166	170	174
襟翼小于1、缝翼大于1 ΔVREF=25	141	146	150	154

根据空气动力学原理,高原机场由于空气密度低,标准温度ISA较低,相同气温、相同指示空速(表速)下,地速比低海拔机场显著增加。以A319机型为例,地面滑跑最大速度是195kn,一旦超过就有可能导致轮胎失效并影响方向控制,甚至发生爆胎。滑跑过程中的轮胎损伤对飞行安全有巨大的威胁,如果轮胎碎片撞击到飞机,就会损伤机体结构及系统管路。

由于襟翼卡阻,飞机低速性能变差,为了保持足够的升力,飞机需要更大的进近速度。使用图2与图4,我们计算出飞机4个着陆重量条件下,不同卡阻位置的VAPP(表3)。

以上速度为表速(IAS),可得速度与重量成正比。为得到飞机滑跑的地速(地速(GS)=真空速(TAS)+风修正),我们需要首先计算在拉萨机场的真空速(TAS),在实际大气环境下,高度和温度对TAS影响最大。

①高度对TAS的影响为:大约高度每上升1000m,TAS比IAS增加5%,如拉萨机场标高为3600m,TAS则比IAS增加 $3.6 \times 5\% = 18\%$;

②温度对TAS的影响为:IAS温度每高 10°C ,TAS比IAS增加3kn,如拉萨机场标高11700ft,机场ISA = $15 - 2 \times 11.7 = -8$,在外界温度 12°C 的条件下为ISA + 20,TAS比IAS增加 $3 \times 2 = 6\text{kn}$ 。

如不考虑风速,表4计算出了着陆重量51t和59t时的地速,已知A319机型最大轮速是195kn:当襟翼和缝翼都卡阻在“0”位,当在外界气温 -8°C 时地速为196kn,已超出了轮速限制;而当襟翼小于1、缝翼小于1时,要到 12°C 才超轮速;襟翼小于1、缝翼大于1的情况则不会出现超速情况。

从表3和表4可知:拉萨机场同时满足高原与高温这两个条件,比低标高机场裕度更小。夏季如出现VAPP需要增加的情况(如襟翼卡阻),这就非常容易超出限制速度。我们可以通过空中耗油,降低着陆重量的办法来降低超轮速风险,由表4可得减小8t空重,大约会降低10kn的地速。当然通过风的修正,选择顶风着陆是首选。

表4 拉萨机场襟翼卡阻着陆真空速(TAS)

拉萨机场着陆 TAS 单位 kn (51 V/59 t)	ISA(-8)+0=-8℃	ISA(-8)+10=2℃	ISA(-8)+20=12℃	ISA(-8)+30=22℃
襟翼和缝翼卡阻在“0”位 $\Delta V_{REF}=50$	196/ 207	199/ 210	202/ 213	205/ 216
襟翼小于1、缝翼小于1 $\Delta V_{REF}=45$	190 /200	193/ 203	196/ 206	199/ 209
襟翼小于1、缝翼大于1 $\Delta V_{REF}=25$	166/ 177	169/ 180	172/ 183	175/ 186

5 襟翼卡阻着陆的飞行操作

飞行员每年要进行两次或以上的复训考核及检查。正常来讲，襟缝翼失效属于常规练习科目，对飞行员来说难度不算大。近几年来航空公司在拉萨机场运行时，技术支持部门给出的技术性参考是：一般遇到襟翼卡阻

后机组首先考虑的是着陆距离是否满足性能要求，而轮胎速度不是第一考虑因素；紧急情况下着陆爆胎可能性不大。在着陆过程中机组应：

①主动调整好与前机的距离，在进行着陆时，优先选择最大自动或最大人工刹车，使用顶风落地。

②如果襟翼卡阻在 >0 位，推荐的改航速度最大速度-10kn，拉平动作要柔和，避免拉高、拉飘，着陆姿态不宜过大，也不宜轻柔着陆，有一定过载和扎实的着陆更有利于尽快地减速和方向保持。

③若跑道足够，建议按精密仪表进近程序，避免大坡度大俯仰修正动作。

④飞机接地后，应及时使用反推，使反推达到最大反推位，柔和放下前轮，及时使用刹车减速。

⑤尽量消耗燃油以减小接地速度；空中关注襟翼和缝翼在不同位置的最大速度限制，因长时间的飞行可能会导致襟翼滑轨等部件的故障或折断。

如果因担心轮胎超速等问题而去备降场着陆，应充分考虑襟翼卡位带来的额外油耗、航路越障以及是否存在空中积冰情况。由于高原航线最低安全高度高，如拉萨起飞后出现襟翼收不回的情况，飞机就只能返航降落，这是因为出现襟缝翼失效后，飞机最大飞行高度限制在20000ft，而在该高度飞行不足以使飞机越过航路障碍物。

燃油损耗系数/不工作系统表			
系统	不工作系统	条件	燃油损耗系数
飞行操纵	左(右)副翼 或 左+右副翼	如果一个或两个副翼指示部分伸出	8 %
	襟翼	如果襟翼伸出	80 %
	缝翼	如果缝翼伸出	60 %
	缝翼+襟翼	如果缝翼和襟翼伸出	100 %

图5 A319 燃油损耗系数

系数表)中的燃油损耗系数(见图5)，得出在当前形态下到达目的地所需的燃油消耗。可得襟翼和缝翼都卡阻在伸出位燃油损耗系数为100%；及航程燃油损耗 = $(FOB - \text{目的地的EFOD}) \times 100\%$ ，可见耗油成倍增加，可能满足不了去备降场的油量消耗。

襟翼卡阻还会影响到飞机的燃油消耗。在缝翼或襟翼放出时飞行，燃油消耗增加。参考燃油流量指示。先确定在相同高度上无空速限制的光洁形态下的燃油消耗(例如，根据备降飞行计划表，参见PER-FPL-FLP-ALN-20 ALTERNATE PLANNING ISA)，然后将此结果乘以QRH(参见QRH/FPE-B燃油损耗

6 襟翼卡阻的运行控制措施

在高原运行，航空公司签派部门需要制定详细的运行控制预案，以应对突发情况。

①向机组了解襟翼、缝翼卡阻的具体情况（卡阻位置）。

②对襟翼、缝翼卡阻的着陆距离进行分析。

③对襟翼、缝翼卡阻的着陆速度进行分析。

④分析气象报文，重点关注道面湿滑情况，风向、温度和风速变化情况。持续重点监控，尤其关注跑道是否有风切变和颠簸等气象状况。

⑤对于高原机场运行航班，关注航路最低安全高度，考虑故障情况对航路的飘降性能和客舱释压供氧能力的限制。在燃油满足规范的情况下优先选择跑道较长的非高原机场返航或备降。

⑥在高原机场起飞后如果出现襟、缝翼卡阻故障，需要返航，建议最好的方法是先耗油，减小着陆重量，以此降低超轮速的风险。

⑦关注其余系统的工作情况，防止多系统故障造成的叠加影响。

⑧监控航班油量，关注襟翼卡阻在放出位置情况下，飞机油耗的增加。

⑨关注备降场的搜寻、援救和应急处置能力。

7 结 语

通过对在拉萨机场着陆过程中襟翼卡阻的研究，本文给出了：

①有系统失效着陆距离和着陆速度的计算方法。

②降低襟翼卡阻着陆距离和着陆速度的方法和风险控制措施。

③不同跑道环境对高原机场着陆距离的影响程度，机场海拔高度越高，受影响的程度越大。

④襟翼卡阻遇上不利气象条件（顺风、高温、降水），将会导致飞机实际着陆距离超出跑道的可用着陆距离，造成飞机冲出跑道。

⑤运行中应避免襟翼卡阻故障与任何影响减速能力的系统失效（扰流板、刹车、反推）在着陆时同时发生，着陆前必须仔细评估各叠加的不利条件对可用跑道长度的影响。

⑥高原运行中襟翼卡阻的机组的操作技能及运行控制措施。

摘自《中国民航飞行学院学报》NO 04. 2022

最小离地速度试飞数据分析方法研究

张大伟

0 引言

顾名思义，最小离地速度（velocity minimum un-stick，简称VMU）就是飞机可以安全离

地起飞的最小速度。飞机以 V_{MU} 速度起飞时俯仰姿态很大，迎角非常接近带地效的失速迎角，可能会出现轻微的失速抖振或者触发人工失速告警（比如失速音响告警或者抖杆等），此时飞机阻力很大，性能和操纵性都非常临界。最小离地速度试飞就是要演示飞机在这种极端情况下的起飞能力，是CCAR25部规定必须完成的试飞科目，该科目风险高，机组操纵难度大，对飞行试验团队提出了很高的挑战，ERJ135、G650等飞机在最小离地试飞时均发生过事故。

因此，最小离地速度试飞得到了试飞工作者的普遍重视和关注。试飞工作者们针对其试飞方法、风险控制措施、数据分析方法以及数据扩展方法等开展了深入的研究。R. Lingerland从带地效的升力系数、起落架模型入手对设计阶段的最小离地速度估算方法进行了优化。张妙婵等从航迹坐标系下的动力学方程入手，推导出了最小离地速度试飞的数据处理方法。屈飞舟等对试飞中可能会出现飞机尾部擦地、低空失速等风险进行了分析，剖析了尾部擦地造成飞机尾部损伤的原因及其缓解措施。屈展文等人分析了最小离地速度在起飞速度制定中的作用，提出了基于起飞速度制定原则的最小离地速度合格审定试飞优化方法。

本文采用两种方法对最小离地速度试飞的数据分析方法进行了推导。其中，基于地球坐标系受力分析推导的方法相比AC25-7D推荐的方法（也就是安博威公司使用的方法）数据分析更简单，计算量更小。

1 适航条款要求

1952-1953年，彗星飞机（Comet）半年内连续发生了两起空难。在这两起空难中，飞机在离地前后均进入了不加速也不离地的高阻力状态，飞机在跑道尽头也未能完成起飞最终发生灾难。最小离地速度试飞相关要求和条款就是在上述事故之后发展起来。

CCAR25部R4版要求（美国联邦航空局的相关条款类似），申请人必须在申请审定的整个推重比范围内确定相应的最小离地速度 V_{MU} ，并且要求飞机全发工作、以切实可行的最大抬头率抬前轮，得到的离地速度 $V_{LOF, MPPR}$ 不得小于全发工作 V_{MU} 的1.1倍；飞机模拟临界发动机失效情况下起飞、以切实可行的最大抬头率抬前轮，得到的离地速度 $V_{LOF, MPPR}$ 不得小于单发失效时 V_{MU} 的1.05倍。

美国联邦航空局的AC25-7D文件对适航条款的要求进行细化，并对几何结构受限飞机【注1】进行了专门的补充说明。对于几何结构受限的飞机，咨询通告允许将上文提及的 $V_{LOF, MPPR}$ 与 V_{MU} 之间的裕度要求适当放宽，双发时允许放宽到1.08倍，单发失效时允许放宽到1.04倍。这是考虑到对于几何结构受限飞机，如果起飞姿态过大，飞机首先会发生擦机尾，然后才可能进入不加速也不离地的高阻力状态，擦机尾的首先发生降低了飞机进入不可离地状态的可能性。

注1：几何结构受限飞机是指可以在机尾持续擦地状态下安全起飞的飞机，现代的大型民用客机例如空客公司的A380、A350，波音公司的787、777飞机，我国自主研制的ARJ21、C919飞机均属于几何结构受限飞机。

2 AC25-7D的推荐方法

在飞机航迹坐标系开展受力，易得到下述近似的无量纲关系式：

$$(T - D) / W = \frac{1}{V} \cdot \frac{dH}{dt} + \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (1)$$

式中:

T 为发动机推力; D为飞机阻力; W为飞机重量; V为飞机速度; dH/dt为飞机爬升率, 也叫垂直速度; g为重力加速度; Dv/dt为飞机水平加速度。

T-D通常被称为剩余推力, (T-D) / W是一个无量纲数, 就是通常所说的推重比, $1/V \cdot dH/dt$ 是爬升梯度项, $1/g \cdot Dv/dt$ 代表了飞机的爬升能力, 是飞机加速度与重力加速度的比值, 代表了飞机加速能力, 式(1)通常被用作爬升性能试飞时的加速度修正。根据式(1)可知, 推重比就意味着飞机的爬升和加速能力, 正好描述了飞机在起飞离地瞬间继续加速起飞能力, 因此经常被用作起飞相关科目的数据分析。AC25-7D、巴西的安博威公司最小离地速度试飞数据分析方法主要就是基于以上分析。

安博威公司将 (T-D) / W作为横坐标, 将最小离地速度与失速速度的比值作为纵坐标, 画出相应的图表, 拟合出相应的曲线, 最终用于计算各种情况下飞机的最小离地速度 V_{MU} , 如图1所示。

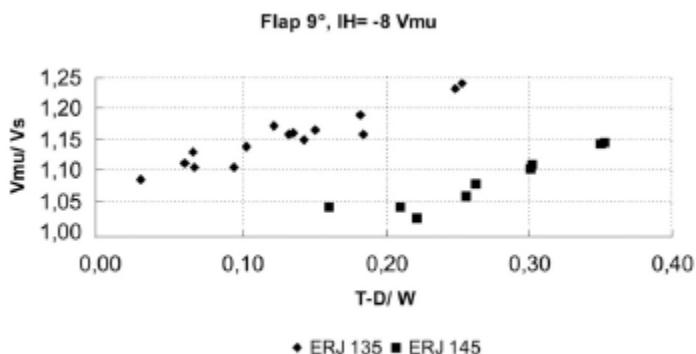


图1 ERJ135/145VMU 试飞结果^[2]

该数据分析方法的难点在于准确计算阻力D, 特别是单发情况下的阻力。为了提高 V_{MU} 试飞的安全性, 适航条款允许申请人使用双发对称减推力的方法来开展模拟的单发 V_{MU} 试飞, 这也是所有型号试飞统一采用的方法。AC25-7D明确要求, 使用双发对称减推力的方法来开展模拟的单发 V_{MU} 试飞时除了要保证双发推力之和要等于模拟的单发推力外, 还要

对单发时的操纵和配平阻力(主要是方向舵、副翼、扰流板使用带来的额外阻力)进行修正。张妙婵等人推导的方法同样需要在计算推重比时对单发操纵和配平阻力进行修正。

3 基于受力分析推导的方法

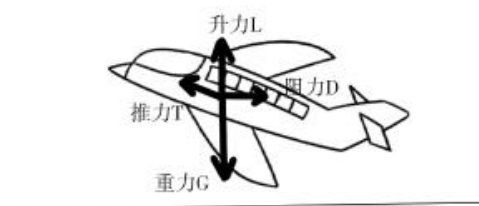


图2 飞机离地时刻受力分析示意图

飞机离地时刻, 气流相对于飞机的方向平行于跑道道面, 飞机的受力如图2所示。

飞机的离地速度就是飞机重量完全被升力和推力分量所平衡的速度。因此, 在垂直方向(重力方向)存在下列关系式:

$$W = \frac{1}{2} \rho_0 V_{MU}^2 S C_{LVMU} + T \sin(\theta + \eta_T) \quad (2)$$

式中:

W为飞机重量; ρ_0 为标准海平面大气密度; S为机翼参考面积; C_{LVMU} 为飞机以 V_{MU} 离地时的

升力系数； T 为发动机推力； θ 为俯仰角； η_T 为发动机安装角。

其中， $\frac{1}{2}\rho_0 V_{MU}^2 SC_{LVMU}$ 为升力项， $T_{\sin(\theta + \eta_T)}$ 为推力分量项。将推力分量移动到等式右边，并且提出 W ，可得：

$$W \left[1 - \frac{T}{W} \sin(\theta + \eta_T) \right] = \frac{1}{2} \rho_0 V_{MU}^2 SC_{LVMU} \quad (3)$$

根据基准失速速度定义，存在下式：

$$W = \frac{1}{2} \rho_0 V_{SR}^2 SC_{Lmax} \quad (4)$$

式中：

V_{SR} 为基准失速速度； C_{Lmax} 为最大升力系数。将式（3）中最左边项里的 W 用式（4）代替，可得：

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \rho_0 V_{SR}^2 SC_{Lmax} \left[1 - \frac{T}{W} \sin(\theta + \eta_T) \right] \\ &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{MU}^2 SC_{LVMU} \end{aligned} \quad (5)$$

式中， T/W 为推重比。

式（5）两边同除以 $\frac{1}{2} \rho_0 V_{SR}^2 SC_{Lmax}$ 可得：

$$1 - \frac{T}{W} \sin(\theta + \eta_T) = \left(\frac{V_{MU}}{V_{SR}} \right)^2 \left(\frac{C_{LVMU}}{C_{LMAX}} \right) \quad (6)$$

假定：

（1）对于几何结构受限飞机，任意推重比下飞机离地时的俯仰角是相同的。由于离地时刻飞机的垂直方向速度很小，因此，对于任意推重比，可以假定飞机以 V_{MU} 离地时的迎角也是相同的，从而，飞机离地时的升力系数 C_{LVMU} 可以看做是常数。

（2）对于操纵权限受限飞机，如果飞机离地时的俯仰角存在一定差异，可考虑采用保守的方法将不同推重比的离地速度修正到最小离地俯仰角（即所有推重比离地俯仰角的最小值）。这样计算得到的 V_{MU} 更大，更保守，可以确保飞机满足条款要求的安全裕度。

从而，式（6）的 $\left(\frac{C_{LVMU}}{C_{LMAX}} \right)$ 为常数项。又由于飞机离地时的俯仰角和发动机安装角本身为常数，因此 $\sin(\theta + \eta_T)$ 也为常数。

易知， $\frac{T}{W}$ 和 $\left(\frac{V_{MU}}{V_{SR}} \right)^2$ 之间为线性关系。由于上述推导只涉及 Z_w 轴（升力轴），不涉及 X_w 轴（阻力轴）。因此，对于双发模拟单发和真实单发 VMU ，上述公式都是适用的，而且是完全一样的，不需要进行不对称阻力修正。

因此，与图1类似， $\frac{T}{W}$ 将作为横坐标，将最小离地速度与失速速度比值 $\left(\frac{V_{MU}}{V_{SR}} \right)^2$ 的平方作为纵

坐标,画出相应的图表,拟合出相应的曲线,就可以计算各种情况下飞机的最小离地速度 V_{MU} 。

由于 $\frac{T}{W}$ 和 $\left(\frac{V_{MU}}{V_{SR}}\right)^2$ 理论上为线性关系,因此只需要进行最简单的线性拟合。

4 结 论

第3部分基于地球坐标系受力分析推导得到的VMU试飞数据分析方法更简单,理论更严谨,可为C919、CRJ929等我国民机项目最小离地速度试飞数据分析方法提供参考。

摘自《民用飞机设计与研究》NO 02. 2020

粗暴操纵飞机的危害和预防

刘伟

每一名飞行员在第一次飞行时,教员都会告诫他操纵飞机要柔和一致,不能粗暴操纵。可什么是粗暴操纵,粗暴操纵的危害是什么,怎样做才能预防粗暴操纵,并非每名飞行员都清楚,下面就针对这些问题逐条解答。

一、什么是粗暴操纵

粗暴操纵,给人的直观感觉就是操纵动作快,其实这是不准确的。粗暴不是一个速度的概念,而是一个加速度的概念,只有在操纵飞机时加速度大才是粗暴操纵。我曾经遇到过这样一名学员,在起飞加油门时,为了防止粗暴操纵,用了5秒才把油门加满,从时间上看完全符合柔和油门的要求,可实际上并不柔和,因为他在这5秒内,加了6次油门才把油门加满。在油门的过程中,共经历了6次加速和6次减速,这中间加速度是比较大的,可以说他是连续做了6次粗暴加油门的动作。再比如我们用60°坡度盘旋,飞机转动很快,但只要我们是柔和一致逐渐形成的坡度,也不是粗暴操纵。弄明白什么是粗暴操纵,我们才能在飞行中避免。

二、粗暴操纵的危害

1. 粗暴操纵对发动机有不利影响

粗暴操纵油门,会对发动机工作产生不利影响,甚至使发动机出现故障。对于目前轻型飞机常用的活塞式发动机,粗暴收油门,会导致发动机余气系数瞬间发生明显变化,出现短期贫油或富油,使发动机工作不稳定,甚至出现过贫油或过富油的情况使发动机停车。如中国民航飞行学院新引进的SR-20G6机型,粗暴油门出现了发动机停车的情况。同时,粗暴油门使转速迅速变化,会使发动机部件受力过大,长期频繁出现会造成发动机部件出现故障,中国民航飞行学

院曾经的主力机型TB-20/200和PA-44的发动机都出现过配重块脱落打坏发动机的故障。对于涡轮增压发动机,粗猛收油门会使发动机喘振的可能性增加,转速快速变化也会使发动机出现机械故障。院曾经的主力机型TB-20/200和PA-44的发动机都出现过配重块脱落打坏发动机的故障。对于涡轮增压发动机,粗猛收油门会使发动机喘振的可能性增加,转速快速变化也会使发动机出现机械故障的风险加大,同时由于涡轮增压发动机加速性较差的特点,过快的油门没有任何意义。随着科技的发展,现代民用客机使用的涡扇发动机大多采用了FADEC(全权限数字式发动机控制),轻型飞机使用的活塞式发动机使用FADEC的也开始出现,FADEC从技术上改善了发动机安全保护,减少了超温、超转、过应力等情况发生,使发动机的可靠性提高,很好地缓解了粗猛操纵油门对发动机的不利影响,但还是建议飞行员能养成柔和一致收油门的良好习惯。

2. 粗猛操纵对飞机结构有不利影响

粗猛操纵飞机增加了操纵杆和舵面之间连杆、钢索的受力,使连杆、钢索断裂的可能性增加,进而导致飞机失去操纵性的严重后果。粗猛操纵使操纵舵面受力很大,极端情况下会出现舵面受损,2001年11月12日美国航空587号航班A300-600就是因为副驾驶粗猛操纵令垂直尾翼受力过大,最后整个脱落,导致飞机失控坠毁,全机260人罹难。粗猛操纵还会使飞机产生较大的载荷,轻则会使机体结构疲劳,重则会使飞机过载超过设计强度,导致飞机解体,后果不堪设想。

3. 粗猛操纵对控制飞机和乘坐舒适性不利影响

粗猛操纵飞机的飞行员操纵力量大,增加了飞行员的负担,影响飞行员精力、体力,同时还会使飞机姿态发生较为剧烈的变化,不利于飞机控制飞机。粗猛操纵还会使乘员承受频繁的较大过载,加快了疲劳的产生,尤其对于以快捷舒适为追求的民用运输航空,粗猛操纵会对旅客的舒适性产生不好的影响,甚至影响旅客对航空公司的选择。

4. 粗猛操纵在起飞着陆阶段会产生严重后果

进近着陆阶段(8分钟)和起飞阶段(3分钟)是飞机最容易发生重大事故的阶段,这些阶段发生的事故占到飞行事故总数的80%。尤其是起飞和降落阶段,飞机高度低、速度小,粗猛操纵使飞机姿态变化突然,留给飞行员进行处置的时间紧、裕度小,很容易发生事故,如冲偏出跑道、擦机尾、重着陆、海豚跳等往往与粗猛操纵有关。

三、粗猛操纵的预防

1. 养成良好的操纵习惯

预防粗猛操纵最好的方法,就是从初始飞行训练阶段,就养成良好的操纵习惯。在带飞学生的过程中,发现部分学生有晃盘的习惯,似乎觉得飞行员必须动一动才能有驾驶飞机的感觉,这种无谓的操纵动作是在初始飞行训练阶段,教员要求不到位,学员没有意识到造成的。同时在飞行中学员经常出现的修正量过大导致修正过度,也是不良操纵习惯的具体表现。习惯一旦养成就难以改变,所以要从源头抓起,从初始飞行阶段飞行教员就要给学员讲清楚什么是粗猛操纵动作、粗猛操纵的危害在哪里,在示范过程中教给学员良好的操纵动作,并对出现的粗猛操纵动作及时纠正,使他们养成良好的操纵习惯。

2. 加强注意力分配训练

粗猛操纵往往是和注意力分配不当紧密相连的。当飞行员注意力分配不当时,不能很好地注

意到飞机姿态发生的变化,也就不知道自己的操纵是不是粗猛。特别是当飞行员注意力固着在某一个飞行参数仪表上进行修正时,飞机姿态几乎处于失控状态,很容易出现粗猛操纵的情况。所以飞行员首先要解决的就是注意力分配问题,保证操纵飞机时眼睛始终注意监控飞机姿态变化,这样就会避免粗猛操纵的发生。

3. 通过飞行品质监控手段改善飞行员的操纵

粗猛操纵飞机,是哪个飞行员都不愿意做的,但是却不断地发生,根本原因在于这些飞行员进行了粗猛操纵而不自知。中国民航局飞行标准司2012年2月15日颁布了《飞行品质监控(FOQA)实施与管理》咨询通告,对按照121/135部运行的航空公司提出了飞行品质监控要求。中国民航飞行学院根据自己运行飞机的特点,对部分安装G1000航电系统的机型,通过读取SD卡记录的飞行数据进行监控。学院航安办每月都会发布《机载SD卡数据分析月报》,在报告中粗猛油门超限事件居高不下。相对其他超限事件,粗猛油门是最容易解决的,之所以持续居于高位,是因为报告中只给出了5个最严重的事件详情。剩余数百起没有具体到机号和时间,也就无法对应到是哪个飞行员出现了粗猛油门的情况,不知道自己油门粗猛自然也就不会有意识地改进操纵动作。目前针对这种情况,我们正在进行研究,采取自动匹配的方式,把涉及每名飞行员的各项超限事件都筛选出来,得到一份个人飞行品质的报告,使飞行员知道自己在哪个环节出现了哪一项不规范的操纵,进而有的放矢地加以改进。相信这样一来粗猛油门的顽疾将很快得到清除。

飞行员通过从理论上搞清楚什么是粗猛操纵及粗猛操纵的危害,通过学习掌握柔和一致操纵飞机的方法,再通过飞行品质监控手段清楚自己操纵飞机时的不当动作,一定会不断改进自己的飞行操纵手法,做到飞得正、飞行高、飞行远,把旅客快捷舒适地送达目的地,保证飞行安全。

摘自《中国民用航空》NO 07. 2021

日本民航管制空域调整情况

分析及启示

黄梵根

空域是我国重要的战略资源。为保证我国国防、政治和经济安全,保障空中交通安全有序,加快飞行流速,满足各类空域用户的使用需求,符合国际通用规范,以及便于民航空中交通管理系统组织实施各类飞行活动,空域需要适时进行调整。日本近期完成了空域阶段性调整工作,对提升空中交通管理能力起到了极大的推动作用。我国正面临深化供给侧结构性改革、推动民航高质量发展的关键时期,面对即将到来的发展瓶颈,亟待对管制空域进行优化调整,同时,在国家综合立体交通网规划和智慧民航建设的大背景下,如何构建适合基于航迹运行(TBO)的空域成为业内探索的新领域。本文总结梳理日本民航的运行特征和发展困境,对其空域调整进行分析,通过对比我国民航发展特征提出空域调整建议。

日本民航基本情况及瓶颈分析

（一）日本民航基本情况



图1：日本飞行情报区及区域管制空域示意图

其中，空中交通服务空域包括4个区域管制区，1个洋区管制空域（如图1所示），16个终端管制区，94个进近/塔台管制区，以及若干民用训练试飞空域和空中交通情报服务空域等；限制性空域包括：军航管制区、训练/试飞空域以及驻日美军限制区。

日本领土面积不足我国的4%，略小于我国四川省；其飞行情报区总面积与我国比值为0.78：1，大致相当；机场密度（空域面积未包括水域）远超我国，比值高达1：0.077；区域保障规模是我国成都区域的2倍，航班正常率和机场放行正常率常年保持在93%以上，高于我国的81.65%和84.96%。由此看出，日本国土狭小，机场密度高、航班密度大、陆地空域拥挤，但空中交通管理十分高效。

（二）发展瓶颈分析

追溯日本空域发展历程，一样面临诸多问题和挑战。早在十年前，日本基于本国大城市的扩张，新、扩建机场的建设，周边国家经济的增长，以及日本大力推行“旅游立国”政策等背景，对航空运输业务量作了中长期预测：2030年前后，日本区域航班量会达到460万架次，约是2010年的1.5倍；而日本空管保障能力也将在2025年达到天花板，届时，平均每天会有大约270架次航班受到地面流控（较2012年日均60架次提升4倍），平均延误时间在25分钟以上（2012年为8分钟）。这意味着，自2025年起，航班延误和取消将成为日本民航运行的常态。反观日本民航当年发展瓶颈的成因，很大程度是空域运行格局制约了空管保障能力的提升，以至于无法适应航空运输业的高速增长。

1. 无法满足未来发展需求

日本飞行情报区航班量增速较快，特别是飞越和国际航班一直高于本土航班的增长。日本与周围9个飞行情报区相毗连，是往来北美、欧亚、澳洲以及太平洋诸国的空中航行必经之地，得天独厚的地缘优势使其成为名副其实的“东北亚十字路口”，飞越航班约占该飞行情报区航班量

机场、机队空管规模方面，日本现对外公布的公共机场127个（含军民合用机场）；拥有各类在册民用航空器2866架，其中双发（含）以上飞机1670架；拥有空管从业人员4173人，其中管制2043人，情报576人。在空管保障规模方面，新冠疫情前，日本空管年保障旅客运输量为1.21亿人次（国际旅客2340万人次）；年保障各类飞行695万架次（区域365万架次，进近/塔台330万架次）。在空域划设方面，日本福冈飞行情报区面积约845万平方公里，其中，空中交通服务空域包括4个区域管制区，1个洋区管制空域（如图1所示），16个终端管制区，94个进近/塔台管制区，以及若干民用训练试飞空域和空中交通情报服务空域等；限制性空域包括：军航管制区、训练/试飞空域以及驻日美军限制区。

的41%。同时，日本是岛国也是旅游大国，航空运输是其与外界交流最主要的方式之一。2012至2019年期间，国际航班量占比达到35%，访日国际旅客数量连续8年高速增长，2019年更是达到3188万人次。此外，日本国民出行需求相当旺盛，人均出行次数是1.36次/年，本土航班量占比达到24%。根据预测分析，到2030年，日本飞越航班占比将提升至45%，国际航班维持在36%，基本不变，本土航班比重将下降到19%左右。

日本航空运输活动在呈现“需求大、增速快”这一特征的同时，其航班构成也在悄然转变：以“航程长、平飞多”为特点的飞越航班和国际航班正逐渐取代本土航班，成为日本空管运行保障的主要特征。

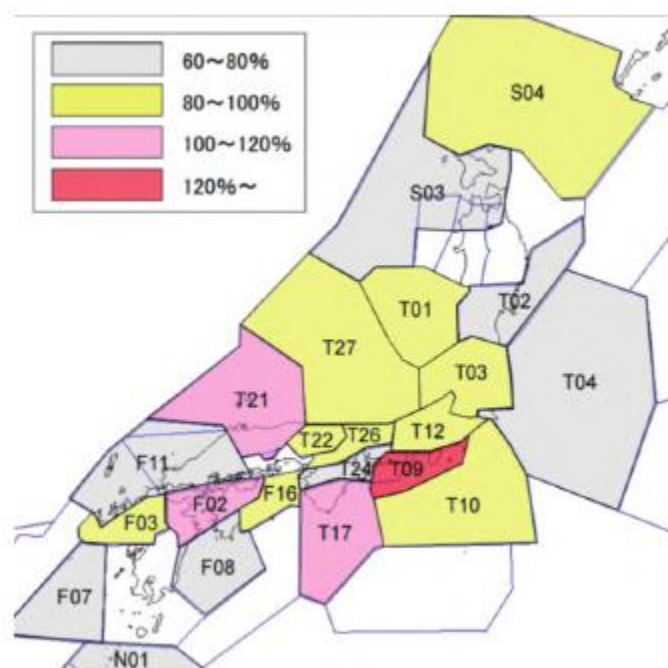


图2：日本扇区超容情况预测示意图

2.无法支撑安全高效运行

当时，日本的空域格局是制约空管保障能力提升的主要因素之一。首先，民航可用空域资源匮乏。日本军用空域环岛而设，使得本来狭小的空中交通服务空域更加局促，管制调配空间捉襟见肘，驻日美军在航线交汇的中部地区（横田、岩国等地）划设了限制区，隔断了往来飞越航班的直飞路径，限制了东京机场群（羽田/成田）的运行，受天气和军事活动影响容易造成扇区拥堵和超容，对空域容量和管制运行影响极大。其次，日本当时的空域配置和使用机制较为固化，管制区并排划设，航班会依次穿越，总体加重了管制单位间的协调负荷，降低空管处理航班的能力；而航路又以固定航路航线为主，由于无法分流，管制在大流量时只能靠空中盘旋或临时流控来确保安全，导致空域容量和运行效率难以提升（见图2）。

3.技术保障设施受限

日本过去所使用的空管传统设施难以满足管制运行需求。一方面，日本土地资源稀缺，山地占其陆地总面积的70%，又以火山居多，使得传统设施布局不仅要考虑山地对信号的影响，还要考虑设备的安全性，导致设备布局受限。同时，日本飞行情报区95%是洋区空域，传统装备信号无法覆盖，只能依托卫星设施提供服务，但运行要求较高限制了洋区空域容量的提升。例如，运行范围须在FL290以上，且航空器之间须保持最小2000英尺（约600米）的垂直间隔（RVSM空域仅为1000英尺）等，而卫星信号易受干扰也给跨洋飞行安全带来隐患。另一方面，管制与飞行之间依靠无线电语音通信，且关系为“一对多”，在繁忙扇区容易波道拥挤出现信息传递失真、“错忘漏”，进而发生偏离指令等危害安全的情况。

为确保空域容量能适应航班量的高速增长，保证管制扇区流量和容量的均衡，有效降低管制单位间的协调负荷，破解航路阻滞和航班延误的发展困境，日本迫切需要调整空域结构，以满足

航空运输业的健康发展。

日本空域调整计划介绍

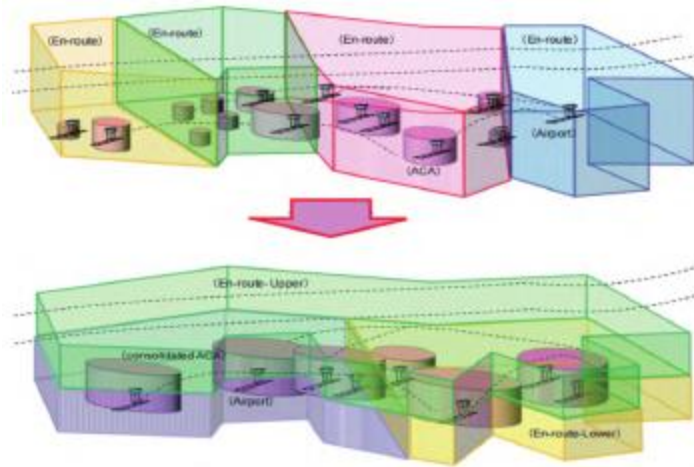


图3：日本区域管制区调整思路

为了更好地发挥航空运输业对经济的支撑作用，日本希望从过去空域范围固定、配置机制僵化、流量措施临时等低效能和战术级的运行模式向TBO运行模式转变。通过在“提高可预测性”“共享协同决策信息”“实施基于性能的运行”“卫星导航覆盖飞行全阶段”“提高空地态势感知”“大限度发挥人机能力”以及“繁忙空域/机场实施高密度运行”等方面的革新，实现灵活高效的空中交通管理。鉴于空域格局是管制运行的基础，直接影响航空运输业的发展，日

本于2014年启动空域调整计划。

（一）空域调整方案

日本空域调整的思路是：将空域总体分为上下两层，上层整合为1个高高度空域，主要负责为巡航阶段的航班提供管制服务；下层为低高度空域，将原来4个管制区合并为2个，主要负责为在日本境内机场起降的航班提供管制服务（见图3）。

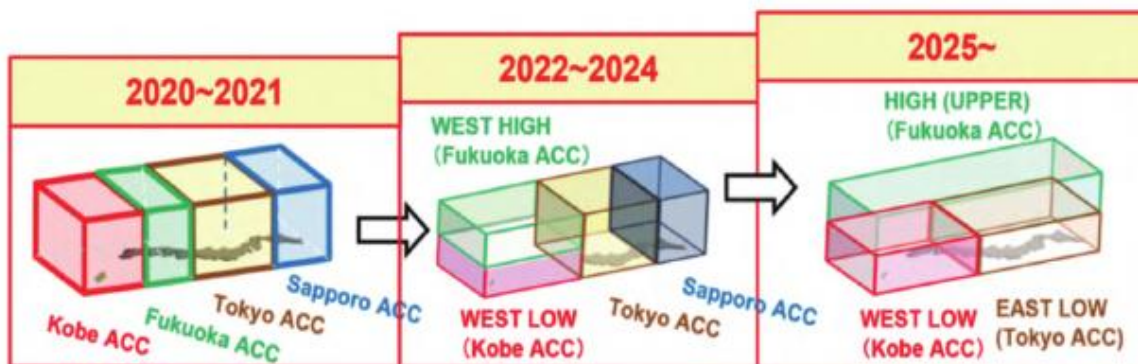


图4：日本区域管制区调整方案

方案分为两个阶段（见图4）：

第一阶段为2014年-2022年，完成对西部空域的调整（已完成），包括：划设神户区域管制区，撤销那霸区域管制区，将原那霸空域划入神户管制区；再以FL335高度层（约10200米）为界，将整个西部空域拆分为上下两层，上层高高度空域为福冈区域管制区，由福冈区域管制中心统一管理；下层低高度空域为神户区域管制区，由神户区域管制中心管理；东部空域保持不变。

第二阶段为2022年至2025年，完成对东部空域的调整。包括：撤销札幌区域管制区，将原

札幌所辖空域并入东京区域管制区；再以FL335高度层为界，将东京区域管制区拆分为上下两层，上层空域划入福冈区域管制区；下层空域为东京区域管制区。

届时，福冈区域管制中心将管辖日本全境FL335以上空域；东京区域管制中心和神户区域管制中心将分别管辖日本东、西部低高度区域管制空域。

（二）空域调整配套设施建设

日本空域调整计划并不止于对空域范围的改变，为进一步提升空域容量和运行效率，适应TBO的运行，还配套建设了基础设施作支撑。2005年，日本将空中交通流量管理中心（ATFMC）升级为集空域管理（ASM）、流量管理（ATFM）和洋区空中交通服务（ATS）三大功能为一体，且高度协同的核心机构——空中交通管理中心（ATMC）。

在空域管理方面，ATMC组织空域用户、管制单位以及军航，统筹实施较为先进的三级空域管理（战略级、预战术级和战术级），包括参与亚太地区及本国空域政策的制定；组织对各类空域进行评估和配置；组织设计、发布和调整灵活飞行路径等，如直飞航路（DCT）、用户首选航路（UPR）和条件航路等（见图5）。

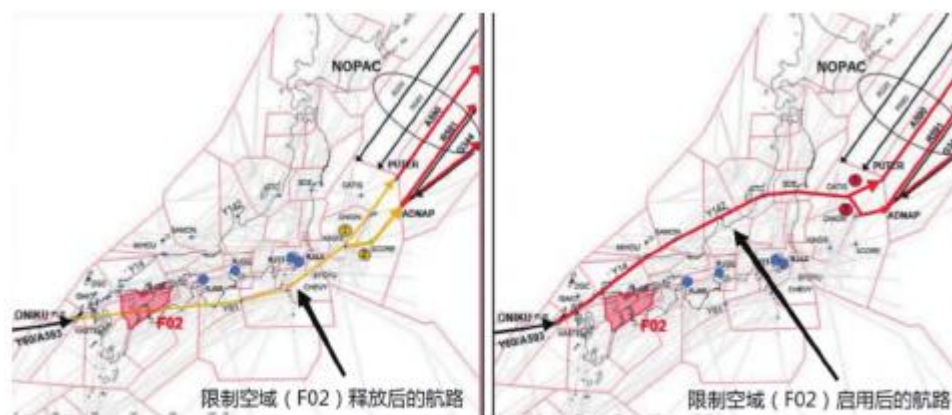


图5：空域灵活使用示意图

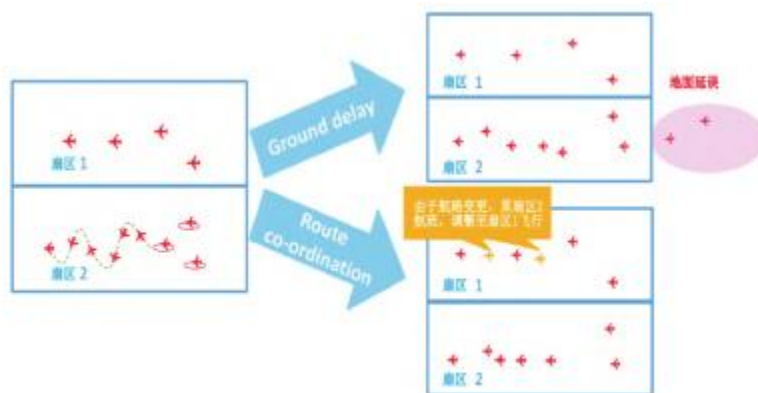


图6：流量与容量平衡措施示意图

在流量管理方面，ATMC与管制、机场、境内外航空公司以及其他运行参与方，通过流量管理系统和空中交通管理平台（ATM Workstation）共享实时运行数据，统筹管理周围飞行情报区的跨境航班和国内航班，提升了对TBO运行中“时间维度”的掌控。此外，流量管理系统还具备强大的航班流量、扇区容量的预测

分析功能，有利于管制单位在飞行全阶段实施包括更改航路、地面等待在内的流量策略，不但使空域资源利用率得到了极大的提升，更有效降低了管制负荷，还满足了空域用户对航路的偏好需求（见图6）。

（三）空管技术布局

日本为空域实施TBO运行作了一系列的技术布局，重点利用日本自主研发的卫星系统与机载设备和其他新技术结合，提升飞行全阶段的运行服务能力，使空域运行向“性能化”方向提升。

在导航方面，围绕基于性能的导航（PBN），提高TBO运行中经度、纬度和高度的导航精度，确保航迹的稳定性和可预测性。如将各类航路的运行规范从区域导航或所需性能导航（RNAV5/RNP4）提升至RNP 2；在终端区实施多种高精度、灵活化的进离场程序，如连续爬升/下降（CCO/CDO）等，以及精密进近程序，如地基/星基增强系统与仪表着陆系统的结合（GBAS/SBAS+ILS）等；此外还为小型航空器划设空间点程序（Pin S）等。

在通信监视方面，日本主要使用契约式自动相关监视/管制员与飞行员数据链通信（ADS-C/CPDLC）技术实施基于性能的通信监视服务，使洋区水平间隔缩减为30海里，可用空域上限提升FL410；在推广基于ADS-C的上升下降程序（CDP）后，跨洋航班能够从原来30海里的穿越间隔缩减至15-25海里，有利于航空器选择最佳高度层；在陆地空域，管制员通过CPDLC可以同时向多个机组发送和处理非紧迫性的指令或申请，降低了语音通信波道的拥堵，提升了信息传递的准确性和管制保障水平。

中日空域情况对比分析

（一）面临形势

2019年，中国民航日均航班1.6万架次，塔台起降航班1077万架次，规模是日本的3倍；区域航班1951万架次，是日本的5.3倍。无论是规模还是增速，我国总体都要高于日本，尽管经济全球化遭遇逆流，大国博弈更加激烈，局部冲突呈现持久化以及疫情延续等影响，给航空运输业带来严峻考验，但我国内航线需求潜能仍在。同时，机场、机队和空管已成规模，一旦条件允许航班量会极快恢复。

根据“十四五”民航发展规划和智慧民航建设路线图的发展目标，我国航班起降规模将在2025年和2030年分别达到1700万架次和2300万架次。随着我国世界级机场群建设的全面推进，以及中小机场数量和规模的迅猛发展，将加大航空公司对空域和时刻等资源的需求。同时，低空空域改革力度的加大，促使更多新型空域用户进入空域系统，对空域灵活使用、管制保障能力、差异化服务等提出更高要求，而空域结构正是保证一切航空活动的前提和基础。面对疫情之后即将到来的容量瓶颈，我国亟待对空域结构进行调整。

（二）航班构成

中日两国航班量都呈现持续高速增长态势，但相较日本“航程长、平飞多”的特点，我国航班则呈现“航程较短、穿插频繁”的特征。

在航班构成方面，疫情前我国飞行情报区主要以国内航班为主，占比达75%；其次是国际及港澳台地区航班，占18%；飞越航班占比最少，仅有7%。从飞行时长上看，航程在2小时以内的航班占比接近70%；其次是航程在2-3小时的航班，超过30%；最后是航程在3小时以上的航班，不足10%。受疫情、俄乌冲突和其他国际环境的影响，我国国际、地区和飞越航班骤然萎缩，目前已不足一成。未来即使疫情消退，我国的航班构成在复杂的国际环境下也很难颠覆疫情前的结构。

在高度层利用方面,我国RVSM空域中,8400至10100米的6个高度层利用最为充分,时长总和占空域总时长的73%以上,且单个高度层利用时长占比都超过10%。其中,9800、9200和9500米3个高度层利用率最高,时长占比分别高达13.9%、13.7%和11.9%;在航班平均飞行时长上,依次为41分钟/架次、33分钟/架次和32分钟/架次。由此看出,我国航班集中在10100米以下的高度层,运行呈现出“航程较短、升降频繁”的特征。

在流量分布方面,我国航空运输活动分布并不均衡,航班起降集中分布在胡焕庸线以东地区,华东和中南地区之和超过全国总量半数以上,常年占比分别在28%和24%上下。其中,京津冀、长三角、粤港澳和成渝等国家区域发展战略所覆盖的机场,航班起降量之和占全国总量的45%,呈现“四极”分布的特征;同时,以四极为主的机场群对飞航班量超过全国航班总数的12%,使得相关航路流量不断攀升,常年处于高位运行。

尽管中日两国航班构成占比不同,但高度层利用情况却极为相似,这为我国调整空域划设提供了更为科学的思路,“体量”决定规模,“构成”决定布局,布局的科学性影响着未来20年甚至更为久远的发展。因此,研究航班构成对我国空域划设工作尤为必要。

(三) 空域结构

我国空域相较10年前的日本更为复杂,空域呈现“过度使用”与“闲置浪费”并存的情况。一方面,民航可用空域被限制在航路航线以及民用机场周遭空域之内,呈现出“条块分割”的特征,空管只能在有限的空域内靠挖潜来提升效率,极大限制了空域容量的提升。疫情前,上海、广州和北京区域管制区日均保障规模分别达到6400、6300和5900架次,已接近建设预期;日均流量最高的20个扇区中,在区间800架次以上的就有13个(一般400架次属繁忙扇区),尽管航班受疫情影响萎缩明显,但上海01、郑州02扇区在2021年的超容比仍在40%以上;HFE(骆岗)、LKO(龙口)、PAVTU和TOL(桐庐)等航路点,日均通行量常年超过1000架次,其中HFE在疫情前接近1700架次,民航挖潜已几近极限。另一方面,空白空域和特殊空域较多造成闲置浪费。我国未开发的空域约占全国空域面积的53%,空域资源开发程度较低;特殊空域261个,集中分布在飞行活动量最大的上海、中南和北京飞行情报区,占比分别达到28%、20%和18%,仅有少量空域在闲置时能被释放用以启动临时航线等措施,空域资源利用效率较低,而航班因避让限制空域会延长飞行距离,既不利于国家“双碳”战略的实施还增加了航空公司运行成本。我国航线平均非直线系数约1.14,即每个航班平均飞行距离比最优路线多14%的里程。

我国高空和中低空割裂且边界不齐,容易使管制运行矛盾同时存在于水平和垂直维度,分散了管制精力,加重了监控负荷,虽以“立交桥”的方式能缓解矛盾,但也限制了高度层的利用;同时,管制区数量多使空域资源碎片化,导致协同决策链条长,不利于跨区流量管理,同时协调关系复杂,在雷雨和特殊活动等情况下协调负荷还会成倍增加。此外,管制区之间空域环境和运行程序差异较大,给应急接管带来挑战。

日本空域调整对我国管制区划设的启示

日本空域发展历程和调整情况的经验对我国管制区划设启示如下:

(一) 对区域管制区分类调整

为减少空域矛盾,降低管制负荷,提升空域容量,加速航班流动,应根据航班构成和分布等

因素,对管制区施行分类调整,以达到平衡总体空域流量、整合上下层空域资源、简化协调对应关系等目的。例如将大型管制区中仅有高空结构的空域(这部分空域多含堵点)拆分出去,以“削峰填谷”的方式均衡总体流量。部分中低空管制区可与上方高空合并,不但使原来需要外部多家单位协调解决的运行矛盾,变为一家即可内部消化,还可使管制区边界平滑简洁,有利于管制监控范围的聚焦,此外,中低空与高空的合并也使管制单位拥有了应急接管大型管制区的能力。

(二) 启动配套空管设施建设

在空域管理方面,为摆脱空域管理仅能在战略阶段发挥作用的现状,建议加快空域信息数字化的进程,并与流量管理深度结合,为TBO运行奠定空域数据的基础。在流量管理方面,为能够丰富空域灵活使用的措施和手段,须提升扇区容量评估和交通复杂度预测等功能的准确性,同时,推进空管网络化建设,促进空管各类运行系统间数据的融合,以便空地两侧所有运行参与方都能实时共享信息资源,为把控好TBO运行“时间维度”奠定基础。

(三) 开展先进空域试验运行

为最大程度利用好空域这一战略资源,更好地服务经济建设和国防建设,建议加强空域灵活使用,如自由航路空域运行。将军民航不常用的空域作为自由航路空域(FRA)运行的试验空域;以典型城市对作试点,设计直飞航路(DCT)、临时预留空域(TRA)以及进/出入点、中间点等适合动态调整的空域结构;协同沿线所涉军民航单位,建立自由航路空域运行程序和协调机制;注重试验数据收集用于改善运行。在验证可行后再逐步将运行常态化和扩大化。

(四) 统筹与新技术的衔接

《航空系统组块升级》(ASBU)围绕TBO的全面运行提供了系统性、可实施的技术路径,其中包括适合TBO运行的空域技术布局。鉴于智慧民航建设中智慧空管部分与TBO密切相关,建议在未来空域划设和调整工作,应当充分考虑空域格局与航行新技术的适配性,避免因技术滞后或不契合带来的资源浪费,如新型航路自动化系统的研发、地空数据链的布局等。

摘自《空运商务》NO 12. 2022

宁波机场“7.27”低空风切变过程分析

陶俞锋 赵成华 杨琦堡

1 环流背景及触发系统

2016年7月27日下午宁波市出现了局地热雷暴天气,海曙、鄞州和江北地区出现短时强降水,1h降水量达30mm以上,并伴有7-9级以上大风。宁波栎社国际机场(以下简称“宁波机场”)位于海曙区东边,虽然没遭遇强降水,但是受雷暴的下击暴流影响,短暂性地出现了低空风切变,导致一架航班在进近降落过程中复飞。

图1为2016年7月27日14:00(北京时,下同)500hPa形势场以及浙江省自动气象加密站15:00

的极大风向风速。从图中可知,整个浙江省处在稳定的副热带高压控制之下,大背景环流形势不利于产生雷暴天气。另一方面从宁波机场探空资料(图1c)分析可得,K指数为32,抬升指数(Li)为-6,CAPE值超过2700J/kg,潜在对流不稳定能童,并且中低层有明显的干冷空气入侵,在一定的抬升作用下可触发局地对流性天气。连续观察自动气象站的风向风速,可以看到在慈溪-镇海地区存在一地面风场辐合线(红色实线)逐渐向内陆推进,对此次的强对流性天气起到了触发作用。

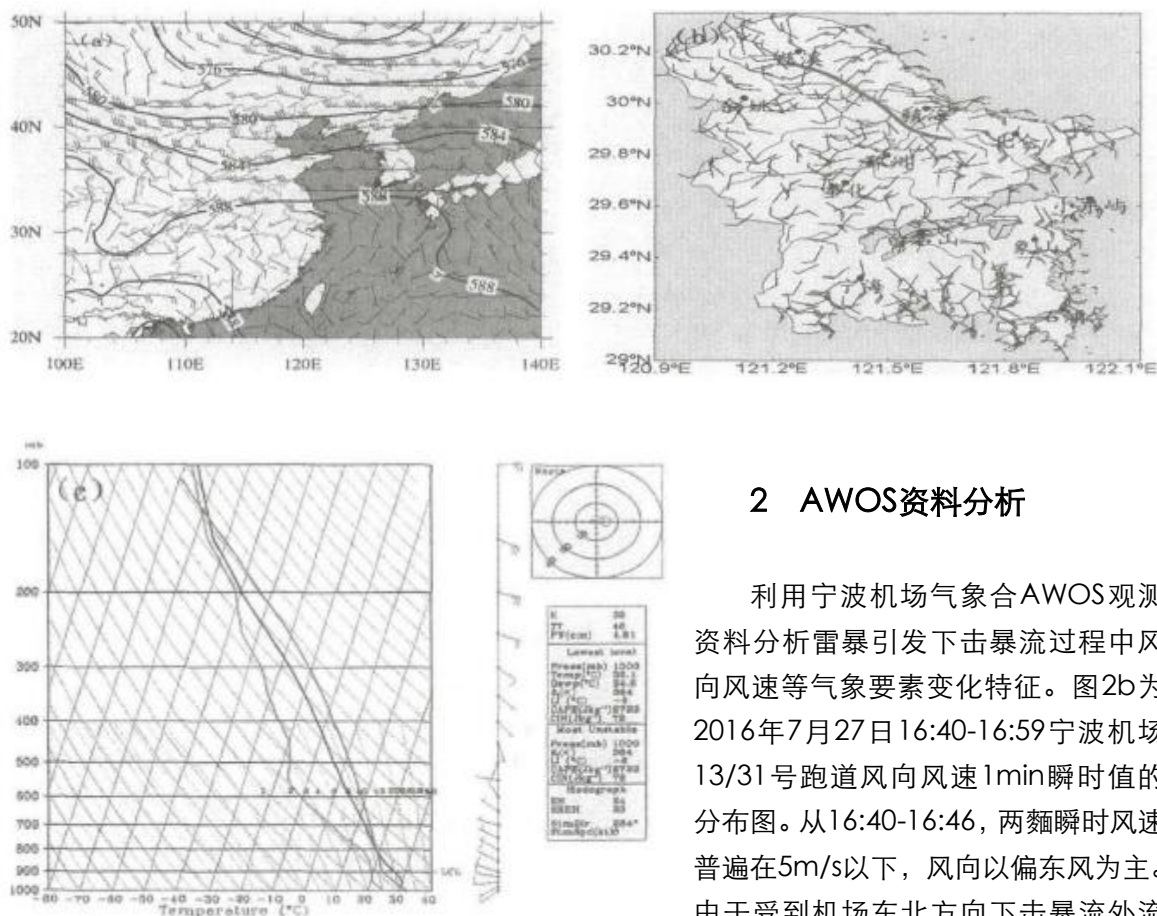


图1 2016年7月27日14时天气形势场及15时自动站风场: (a) 500 hPa; (b) 1小时内极大风向风速; (c) 以宁波机场(27.45°N、121.82°E)为中心的T-logP图

由于是东南向,相比RWY13晚2min才影响到,风速由前1min的4.2m/s窜到9m/s,最大值出现在16:50时刻的10.7m/s,而之后16:51-16:52的2min里风速又立马减小到4m/s左右,使得跑道两端形成了明显的水平风速差。根据美国机场低空风切变警报系统的水平风切变强度标准值,风切变计算公式 $\beta = \sqrt{U_1^2 + U_2^2 - 2U_1U_2\cos\theta}$,其中 U_1, U_2 分别代表跑道两端的风速, θ 为跑道两端的风向差,当机场风切变数值 $\beta \geq 7.7\text{m/s}$,将对飞行造成威胁。据航空器的空中报告,宁波机场在16:52时刻出现了低空风切变,而此时的风切变数值 β 达到10.6m/s,远超标准参考值。

2 AWOS资料分析

利用宁波机场气象合AWOS观测资料分析雷暴引发下击暴流过程中风向风速等气象要素变化特征。图2b为2016年7月27日16:40-16:59宁波机场13/31号跑道风向风速1min瞬时值的分布图。从16:40-16:46,两端瞬时风速普遍在5m/s以下,风向以偏东风为主。由于受到机场东北方向下击暴流外流影响,RWY13在16:47后风速升到7m/s以上,并且风向基本维持为稳定的跑道正侧风(东北风),最大瞬时风速出现在16:52时刻,达到11.7m/s。RWY31

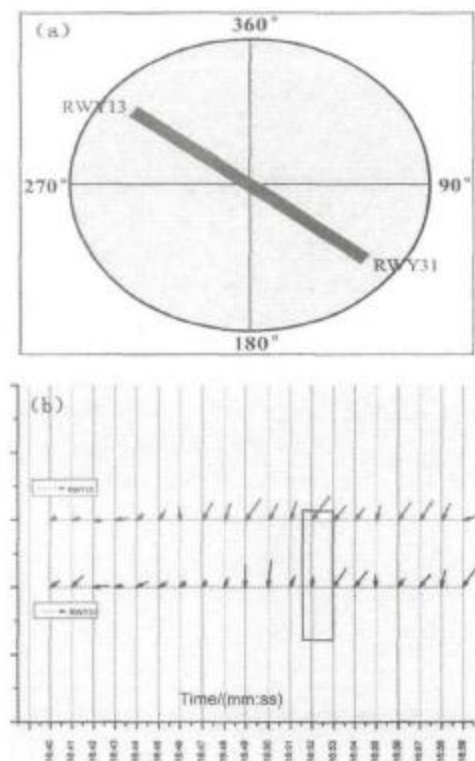
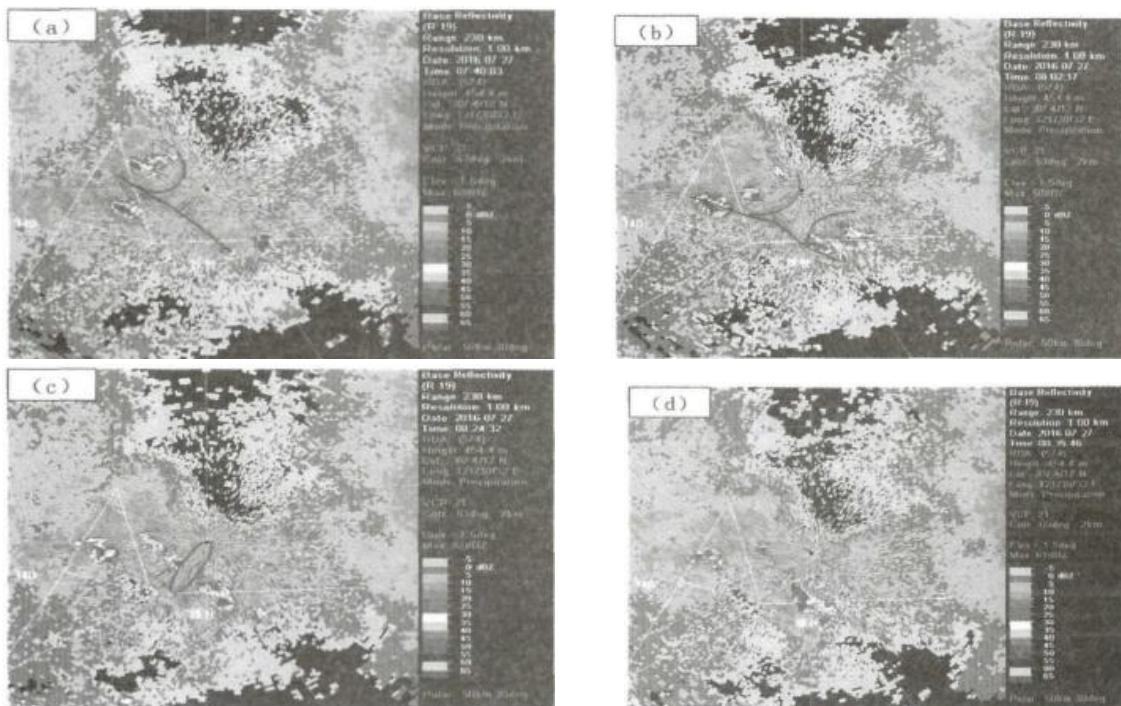


图2 2016年7月27日宁波机场示意图及跑道两端风场分布图：(a) 宁波机场示意图，RWY13 为13号跑道（正北为360°），RWY31 为31号跑道；(b) AWOS 两侧16:40-16:59的10 m高度瞬时风向风速分布图（单位：m/s），上侧为13号，下侧为31号

3 多普勒雷达资料分析

宁波地处东海之滨，夏季海陆温差较大，一般午后在其东北侧会生成一西北—东南走向的海风锋，缓慢向内陆推进。2016年7月27日15:40（图3a）1.5°仰角基本反射率回波图上可以看到，在宁波机场的东北侧存在一海陆锋（蓝色实线），向本场缓慢靠近。海陆锋的西北端外侧存在多个雷暴单体引发的窄带回波（阵风锋或出流边界，红色实线）向东南方向移动。16:02在海风锋南端外侧又有一窄带回波生成，向西北方向移动。16:24（图3c）海陆锋和北侧的两阵风锋三者在宁波机场北侧15 km处辐合消散，此时AWOS显示机场跑道两端风向比较乱，风速均在3 m/s以下。16:35在原先的辐合消散处突然生成强对流单体，PPI显示强度在50 dBZ以上，并保持稳定少动。到16:52（图3e）强对流回波略有南压，位置在本场东北侧1-3 km处，下击暴流的外流导致宁波机场最大风速达11.7 m/s，风向为东北风。17:05（图略）雷达回波减弱很明显，基本处于消散阶段，本场风速减小到3 m/s以下，风向不定。



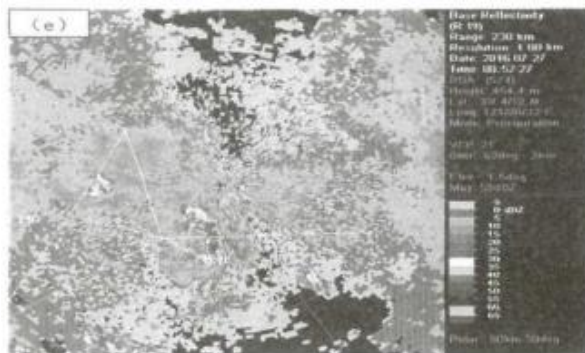


图 3 2016 年 7 月 27 日多普勒雷达不同时刻 1.5°仰角基本反射率回波强度图：(a) 15:40；(b) 16:02；(c) 16:24；(d) 16:35；(e) 16:52

切变特征。16:52时刻RWY13最大风速为11.7m/s，而RWY31相对应的风速是4m/s，跑道两端形成了明显的水平风速差，此时计算的风切变数值P达到10.6m/s远超标准参考值。

3) 由海洋向内陆推进的海陆锋和南北阵风锋三者碰撞合并后，激发出新的强对流单体，此对流单体的下击流外流正是导致宁波机场产生低空风切变的主要原因。

摘自《中国民航飞行学院学报》NO 06. 2022

4 结论

1) 2016年7月27日宁波机场的低空风切变事件是在整层大气存在对流不稳定能量潜势和中低层干冷空气入侵的大尺度环流背景下，受地面风场辐合线（海陆锋）小尺度系统共同影响下，使得在本场附近东北方向触发生成强对流单体而造成的。

2) 机场自动观测数据显示的气象要素变化表现出此次低空风切变的风速水平

考虑进出交通影响的扇区运行通行能力研究

王莉莉 谢昊松

0 引言

在中国民用航空运输业不断发展的过程中，日益增加的空中交通流量与有限的空域资源之间的矛盾愈发明显。繁忙扇区不仅承载着持续增长的航班流量，还面临着随之而来的空中拥堵所导致的航班延误。繁忙扇区的流量调控主要通过管制员经验感知的方式，任何突发事件都将增加扇区管制员的工作负荷。《2019年民航行业发展统计公报》统计指出，2019年全年客运航班平均正常率为81.65%。为缓解流量增长造成的航班延误，空管部门通过空中交通流量管理（Air Traffic Flow Management, ATFM）来改善空域拥挤的现状。扇区运行通行能力不仅是衡量受扰状况下扇区服务水平的关键指标，还是流量管理的主要依据，其评估结果的准确性将直接影响到流量管理实施的效果。此外，运行通行能力研究也为管制员在高峰时段调配空中交通流量依赖个人经验的问题提供了新的解决方案。

通行能力的研究起始于容量研究。文献[1]建立了终端区容量评估模型并对影响其容量的参数进行了敏感性分析。文献[2]基于管制员工作负荷建立了扇区容量模型，仿真结果表明扇区最终容量将随着航空器通过该扇区的平均飞行时间和管制指令的平均执行时间的增加而下降。

Ma-jumdar等认为管制员工作负荷是限制空域容量的主要因素,通过结合管制员工作负荷并采用极大似然估计和广义最小二乘估计对空域容量进行了评估。Sunil等通过大规模仿真试验,从交通需求模式的角度出发,在不同交通需求情景下分析了空域运行通行能力的变化。叶志坚等提出了分阶段调整航路网和重构空域扇区联合优化策略,可以逐步提升扇区运行通行能力并显著减少航班延误。王超等通过分析危险天气的特点,考虑空域受阻率、绕飞时间和附加管制时间,建立了绕飞条件下的扇区动态通行能力模型。文献[7]以航行时间最小为目标,考虑航路容量、管制员工作负荷、航路及交叉点阻抗来构建数学模型,通过改进Dial算法对模型求解,提升了航路网络通行能力,缓解了网络拥挤。严亚丹等通过无人机采集实际交通数据,研究了进出交通对主线交通流产生的影响,并构建了影响率计算模型,结果表明进出交通会对路段通行能力产生一定影响。胡勇结合管制负荷度和航线网络饱和度两方面因素,建立了扇区通行能力模型,对影响扇区最大通行能力的因素进行了敏感性分析并探究了进场交通流对最大通行能力的影响。郭野晨风等建立了兼顾运行效率和公平性的双目标非线性整数规划模型,提升了空域运行通行能力。文献[11]建立了基于短期流量管理的多目标优化模型,改进了逐步宽容约束法,设计了阶段式求解近似算法,可以在突发事件下高效分配空中交通流量并改善运行通行能力。

上述文献对扇区通行能力的研究主要基于仿真和数学建模等方法,鲜有考虑进出交通对扇区运行通行能力的负面影响。本文针对繁忙扇区进出交通流对其运行通行能力存在干扰这一现象,通过引入航迹规整度的概念来量化因管制策略导致改航绕飞的航路偏离程度;用阻碍时间来反映干扰流对正常交通流进出交叉点的干扰程度;考虑交通流构成和运行特征来改进理论通行能力模型,进而建立进出交通影响下的运行通行能力模型,并通过仿真算例验证了模型的有效性。

1 扇区理论通行能力模型

扇区的空域结构由航路和交叉点组成,下面分别建立航路、交叉点的理论通行能力模型。

1.1 航路

航路初始通行能力模型如下:

$$Q_r = \frac{N}{T} \quad (1)$$

式中: Q_r 为航路初始通行能力; N 为所服务航空器的总架次; T 为服务的总时间。

当 $N=1$ 时, T 可以理解为放行1架航空器的时间间隔。航空器之间的雷达管制间隔为 S 。考虑到管制员管制水平、工作负荷、无线电通信延迟及定位误差等因素,增设管制间隔裕度 ΔS , 则式(1)可改写为:

$$Q_r = \frac{V}{S + \Delta S} \quad (2)$$

从式(2)可以看出,初始模型兼顾了管制安全间隔、管制人为因素和通信导航监视设备精度等诸多考量。尽管初始模型具有一定的合理性,但在计算航路初始通行能力时,并未考虑机型混合比例对航路通行能力的影响,没有体现不同尾流等级机型的飞行速度差异,故初始模型需要进一步完善。

对于运行在同一高度下的一定数量的航空器,按照尾流等级将航空器分为重型(H)、中型

(M) 和轻型 (L) 共三个等级。设各种机型的比例分别为 P_H 、 P_M 和 P_L ，且存在以下约束：

$$P_H + P_M + P_L = 1 \quad (3)$$

由于航空器种类不同，相应的飞行速度必然有所差异，设 V_H 、 V_M 和 V_L 为与航空器对应的飞行速度，故取航空器的机型混合加权平均速度作为航路飞行速度。因此，得到航路理论通行能力模型如下：

$$Q_R = \frac{P_H V_H + P_M V_M + P_L V_L}{S + \Delta S} \quad (4)$$

1.2 交叉点

航空器在繁忙扇区运行受空域结构、管制规则、管制员工作负荷及军航活动等诸多因素影响。

交叉点为制约扇区高效运行的瓶颈之一。为了便于研究，对交叉点作以下假设：

(1) 航空器到达过程为Poisson流。

(2) 航空器通过交叉点0前后的飞行速度保持不变。

交叉点示意图如图1所示。

(3) 前后两架航空器q和h分别从航路a和航路b朝交叉点0匀速汇聚飞行 ($\alpha, b = 1, 2, \dots, n$)，飞行速度分别为 V_q 和 V_h ；航路a与航路b之间的夹角为 β ；航路b与汇聚航路的夹角为 α 。

(4) 当 $t = 0$ 时，前机q在交叉点0处，后机h在J点处，两机之间的距离为 L_{OJ} 。

(5) 经一段时间 t_1 后，前机q从0点飞到K点，飞行距离 $L_{OK} = V_q t_1$ ；后机h从J点飞到 J_1 点，飞行距离 $L_{JJ_1} = V_h t_1$ ，雷达管制下两航空器的水平间隔为 y 。

交叉点理论通行能力模型如下：

$$Q_0 = \frac{T_u}{t_{avg}} \quad (5)$$

其中：

$$t_{avg} = \sum_{\substack{(i,j) \\ (a,b)}} P_{q_i h_j}^{ab} \times t_{qh}^{ab} \quad (6)$$

$$P_{q_i h_j}^{ab} = P_{ab} \times P_{q_i h_j} \quad (7)$$

$$t_{qh}^{ab} = \frac{L_{OJ}}{V_h} \quad (8)$$

式中： T_u 为单位时间； t_{avg} 为前后机通过交叉点0的平均时间间隔； t_{qh}^{ab} 为前后机分别从航路a和航路b相继通过交叉点0的时间间隔； t_{qh}^{ab} 为前机从航路a飞来的i型航空器以及后机从航路b飞来的j型航空器的概率值； P_{ab} 为前后机从不同航路向交叉点0汇聚飞行的概率值； $P_{q_i h_j}$ 为过交叉点0的前后航空器的机型概率值； $i, j = 1, 2, 3$ 分别代表尾流等级为重型、中型、轻型的航空器。

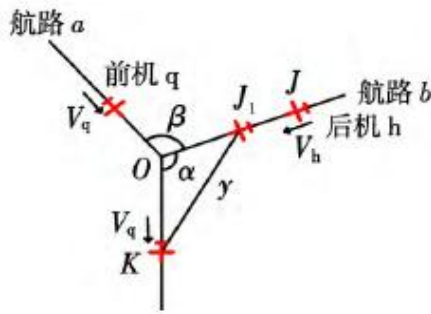


图1 交叉点示意图

Fig. 1 Intersection diagram

对交叉点理论通行能力计算模型分析可知,当理论通行能力达到最大时,前后机距离 L_{OJ} 应为安全间隔范围内的最小值。设 φ_{qh} 为不触发短期冲突告警的最小水平安全间隔。

当 $t>0$ 时,根据余弦定理有:

$$y^2 = L_{OJ_1}^2 + L_{OK}^2 - 2L_{OJ_1}L_{OK}\cos\alpha \quad (9)$$

通过联立方程组式(10),可得关于时间 t_1 的一元二次方程,可求出 L_{OJ} 达到最小值时所用时间 t_1 ,进而求得 $\min L_{OJ}$ 。

$$\left. \begin{aligned} L_{OJ_1} &= L_{OJ} - V_h t_1 \\ L_{OK} &= V_q t_1 \\ y &= \varphi_{qh} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

再将解得的 $\min L_{OJ}$ 与式(5)~式(8)联立,得到交叉点理论通行能力模型如下:

$$Q_o = \frac{1}{\sum_{\substack{(i,j) \\ (a,b)}} \frac{\varphi_{qh} \sqrt{V_q^2 + V_h^2 + 2V_q V_h \cos\alpha}}{V_q V_h \sin\alpha} P_{ab} P_{q_i h_j}} \quad (11)$$

2 扇区运行通行能力模型

本文研究的扇区运行通行能力是指扇区在受进出交通影响下,单位时间内经航路或交叉点通过扇区边界断面的最大航空器数量。为此可以将求解扇区运行通行能力转化为计算扇区航路或交叉点的运行通行能力。

2.1 航路运行通行能力

针对扇区航路上进出交通流对航路通行能力的影响,通过引入航迹规整度(N_{tr})的概念来量化因管制策略所导致航空器偏离原航迹的程度,其表达式为:

$$N_{tr} = \frac{N_{sch}}{N_{tol}} \quad (12)$$

式中: N_{sch} 为按原飞行计划飞行的航迹数量; N_{tol} 为总航迹数量。

改进后得出航路运行通行能力模型如下:

$$Q'_R = \mu (N_{tr} Q_R)^\varepsilon \quad (13)$$

式中: μ 为空域可用度, $\mu=1$ 时可用, $\mu=0$ 时不可用; ε 为干扰系数,用于描述不同交通态势下的航路受扰状况,通过空中实际运行数据用回归分析得到。

2.2 交叉点运行通行能力

扇区内航空器沿航路向交叉点汇聚飞行。在保证安全间隔前提下,右侧航空器具有优先通行权,因此把其余可能对交叉点运行通行能力产生影响的空中交通流看作干扰流。干扰流对正常交通流进出交叉点的阻碍时间决定了对正常交通流的干扰程度,因此采用时间阻碍率 γ 来表征交叉点运行通行能力的折损,表达式为:

$$\gamma = \frac{T_r}{T_u} \times 100\% \quad (14)$$

式中： T_r 为单位时间内受影响的总时间。

结合上述因素，得到改进后交叉点运行通行能力模型如下：

$$Q'_o = \rho Q_o (1 - \gamma) \quad (15)$$

式中： ρ 为不同汇聚飞行航路组合下交叉点运行通行能力的修正系数。

2.3 模型描述

设扇区 s 包含 m 个通行计算断面和 n 个主用高度层； Q_m 为计算断面 m 的通行量； Q_l 为在主用高度层 l 的扇区运行通行能力值。基于航路、交叉点运行通行能力模型，可以得出扇区运行通行能力模型如下：

$$u(Q_l) = \max(Q_1, Q_2, \dots, Q_m) \quad (16)$$

$$Q_s = \sum_{l=1}^n u(Q_l) \quad (17)$$

3 模型验证与分析

3.1 仿真验证

以图2所示北京06号扇区为例，验证模型的有效性。部分航段使用需征求当地空军许可，简化后的扇区结构如图3所示。



图2 仿真空域扇区

Fig. 2 Airspace sector for simulation

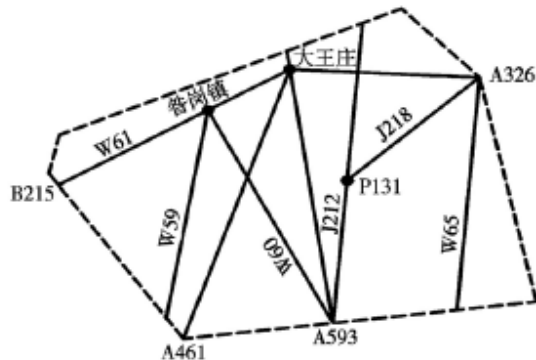


图3 扇区结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of sector structure

选取2020年10—12月北京06号扇区8:00—14:00的雷达数据，接着对数据集进行数据清洗：

(1) 重复数据、不合理数据予以去除；(2) 缺失数据根据时间序列进行补全；(3) 异常值处理。表1 为空管自动化系统导出经处理后的部分航迹数据，从左到右依次为时间、高度、空速、航向(ψ)、经度(λ)和纬度(ζ)。

通过对飞行情报数据统计，可获得机型比例和飞行航路比例，且通过该扇区的机型仅有重型机和中型机，再由雷达数据统计可得不同机型的平均速度。根据数据集中提取的各时段的运行特征对模型进行模拟，仿真环境为MATLAB 2017a。参数取值为： $S=10\text{km}$ ； $\Delta S=5\text{km}$ ； $V_H=620\text{km/h}$

$h; V_M = 620 \text{ km/h}; \varphi_{qh} = 10 \text{ km}$ 。

表 1 航迹雷达数据

Table 1 Trajectory radar data

时间	H /km	V /km·h ⁻¹	ψ /(°)	λ /(°)	ζ /(°)
13:01:41	5.273	594.5	227	116.026E	40.182N
13:01:56	5.517	603.8	228	115.996E	40.160N
13:02:16	5.677	609.3	228	115.968E	40.141N
13:02:45	5.700	607.5	227	115.968E	40.141N
13:03:05	5.700	607.5	227	115.906E	40.096N
13:03:20	5.723	607.5	227	115.879E	40.076N
13:03:31	5.791	609.3	227	115.863E	40.065N
13:03:51	5.944	613.0	227	115.831E	40.042N
13:04:08	5.997	618.6	227	115.806E	40.024N
13:04:30	6.005	624.1	227	115.778E	40.003N
13:04:46	6.005	626.0	227	115.770E	39.997N
13:05:01	6.005	626.0	227	115.729E	39.968N
13:05:21	6.088	629.7	227	115.704E	39.949N

将仿真计算结果与平日8:00—14:00实际观测结果进行对比,结果如图4所示。选用平均绝对百分比误差比较仿真计算值与实际观测值的差异,表达式为:

$$e_{\text{MAP}} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^n \left| \frac{x_i - \hat{x}_i}{x_i} \right| \times 100\% \quad (18)$$

式中: e_{MAP} 为平均绝对百分比误差; x_i 为扇区不同时刻实际观测值; \hat{x}_i 为扇区不同时刻仿真计算值; k 为样本个数。

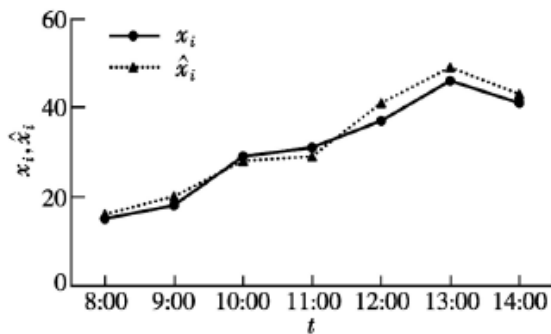


图 4 仿真结果与观测结果对比

Fig. 4 Comparison between simulation results and observed results

图4表明,受进出交通影响下的运行通行能力仿真结果与观测结果吻合较好。12:00和13:00的仿真计算值与实际观测值存在明显偏差,这是因为高峰时段较之平峰时段交通态势更复杂,导致数据集中相应时段运行特征的异常值偏多。而在进行数据清洗时将异常值视为缺失值,并按照缺失值的处理方法进行处理,最后致使高峰时段仿真计算值偏大。经调研得知,高峰时段扇区运行通行能力最大值为57架次/时,可见局部误差在可接受范围内。通过式(18)可求出二者平均绝对百分比误差为

7.1%，总体误差控制在合理范围内，故所建模型合理、可行。

3.2 敏感性分析

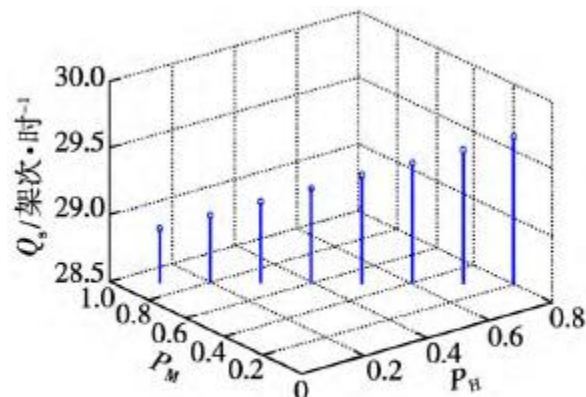


图5 机型比例的影响

Fig. 5 Effect of aircraft proportion

“东单西双”的高度层配备规定了航空器的运行方向,选取飞往北京方向的主用高度层,再根据上述模型,对影响扇区运行通行能力的相关因素进行敏感性分析。

3.2.1 机型比例的影响

图5给出了不同机型比例时扇区运行通行能力。可以看出,随着进出交通流中的重型机比重增加,扇区运行通行能力逐渐增大。

3.2.2 航迹规整度的影响

如果扇区所有进出交通流均严格按照航路航线飞行,则整个管制扇区的空间利用率和容量并未充分使用。图6给出了扇区运行能力与航迹规整度的关系。可以看出,随着航迹规整度的提升,扇区运行通行能力呈现先增大、后减小的趋势。故航迹规整度应维持在适当范围内,扇区运行通行能力相应地达到最大值。

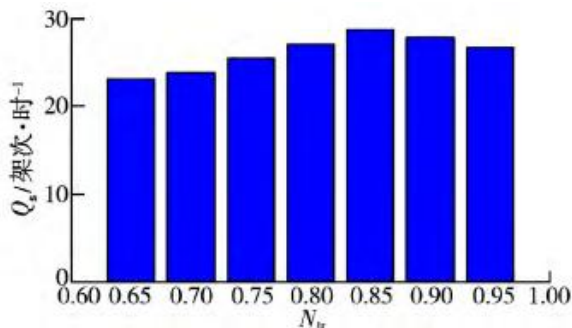


图6 航迹规整度的影响

Fig. 6 Effect of trajectory regularity

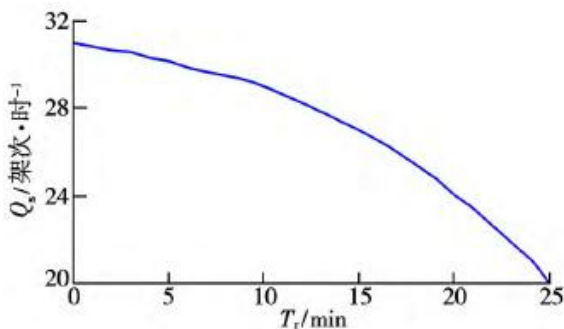


图7 阻碍时间的影响

Fig. 7 Effect of obstruction time

4 结束语

针对扇区运行通行能力受进出交通影响这一问题,通过结合进出交通流的构成比例和阻碍时间、航迹规整度等运行特征,改进理论通行能力模型从而得到运行通行能力模型。基于对扇区内部航路、交叉点运行通行能力研究,将扇区运行通行能力的计算进行了简化并在有效时间内完成求解,满足繁忙扇区流量管理时间敏感度高要求。最后通过仿真验证了模型的有效性,进一步揭示了空中交通流的时空特性对扇区运行通行能力有显著影响。本文所建模型可用于空中交通流量管理,可为扇区管制员放行航空器提供决策支持,在将来的研究中还可考虑危险天气影响,建立更为复杂的扇区运行通行能力模型。

摘自《飞行力学》NO 01. 2022

提升陆空通信效能的探讨

——以改进陆空通信失效程序为例

曹勃 黄光辉 沈爱华

有数据显示,“十三五”时期,中国民航航班保障量年均增长 8%。随着空中的航空器越来越多,陆空通信压力也越来越大,发生陆空通信失效不安全事件也越来越多。

为此,民航局审时度势,将“防通讯失去联系”作为“五防要求”的重点工作。虽然,各相关单位采取了一系列的应对措施,但仍难以杜绝此类事件的发生。本文从航空运营人、空管单位的不同视角,梳理目前陆空通信失效程序的现状,并借鉴“十四五”民航空管系统的发展规划,从系统上、组织上优化陆空通信失效后的相关程序,希望在短期内能较大幅度地减少因陆空通信失效引发的不安全事件,经过不断改进完善后,争取能基本杜绝因陆空通信失效引发的不安全事件。

陆空通信系统概况

陆空通信系统主要在航空器运行的各个阶段提供飞行机组与管制员、签派员、维修人员等相关人员保持双向语音和或其他数据链信息联系,主要包括甚高频通信系统、高频通信系统、选择呼叫系统和音频综合系统等。随着民航不断发展,陆空通信系统也在不断迭代更新,陆空通信系统的发展趋势是“陆基”正在向“星基”转型。

早期,航空运营人的飞行机组主要是通过甚高频(VHF)与空管单位建立不间断的双向陆空语音通信联系。飞行机组与航空承运人的签派员或者其他人员则使用甚高频(VHF)及航空器通信寻址报告系统(ACARS)进行数据传输和通信联系,而航空器通信寻址报告系统(ACARS)的数据传输基本上都是依赖于甚高频(VHF)的信号,工作正常与否取决于地面基站工作的稳定性。

目前,卫星通信设备逐步成为航空运营人的基本陆空通信系统。在2017年民航局修订的《大型航空器公共航空运输承运人运行合格审定规则》(CCAR121-R5)第121.97条“通信设施”规定:“合格证持有人应当证明,在正常运行条件下,在整个航路上,所有各点都具有陆空双向无线电通信系统,能保证每一架航空器与相应的签派室之间,每一架航空器与相应的空中交通管制单位之间,以直接的或者通过经批准的点到点间的线路进行迅速可靠的通信联系。除经局方根据所用机型和运行情况作出特殊批准外,对于合格证持有人的所有运行,每架航空器与签派室之间的通信系统应当是空中交通管制通信系统之外的独立系统,能够满足在正常运行条件下,在4分钟内建立迅速可靠语音通信联系”。目前,除极少数偏离或者豁免的航空器,国内的航空运营人基本上完成了第121.97条“通信设施”的合格审定工作,逐步完成了全机队卫星电话加装工作,航空运营人的运控部门与飞行机组建立了及时可靠的语音通信,同时也弥补了机场或航路无甚高频(VHF)基站时 ACARS 数据无法传输的缺陷。

陆空通信失效程序的现状及存在的问题

航空器在飞行中陆空通信失效可分为单向通信失效和双向通信失效两种,其中单向通信失效分为两种情况:一是航空器可正常接收但发射故障;二是航空器可正常发射但接收故障。航空器双向通信失效,是指航空器既不能发射也不能接收指令。此时,飞行机组按照通信失效程序的原则性规定,可能会根据实际情况采取空中等待、空中放油、返航、备降等各种管制员无法控制也无法预知的方式飞行,飞行机组单方面决定了航空器的高度、航向等;按照现行的空管规则要求,管制员只能被动地给航空器留出足够大的空域,管制员主要的应对措施就是通过有关空管单位以及空中其他航空器的通信波道,设法与该航空器建立联系。与此同时,管制员还要加强导航和监视能力,做好相关情报工作。即便如此,完成了大量的工作,效果往往强差人意,甚至有时候“盲发”还会引发很多衍生风险,比如频道拥挤等,严重牵扯管制员精力。如管制员应急处置不当,还可能引发空中危险接近甚至空中相撞事件,对航班安全运行带来巨大风险。

《民用航空器征候等级划分办法》(AC-395-AS-01)第4.14款规定:“区域范围内陆空通信双向联系中断30min(含)以上;或双向联系中断20min(含)以上,且导致航空器小于规定间隔。进近或者塔台范围内陆空通信双向联系中断3min(含)以上,且导致航空器小于规定间隔即构成运输航空一般征候”。第5.16款规定:“陆空通信双向联系中断大于30min(含),并导致调整其他航空器避让等后果(特殊要求除外)即构成通用航空征候”。由此可见,现有规章对双向通信失效的重视程度远高于单向通信失效。而且,界定事件等级的主要标准就是中断时间的长短。

对航空运营人而言,在国际民航组织(ICAO)《空中航行服务程序》(Doc4444号文件)中对双向通信失效后的基本操作程序做了相应的规定。在民航局颁发的《一般运行和飞行规则》(CCAR91-R4)第91.377款“双向无线电通信失效”的规定中,在双向通信失效后,明确了航空器驾驶员应遵循的飞行规则。

对空管单位而言,在《民用航空空中交通管理规则》(CCAR93-R5)第四百六十八条规定:“当与航空器失去陆空通信联络时,管制员除查明失联原因外,还应当迅速采取如下措施……(二)使用当地可利用的通信波道连续不断地发出空中交通情报和气象情报”。也就是说,当航空器在空中发生双向通信失效时,管制员应按照要求采取不间断向机组“盲发”指令,以及持续关注航班动态等措施。

根据上述分析,现阶段陆空通信失效程序存在的主要问题在于,忽视了航空运营人内部通信方式的有待挖掘的重要作用。主要体现在如下两方面:

一是航空运营人强大的卫星通信能力没有得到最大程度的发挥。虽然国内绝大部分航空器已经具有相应的卫星通信能力,但没有最大程度发挥其通信作用,目前仅限于航空运营人内部通信使用,使用频次非常低,利用率非常低,如飞行机组长时间不使用,熟练程度也将不断下降。

二是空管单位没有相应的配套设施设备和程序使用航空运营人的先进卫星通信能力。比如,在现有的一些大型机场航行资料汇编(NAIP)中,有部分机场没有公布无线电通信失效程序,而在已经公布的失效程序中,大都没有提及管制员如何通知航空运营人使用其内部通信方式与航空器联系。陆空通信失效最大的特点就是,一旦发生失效,就是在与时间赛跑,每一秒钟都非常

宝贵，如果仅将“盲发”这种呼叫效率偏低的方式作为主要方法，不同时采取其他更为方便快捷的方式主动与航空运营人联系，有可能就是在浪费时间，反而把一起本来简单的通信失效不安全事件演变成了更为严重的征候等。

完善陆空通信失效程序的建议

改进现有陆空通信失效程序的主要思路是，打破航空运营人与空管单位之间的信息不对称，建立一个共享的语音通信系统，实现管制员、飞行机组、签派员之间多方在线语音沟通，能够更加安全、高效地处置双向通信失效问题，尽快恢复陆空双向通信联系。

（一）打通空管单位与航空运营人信息沟通渠道

一是航空运营人将本单位卫星通信能力情况通报给相关空管单位。航空运营人向《运行规范》中涉及的相关空管单位发函，告知其具有的卫星通信能力。卫星通信能力包括但不限于航空器卫星电话的硬件加装情况、拨打方式、运控部门的联系方式、测试方式等。对在相关区域运行的航空器，结合空管通信系统和特定型别航空器卫星电话等拨打方式，建立一套管制员和飞行机组之间的无线电通信备用方式。运行期间可能涉及航空运营人对管制员使用卫星电话的授权，航空承运人应当积极的做好配合工作。

二是将卫星通信能力在 FPL 报文编组10和18项中强制加入。规定航空运营人的签派员在放行航班和发送领航计划报（FPL）报文时，在FPL报文编组10和18项中加入航空器具备相应的卫星通信能力的标识，同时，空管单位在收到 FPL报文后，在其自动化设备中有相应显示。目前，空管单位在接收到PFL报后可以读取相关航空运营人具备卫星通信能力的信息，因此，一是需要飞行签派员完成航空器具备相应卫星通信能力的发报工作，二是需要管制员对该项信息识别进行强化培训。

（二）加强卫星通信的可靠性管理

一是卫星通信容易受到机载组件和星际导航台的影响，因此需要航空运营人机务维修部门建立健全卫星通讯设备的适航性管理制度，以适应更多用户的使用需求。二是飞行机组要熟悉卫星通讯的拨打和接听方式，提高关键时期的应急处置能力。三是航空运营人运行控制部门要加强每日的卫星通信测试，了解航空器卫星通信的接通率，掌握航空器的故障情况，故障区域的信号覆盖情况，受影响的时间等因素。

（三）提升技术支持及培训

目前，航空运营人的卫星电话拨叫方式比较复杂，拨打的号码达到36位之多，一旦任何一位号码拨打错误，就需要重新的输入。条件成熟的空管单位可以开发升级卫星电话的一键拨叫功能；条件不具备的空管单位也可以利用航空运营人的集成通信系统，建立管制员、飞行机组和飞行签派员之间的三员通信，甚至还可以把相关的管制单位的电话也接入到电话会议，方便管制移交，如此一来，便可以在第一时间精准地与飞行机组建立联系，提高运行处置效率，保障航班安全运行。

（四）加强演练提升处突能力

空管单位、航空运营人、机场管理机构等单位逐步建立、完善航空器无线电通信失效程序后，还需要定期开展相关的应急演练，不断发现问题、解决问题，完善各方的手册与应急预案，提高

应急处置的效率和能力，切实提高陆空通信的稳定性和可操作性。

总体上，陆空通信的语音通信逐步会向数据链方向发展。从1998年开始，空管数据链已在国际上开始运行，中国部分空域也在实施，2021年民航局空管局也发布了《飞行全阶段数字化管制服务路线图》草案，对在中国空域的空管数据链应用制定了近期、中期和远期规划，推动空管数据链在中国空域的全面应用。但是，无论数据链如何发展，只要航空器驾驶员还要参与航空器运行，语音通信仍是不可或缺的重要陆空通信手段。从短期内改善通信程序，到中远期发展来看，不断完善陆空通信失效程序仍具有重要的现实意义。

摘自《民航管理》NO 05. 2022

民用航空零部件适航审定政策及其 最新变化解读

黄烁桥

1 民用航空零部件的适航管理要求

根据《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21-R4)，适航管理的对象可以分为两大类，一类为“民用航空产品”，指民用航空器、航空器发动机或者螺旋桨；另一类即为“零部件”。本文中的“民用航空零部件”或“零部件”即CCAR-21-R4中定义的“零部件”，指任何用于民用航空产品或者拟在民用航空产品上使用和安装的材料、零件、部件、机载设备或者软件。

根据CCAR-21-R4第21.10条款，零部件想要成为合格的航材，即可被作为替换件或者改装件安装在经型号合格审定或者经型号认可审定的民用航空产品上，应当符合以下五个条件之一：依据型号合格证生产的；依据局方的生产批准生产的；标准件（如螺栓或者螺母）；航空器所有人或者占有人按照局方规定为维修或者改装自己的航空器而生产的零部件；根据《民用航空器维修单位合格审定规定》(CCAR-145)的规定，在维修许可证持有人批准维修项目范围内，在其质量系统控制下制造的、在民用航空产品或者零部件修理或者改装中消耗的零部件。其中，前两种是局方直接批准的情况，即零部件的设计获得了局方的批准、生产是在局方接受或批准的质量系统下开展的，这类零部件最终可以获得局方颁发的“适航批准标签”(AAC-038)；后三种情况则是局方未直接批准、但接受/ 认可的情况，主要包括标准件和自制件，这类零部件只能在局方规定的范围和限制下使用，无权获得AAC-038。

根据CCAR-21-R4第21.9条款，零部件获得批准的可选路径包括：零部件制造人批准书(PMA)；技术标准规定项目批准书(CTSOA)；零部件设计批准认可证(VDA)；随民用航空产品的型号合格审定(TC)、补充型号合格审定(STC)或者改装设计批准合格审定(MDA)一起批准；随民用航空产品的型号认可合格审定(VTC)或者补充型号认可合格审定(VSTC)一

起批准；民航局规定的其他方式。而根据零部件制造人是否作为申请人和最终的持证人，以上批准路径又可概况为两种批准形式：“单独批准”和“随机批准”，如图1所示。其中，走“单独批准”路径的零部件制造人最终自己持证，有权为自己生产的零部件申请并获得AAC-038；而选择“随机批准”，零部件制造人将作为最终持证人的供应商，其生产的零部件必须经由持证人申请并获得AAC-038。

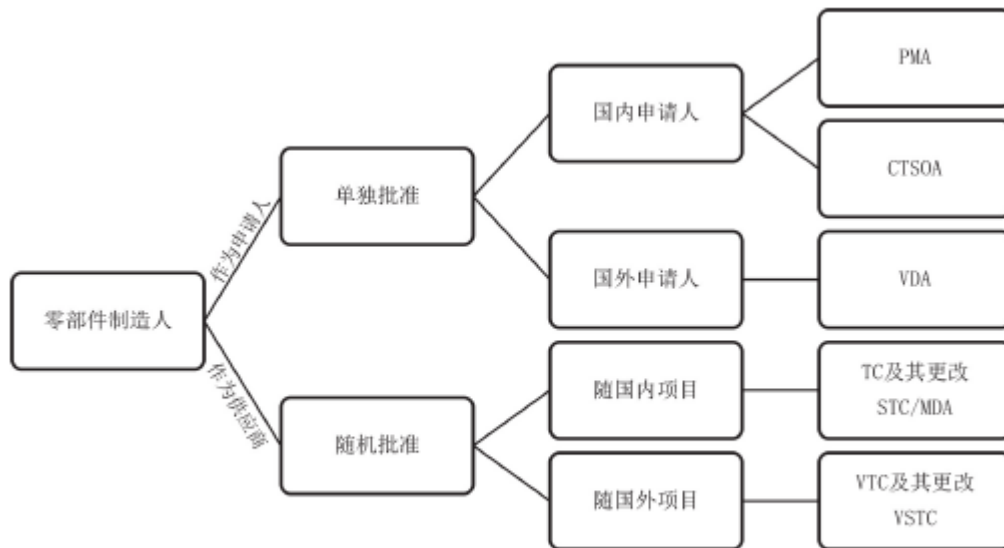


图1 民用航空零部件获得适航批准的路径

本文主要讨论国内零部件制造人直接作为申请人申请单独批准（PMA或CTSOA）的情况。

2 民用航空零部件合格审定程序及主要变化

在我国，民用航空零部件的合格审定程序是以适航管理程序（AP）的形式发布的。

在新的零部件合格审定程序生效之前，从2002年8月16日起，《民用航空材料、零部件和机载设备的合格审定程序》（AP-21-06R3）使用了约18年之久。AP-21-06R3是依据1998年生效的CCAR-21-R2制定的，规定了民用航空材料、零部件和机载设备（即零部件）的合格审定程序，适用于PMA和CTSOA两种证件。从2007年开始，随着新情况的不断出现以及CCAR-21-R3的生效，AP-21-06R3中许多要求逐渐过时，航空器适航审定司先后出台了3份管理文件对AP-21-06R3进行临时修订，包括：2007年4月13日生效的《关于临时修订〈民用航空材料、零部件和机载设备的合格审定程序〉的通知》（AA2007007）、2010年10月29日生效的《关于零部件制造人批准书管理的补充要求》（MD-AA-2010-010）以及2011年6月21日生效的《关于对技术标准规定项目管理的补充要求》（MD-AA-2011-002）。

2017年7月1日，CCAR-21-R4正式实施，CCAR-21的这一版本将之前版本中针对PMA和CTSOA的第八章“材料、零部件、机载设备的批准”分成了两个独立的章节：第九章“零部件制造人批准书”和第十章“技术标准规定项目批准书和设计批准认可证”，为顺应这种变化，新的零部件合格审定程序也一分为二。2020年7月16日，通过民航规[2020]22号和[2020]23号两份文件，《技术标准规定项目批准书合格审定程序》（AP-21-AA-2020-12）和《零部件制造人批准

书合格审定程序》(AP-21-AA-2020-13) 下发并生效, 正式取代了AP-21-06R3及其相关的3份管理文件。其中, AP-21-AA-2020-12适用于CTSOA的申请、受理、审查、颁证及证后管理; AP-21-AA-2020-13适用于PMA的申请、受理、审查、颁证及证后管理。

为了落实最新的上位法和适航审定政策, 适应新的国际合作环境和国内民航业的变化, 并符合当前国内相关项目和工作实际需求和做法, 上述两份新的适航管理程序在原程序的基础之上做了不少调整, 其中, 通用的变化主要包括如下几个方面。

2.1 程序本身

1) 一分为二。零部件的合格审定程序从AP-21-06变为AP-21-AA-2020-12和AP-21-AA-2020-13, 分别适用于CTSOA和PMA的申请、受理、审查、颁证及证后管理, 用于落实CCAR-21-R4的第十章“技术标准规定项目批准书和设计批准认可证”和第九章“零部件制造人批准书”。

2) 程序性质。原AP-21-06是作为民航局职能部门的规范性文件, 由航空器适航审定司发布的; 而新的两份程序AP-21-AA-2020-12和AP-21-AA-2020-13是作为重要的民航局行政规范性文件(ARD), 通过了严格的合法性审查, 由民航局统一登记、编号并印发的。

3) 程序和表格编号。根据民航适发[2019]11号《关于<民用航空产品和零部件合格审定规定> 管理程序编号管理办法的通知》, 今后凡是按照CCAR-21制定的管理程序, 将根据其内容分为“设计”“生产”“单机”“认可”和“管理”五种类别进行编号。两份新程序根据上述新的编号规则, 不再沿用老的编号“06”, 而按照“设计”类别采用了新的程序编号“12”和“13”。此外, 程序中新增或进行了改版的表格也采用了新的编号规则(形式为“表-21-XXX-XXXX”, 区别于原“AAC-XXX”)。

4) 程序内容。相较于说明证件合格审定流程的老程序, 为了更便于理解和使用, 新程序对流程和要求均进行了进一步的明确和细化, 增加了大量的符合性指南、提供了必要的模板/样例和表格填写说明, 并尽可能使文字简明易懂。

2.2 证件性质

CTSOA和PMA是不同的零部件批准形式, 新程序明确了这两种证件均是“非强制”的。即, 申请人可根据自身情况和需求, 选择“单独批准”或/和“随机批准”。

2.3 合格审定流程

与AP-21-06R3相比, 两份新程序在合格审定流程方面的变化不大, 还是按照项目活动发生的先后顺序将整个流程划分成了5个环节, 即申请、受理、审查、颁证和证后。

流程方面的变化主要源于通过CCAR-21-R4明确的上位法《中华人民共和国行政许可法》、与“适航审定运行管理系统”(AMOS)的对接以及对于程序要求进行明确和细化的需求。主要变化包括:

- 1) 明确了国内项目的行政许可颁证及实施主体;
- 2) 受理环节: 取消了受理前局方视情对申请人进行“预审”的要求; 明确了申请书有效期的计算方法, 以及申请延期情况下审定基础更新的要求; 明确了此环节中局方对申请人的反馈方式, 缩短了时限;
- 3) 审查环节: 对审查组成员的资格提出了明确要求;
- 4) 颁证环节: 缩短了局方做出是否颁证决定的时限;

- 5) 证后环节：对主管监察员的资格提出了明确要求；
- 6) 在程序最后新增了“合格审定流程图”和“合格审定职责说明”。

2.4 审定要求

在审定要求方面，基于中外适航合作的新情况、CCAR-21-R4及其临时修订要求、新的适航审定政策和原则等，两份程序做了较多的修改、明确和细化，主要变化包括：

1) 落实民航适发[2018] 号文《民航局适航司关于改进通用航空适航审定政策的通知》，对CTSOA和PMA的申请人和持证人不再强制要求建立并持续保持设计保证系统(DAS)，而改为自愿符合；

2) 明确除适航协议另有约定外，局方仅受理国内申请人提交的CTSOA和PMA申请。但如果局方确认按照适用的民用航空规章的要求进行管理不会造成过重负担，且申请人能够向局方表明其质量系统能够对这些境外的生产设施和供应商，及其生产的零部件进行有效的控制，则局方可以同意申请人在境外设置部分生产设施或使用境外供应商；

3) 明确了基于风险的设计审查原则，即在具体项目中，审查组可综合考虑所申请零部件的复杂程度及申请人取证经历等因素，视情调整设计审查的范围和深度；

4) 对于所申请零部件与某一已获设计批准的零部件相互关联的情况（如衍生设计或用作替换件的PMA件等情况），要求申请人对后者进行使用经历评估，确认其设计不存在安全隐患；

5) 明确了颁证后局方和持证人的资料归档要求，并规定持证人应保证局方要求信息的可获取性；

6) 证后设计更改方面，规定CTSO件和PMA件的设计大改需要确定新的型号、型别或件号，重新申请CTSOA或PMA；设计小改则可按照局方同意的方式进行审批，更改后的零部件可保留原来的型号或型别，用件号标识小改；

7) 规定除局方要求检查的情况外，CTSOA和PMA持有人就其生产的CTSO件或PMA件向局方提交零部件制造符合性声明后，无需进一步证明，即为该件获得AAC-038；

8) 在建立了相应的管理程序、满足规定的标识标记和AAC-038填写要求的情况下，允许CTSOA和PMA持有人就已获批准组件的下级组件/部件单独发货并挂签。

3 CTSOA审定政策的特有变化

CTSOA是局方颁发给符合特定技术标准规定(CTSO)的零部件制造人的设计和生产批准书。

在新的AP-21-AA-2020-12中，除了本文第二章所述的零部件适航审定政策的通用变化外，还包括一些CTSOA审定政策的特有变化。

3.1 适用范围扩大

为适应工业方日益复杂化、多样化的民航零部件设计和取证需求，并与国际主流的适航审定政策接轨，AP-21-AA-2020-12中新增了两种允许申请人提交CTSOA申请的情况，即不完整CTSO件和多CTSO件。

1) 不完整CTSO件

不完整CTSO件是指仅能实现该项CTSO中所规定的“主要且独立的”性能或功能的CTSO件。如果所申请零部件仅能实现CTSO中规定的一部分功能，但这部分功能属于CTSO中要求的

“主要且独立”的功能，即除了对软件或环境的通用要求外，CTSO中包含了对这部分功能的特定要求，且这些要求对于评估不完整CTSO件而言是恰当且充分的，则申请人可就该不完整CTSO件申请CTSOA。

这种情况下，申请人必须识别并满足CTSO中所有适用于所申请零部件的特定性能标准并表明符合性；需在其手册及持续适航文件中提供完整而详细的安装和使用指南和限制、列出所申请零部件满足的具体最低性能要求和/或符合性水平；并且，在零部件标牌上的CTSO编号旁、永久并合法地标明“INCOMP”，如“符合CTSO-C69cINCOMP”。

2) 多CTSO件

多CTSO件是指同时满足多项技术标准规定的CTSO件。

若所申请零部件的功能涉及多个CTSO，则申请人应同时就所有适用的CTSO向局方提出申请。

这种情况下，申请人必须表明对所有适用CTSO的符合性，但在满足程序中关于不完整CTSO件的审定及管理要求的情况下，允许所申请零部件不完全满足某一/某些CTSO。

3.2 特殊情况下的受理

正常情况下，申请人应该依据民航局已经颁发、申请之日有效且适用的CTSO来提交CTSOA申请。但新程序中针对以下两种需要立法的特殊情况，规定了特别的受理要求，并明确了立法活动和审查、颁证的关系：

1) 若申请时民航局尚未发布适用的CTSO，申请人可向局方提出CTSO的制定建议，民航局经评估后同意其建议的，局方可受理该CTSOA申请；

2) 若申请时民航局已经颁发有适用于所申请零部件的CTSO，但申请人拟使用新的CTSO版本替代现行有效的版本，应尽快向民航局提出CTSO版本更新的建议，但这一般不影响局方受理；

上述两种情况下，在CTSO或新版本草案形成后，在申请人请求并愿意自行承担相关风险的情况下，局方可同意申请人按CTSO或新版草案开展验证工作，即审查和立法活动可并行开展；但在颁证之前，局方应确认该CTSO或CTSO的更新版本已经发布且所申请零部件的设计符合正式发布的CTSO。

3.3 偏离的管理

采用任何替代的方法或标准来满足技术标准规定中规定的最低性能标准，均视为偏离，需获得民航局批准。新程序中对偏离管理要求进行了细化，并增加了一些除环境和软件要求外可直接接受的情况。

当申请人需要申请偏离时，应尽早向审查组提交偏离申请报告，在报告中明确拟申请偏离的CTSO条款或要求，详细说明原因及拟采取的补偿性措施，并证明该补偿性措施能够确保与CTSO中被偏离的最低性能要求达到等效的安全水平；之后，审查组应对申请人提出的偏离申请报告进行评估，并以报告形式向民航局提交偏离批准/驳回建议；最终，民航局做出批准/驳回决定后，由审查组书面告知申请人关于偏离批准/驳回的决定。

但是，若申请人提交的偏离申请属于以下情况之一，审查组可自行评估，并直接做出批准或驳回的决定，无需上报民航局：

- 1) 完整采用RTCA/DO-160较新版本代替技术标准规定中要求的环境试验条件；
- 2) 完整采用RTCA/DO-178较新版本代替技术标准规定中的软件设计保证标准；

- 3) 采用RTCA/DO-254较新版本代替技术标准规定中的硬件设计保证标准；
- 4) 完整采用RTCA/DO-200的最新版本代替技术标准规定中的航空数据处理标准；
- 5) 多CTSO件批准情况下对标识标记要求的偏离（按规定对主CTSO件进行标识）；
- 6) 民航局授权的其他情况。

3.4 要求考虑非CTSO功能

非CTSO功能是指民航局没有颁发适用的CTSO且该功能未被CTSO的最低性能标准（MPS）所涵盖的、不支持也不影响“承载CTSO件”中CTSO功能的、并且在CTSO件之外可以技术实现的功能。

出于各种原因，申请人可能需要在所申请零部件中加入一项或多项非CTSO功能，如为了满足国外航空要求、客户/工业需求等。在AP-21-AA-2020-12生效之前，局方在进行CTSOA项目审查时，一般只需要确认所申请零部件作为一个整体对特定CTSO的符合性，对于CTSO中未规定的功能及其性能，通常不做要求和审查；但这些额外的功能可能会在未来装机时影响到拟装民航产品的适航性，如果按照之前的管理办法，这些功能及其应该满足的性能标准在零部件单独取证阶段并未予以考虑，或在持证人的手册或持续适航文件中未提供充分的相关信息，这往往会给安装批准项目的申请人和审查局方带来很大的麻烦，甚至造成安全隐患。因此，借鉴国际上相关的成熟做法，新程序中要求申请人在开展CTSOA取证项目的过程中，识别并清晰定义所申请零部件中加入的所有非CTSO功能及其符合的具体性能要求，表明非CTSO功能不影响所申请零部件对CTSO的符合性，并在手册和持续适航文件中按要求提供必要且充分的信息用于支持未来的安装批准项目；此外，CTSOA的申请人及持有人应按照与CTSO功能一样的标准，对纳入零部件的非CTSO功能进行全过程管理，包括设计、符合性验证、生产及证后阶段。

这种情况下，局方颁发的CTSOA最终将涵盖对CTSO件中CTSO功能的设计批准、对非CTSO功能的设计接受，以及对整个CTSO件的生产批准。

4 PMA政策的特有变化

PMA是中国民用航空地区管理局（简称民航地区管理局）颁发给供安装在经型号合格审定或型号认可审定的民用航空产品上作为替换或改装用的零部件的制造人的批准书。

在新的AP-21-AA-2020-13中，除了本文第二章所述的零部件适航审定政策的通用变化外，还包括一些PMA审定政策的特有变化。

4.1 证件性质明确

在原程序中，PMA被笼统地定义为设计和生产的双重批准，但实际上，根据设计批准基础的不同，PMA可作为颁发给零部件制造人的设计和生产的双重批准，也可作为单纯的生产批准。

新程序对基于不同设计批准基础的PMA的性质做了区分，明确了“通过权益转让协议证明同一性”和基于“补充型号合格证或改造设计批准书”这两种情况下，PMA仅作为生产批准；而“在没有权益转让协议的情况下证明同一性”和“通过试验和计算进行符合性验证”这两种情况下，PMA可作为设计和生产的双重批准。

4.2 适用范围明确

有关PMA适用范围的问题一直是容易引起误解或争议的焦点。新程序中，从适用和不适用

两方面对这一问题做了澄清。

1) 适用的情况

总的来说，PMA较CTSOA适用范围更为广：供安装在经型号合格审定或型号认可审定的民用航空产品上作为替换或改装用的零部件基本都适于申请PMA；若TSO类设备已经包含在经批准的民用航空产品的型号设计中，则申请人也可以为这些TSO类设备子部件的替换件（实际上是作为民航产品的替换件）向民航地区管理局申请PMA。

当申请PMA作为设计和生产的双重批准时，如果所申请零部件是关键件，或所申请零部件的安装会对民用航空产品造成设计大改，则申请人不能直接申请PMA，而必须先申请STC，之后再基于STC申请PMA作为生产批准。这是新程序在PMA适用范围方面的一个重要变化，对应地，AP-21-AA-2020-13中对按照AP-21-06R3及之前版本中定义的设计批准类型“通过试验和计算进行全面符合性验证”获得PMA的PMA关键件也提出了追溯性要求，规定这类持证人可向证件颁发所在地区管理局为其设计方案申请STC，并申请修订PMA证书项目单，将“设计批准基础”改为“零部件设计已随补充型号合格证（注明证书编号）获得批准”——此种情况下，STC的颁发可基于以往PMA审查及批准所做工作、无需进行设计评审且免收审查费用；而对于那些正在申请通过试验和计算证明符合性且还未获得PMA的关键件，应根据新程序及时调整审查工作。

2) 不适用的情况

不适用指不能够或不需要申请PMA的各种情况。其中，“不能够”指该情况不属于PMA的适用范围，局方不会受理该项目的PMA申请；而“不需要”指虽然所申请零部件已经通过其他形式获得了局方的批准、接受或认可，不需要额外申请PMA，但局方仍可基于申请人的PMA申请受理该项目。不能够申请的情况主要包括：所申请零部件是单独的软件、材料、程序或工艺；出于市场和销售等目的，将一些不相关的零部件打包而成的、没有对应件号的套件；基于带有特定限制或型号设计资料不足以开展制造符合性确认或重复性生产活动的STC或MDA。

不需要申请的情况主要包括：其他生产批准（生产许可证（PC）、CTSOA）持有人生产的零部件、自制件、标准件。

4.3 设计批准基础

不同的PMA项目，由于设计符合性验证及批准的方式不同，审定和管理要求也相应不同。

在AP-21-06R3中，将PMA区分为3种“设计批准类型”，包括：已随TC、STC或MDA一起获得批准的零部件，依据设计转让协议证明同一性，通过试验和计算进行全面符合性验证；而在AP-21-AA-2020-13中，将“设计批准类型”改为“设计批准基础”（也可称作“批准基础”），并细分为4种情况：通过权益转让协议证明同一性，补充型号合格证或改装设计批准书，在没有权益转让协议的情况下证明同一性，通过试验和计算进行符合性验证；并在此基础上进一步细化了各种情况下应提交的型号设计和符合性文件、设计符合性审查要点、证后管理要求等。

此外，上述新划分方法与美国联邦航空局（FAA）的做法一致，更便于中美双方对PMA件的互认。

4.4 证后更改政策调整

根据AP-21-06R3及相关的管理文件，PMA件中的寿命件和关键件进行证后设计更改，哪怕是小改，也需要重新申请PMA。而相较于之前的做法，新程序中的证后设计更改政策更加灵活，并符合实际需求，即PMA的证后更改管理不再按照关键件、寿命件进行情况划分，而只区分设

计大、小改：在进行设计大改前，PMA持有人应当确定该件的新件号，重新申请PMA；设计小改则可按照民航地区管理局同意的方式进行批准。此外，对基于“在没有权益转让协议的情况下证明同一性”和“通过权益转让协议证明同一性”的PMA件，新程序还有针对性地提出了一些额外的证后管理限制和要求。

5 总结

本文对国内当前的民用航空零部件适航审定政策做了简要的总结，并着重讨论了由于新程序AP-21-AA-2020-12、AP-21-AA-2020-13的生效而带来的CTSOA和PMA合格审定政策方面的变化。

总的来说，上述两份新程序落实了上位法的新要求、体现了适航审定管理的新思路、具体的流程和要求也更为细化和明确，应当更为适应当前国内民航业发展的趋势和需求；但同时，新程序也难免会存在或带来一些问题，特别是涉及国内尚无经验的全新要求、与AMOS的对接等方面，需要通过国内各使用方在新程序的实际执行过程中，不断磨合、试错，发现问题并持续改进。

摘自《航空工程与维修》NO 01. 2021

浅谈三维测量技术 在传统飞机维修中的应用

周璐 郭海利 史强

1 引言

传统飞机维修过程包括故障检测、整机分解、部附件修理、零件装配、调试、试飞等多个复杂环节，可靠的维修过程是飞机安全飞行的必要条件，也是航空工业不可或缺的组成部分。传统的飞机维修技术水平相对落后，飞机维修的数字化水平较低，大多依赖手工作业，维修效率低下。随着传感器技术、光电子技术的快速发展，研究人员提出了一种高精密的三维测量技术，并逐渐将其应用于航空航天、汽车制造、工程机械等领域。将三维测量技术引入传统的飞机维修领域，不仅优化了部分维修工艺，提升了维修效率，同时也为未来飞机维修的技术发展提供了新的思路。

2 传统飞机维修现状分析

飞机维修是一项复杂的系统工程，具有产品构型众多、零部件结构复杂、系统管路密集等特点。飞机维修专业涵盖领域广，对从业人员的技术储备和经验要求较高，同时在维修过程中需要

参照的维修方案、技术标准、操作工序等文件较多。受限于设计时的技术水平,飞机自身具备的机内测试(Built-in Test, BIT)功能较少,在某些情况下不能快速准确地发现自身故障,增加了维修人员的维修难度。

电子技术的快速发展促使飞机维修领域各种通电性能的故障检测手段不断丰富,维修技能逐渐提升。但由于目前在修飞机均为传统二、三代机型,其自身原始数字化水平较低,并且缺少相应的数模信息,因此在机械加工、飞机形变检测、导管弯制、漆面检测等方面的检修工作仍然需要采用人工作业的方式,维修效率低下。

3 三维测量技术现状及在飞机维修中的应用

3.1 三维测量技术现状

随着计算机技术、光电子技术的迅速发展,光学扫描和测量技术不断更替,衍生出了三维测量技术,并广泛应用于航空航天、汽车模型设计、机械加工零部件制造、材料分析、通信工程、土木工程及新能源等众多领域。

从工程应用角度来看,随着精密工程测量及测量微型化的需求不断提升,未来三维测量技术将不断朝自动化、智能化、设备微型化、测量立体化、控制高效化等方向发展。

3.2 三维测量技术在飞机维修中的应用

在飞机维修领域,三维测量技术在导管数字化、飞机形变测量、漆面检测、多余物查找、电缆弯曲半径检测等方面逐步得以应用。在现代化飞机维修中运用该技术,不仅提高了工作效率、提升了测量精度,还保证了产品质量。

3.2.1 导管数字化

飞机设计与制造过程中会涉及大量的机内管道,其弯曲半径、直线段长度、安装位置、管道走向及相互间的配合是飞机设计研发过程中必须考虑的问题。与数字化飞机维修相比,传统飞机的导管维修面临着无三维数模、导管弯制不够规整、

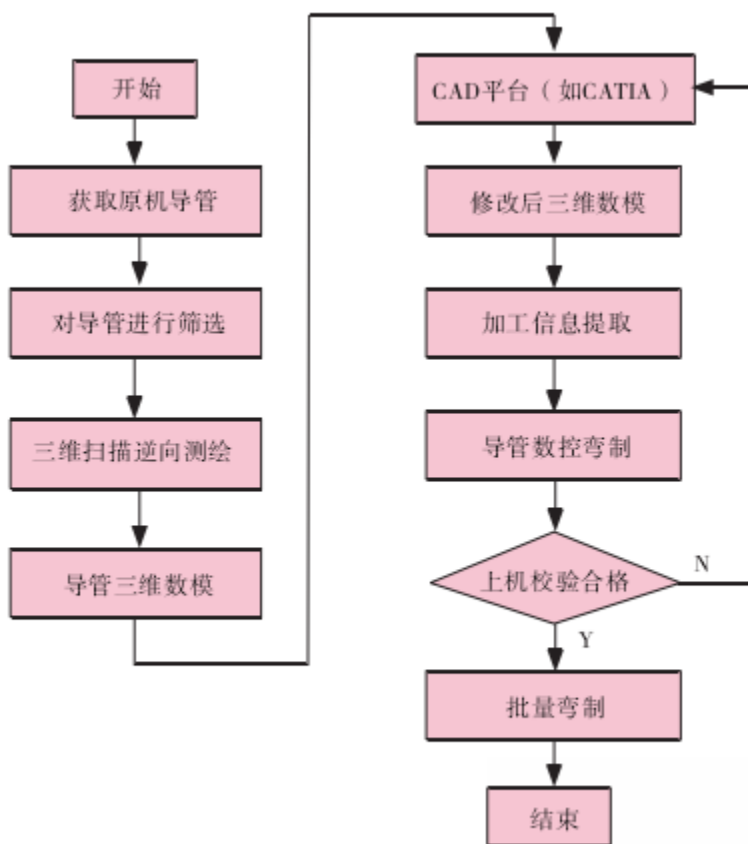


图1 传统飞机导管三维数字化制作流程图

导管弯曲半径无标准检测手段、导管在不同架次飞机上的互换性差等难点。因此,在传统导管维

修过程中,维修人员常采用手工弯制的方式制作导管。其流程首先是从相应架次飞机上拆下导管母体,其次参照母体形状进行导管弯制,这种导管弯制方式不仅精度差、品质低,而且无法满足批量生产的需求,生产效率低下。

与传统手工弯管的方式相比,三维数字化弯管技术优势明显,如图1所示。其流程包括对原机导管进行逆向测绘,获取三维数模后导入计算机辅助设计(CAD)平台进行适当修改,并进行数控加工信息提取,随后将信息输出至弯管机进行数控弯管,在得到弯制导管指令后进行上机验证,确认效果后即可批量制作。该方法不仅耗时少、精度高,并且制作的导管在进行细微调整后还可应用于其他架次飞机,提升了导管的相容性。



图2 无法进行数控弯管的导管示意图

需要注意的是,并不是所有在修原机导管均能进行三维逆向建模及数控弯管操作,这是因为手工弯管在制造过程中限制因素较少,以致导管形状缺乏标准化和规整性,为确保数控弯制导管的质量和精度,需对弯管范围进行有效筛选。筛选过程中需遵从3个方面原则:一是当原有导管直线段过短时,结合机上实际情况

无法调整优化的应剔除;二是当原有导管某处存在弯曲半径过小时,形成或超过 180° 大角度弯折的应剔除;三是当原有导管存在空间弯时,无法进行数控弯管作业的应剔除,如图2所示。

3.2.2 飞机形变测量

传统飞机维修过程中的形变测量包含水平测量、经纬测量和轮距测量三大类,主要是对飞机机翼、上垂尾、下垂尾、平尾、伞舱、起落架、进气道等的对称性、平行性进行测量。通过形变测量,可判断飞机部附件的安装位置是否符合图纸和技术文件要求,对保证飞机飞行安全具有重要意义。

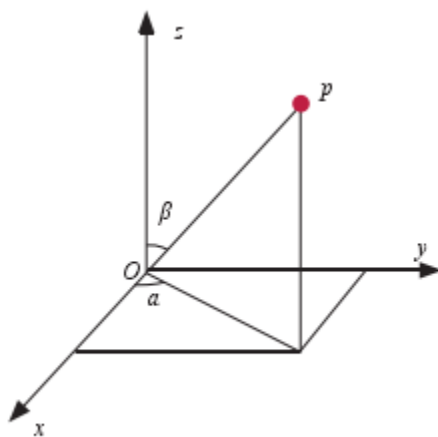


图3 激光跟踪仪空间点坐标测量示意图

传统形变测量方法简单直观,但在飞机摆水平的过程中需不断调整机身下部3个千斤顶的位置,存在耗时长、精度差的问题。随着航空产品不断朝高精尖的方向发展,其对部附件的安装精度有了更高的要求,传统的飞机形变测量方法已不能满足新型飞机的形变测量需求。因此基于激光跟踪仪、激光雷达、i GPS、摄影测量等的三维测量技术被逐渐应用于飞机形变测量上。本文以激光跟踪仪为例,介绍其在现代飞机形变测量中的应用。

激光跟踪仪的技术原理包括激光干涉技术、计算机控制技术、光电探测技术,其包含两个主要功能:一是通过激光干涉仪进行距离测量;二是利用

水平和垂直编码器进行角度测量。其空间点坐标的测量原理如图3所示, 设点P (x, y, z) 为被测空间点, 点P到点O的距离为L, β 为OP与z轴的夹角, α 为OP在x Oy平面的投影与x轴的夹角, 则有如下关系:

$$\begin{cases} x=L\sin\beta\cos\alpha \\ y=L\sin\beta\sin\alpha \\ z=L\cos\beta \end{cases} \quad (1)$$

式中, α 、 β 由跟踪头上的两个角度编码器给出; 距离值L由跟踪头中的激光干涉仪给出; 点P在测量空间中的坐标唯一确定。

用激光跟踪仪进行数字化形变测量时常采用平面距离法和坐标系转换法, 两种方法的流程图如图4所示。

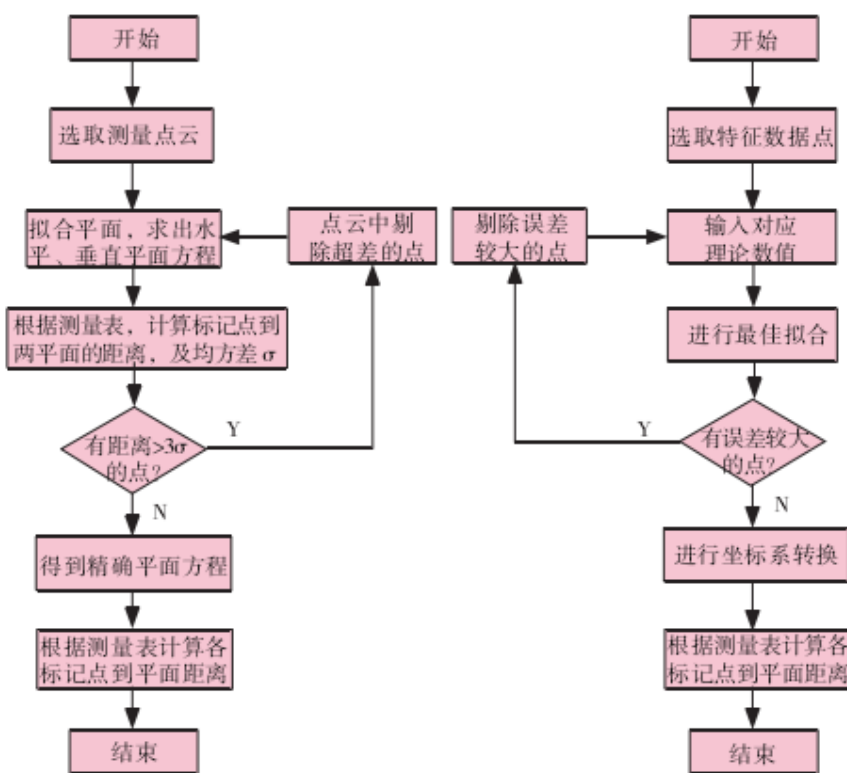


图4 激光跟踪仪数字化测量流程图

3.2.3 飞机漆面检测与多余物查找

完成飞机维修后, 维修人员需要对飞机进行整机喷漆的手工作业, 不仅喷漆效率低, 而且喷漆质量鲁棒性差、可靠性低。为推进飞机修理的自动化建设, 维修单位陆续引入三维视觉检测系统, 并通过该系统对飞机喷漆的全流程进行质量把控, 提升检测效率和检测精度。常见的漆面缺陷类型如图5所示。

多余物查找是飞机修理整机交付前必经的一道工序, 也是对维修人员细心与耐心的考验。机体内部的多余物轻则影响飞机的正常飞行, 重则可能致使发动机损坏或部附件工作故障, 从而造成安全事故。因此多余物的查找成为飞机交付前的一道重要工序, 以往的解决方法都是靠人工查

找，在一些视觉死角的地方采用敲击耳听的方式进行检查。这种方式不仅效率低，而且检测效果受人为因素干扰较大，可靠性不高。在引入三维激光、视觉检测手段后，可大大降低维修人员的工作强度，同时针对一些视觉死角，可设计专用的柔性机器人进入机体内部进行检查，大大提升了检测的可靠性。

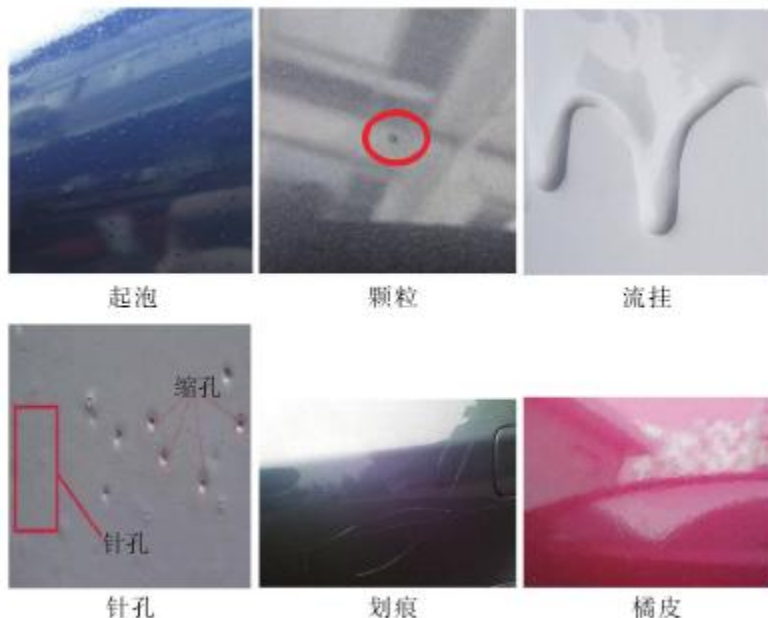


图5 常见漆面缺陷类型



图6 扫描点云数据重建示意图

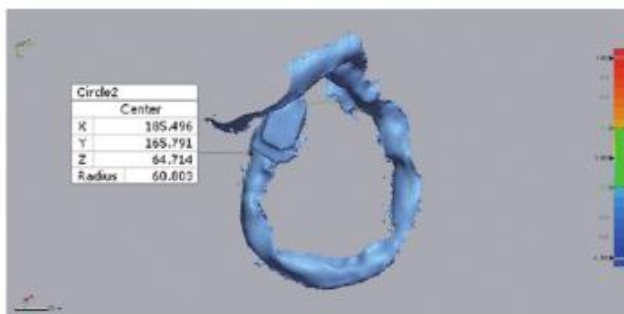


图7 弯曲半径检测示意图

3.2.4 电缆弯曲半径检测

机载电缆的弯曲半径是判断电缆安装敷设是否合格的重要指标，同时影响电缆的绝缘性能和电性能。目前，机载电缆安装敷设的修理规范对弯曲半径有严格的要求，但缺乏测量安装敷设后电缆半径的高精度设备，目前维修人员主要采用目视法进行测量。

修理过程中因不同人员视觉感受的差异与工作经验的不同，可能会使得维修人员对电缆弯曲半径的判定结果产生分歧。因此，维修单位引入三维激光检测技术，搭建电缆弯曲半径快速检测系统，实现对电缆弯曲半径大小的快速检测，其检测结果可帮助操作人员快速判断电缆弯曲半径安装是否合格，减少由电缆弯曲半径不合格导致的电缆隐形故障情况，提升机载电缆的可靠性。其扫描点云数据重建和弯曲半径检测示意图如图6和图7所示。

4 结束语

伴随着微处理器与光电子技术的进一步发展，以其为技术基础所研发的三维检测手段的检测精度会越来越高。对于劳动强度大、产品要求严、复杂性高的航空维修行业而言，三维检测技术的出现解决

了很多现有难题,在大部件对接、飞机形变测量、导管管型重构与数字化制作、电缆弯曲半径检测等方面发挥着越来越重要的作用,这些技术的应用不仅提升了工作效率,保证产品质量,同时也大大降低了人工劳动强度。

摘自《军民两用技术与产品》NO 01. 2021

结构设计不合理引发的发动机重大故障

陈光

对温度变化考虑不周引发的故障

航空发动机在正常使用过程中,外部环境以及发动机的工况变化,都会使发动机各部件的温度值与温度场发生变化。例如,发动机在慢车状态下,一推油门转速立即提高至最大转速,此时各部件的温度也随之上升,如果一些相配合的零组件的膨胀系数相差较大,原来配合较好的结构,会由于膨胀系数不同,造成配合松动而漏气漏油或配合变紧使零件受力过大而损坏等。热胀冷缩是人们熟知的物理概念,但在航空发动机的研制与使用中,由于不够重视,出现过众多的故障。

冬天起飞过程中 JT9D发动机喘振造成空中停车事件

中国民航的747客机所用的JT9D发动机,在1985年年底至1986年年初的寒冬中,发生了15起在当天第一次飞行爬升到600~1500m收油门时,因喘振而造成的空中停车事件,引起了中国民航领导的重视,立即通知普惠公司要求尽快解决。为此,普惠公司派出了十几位专家来到北京,开展了调查分析工作。

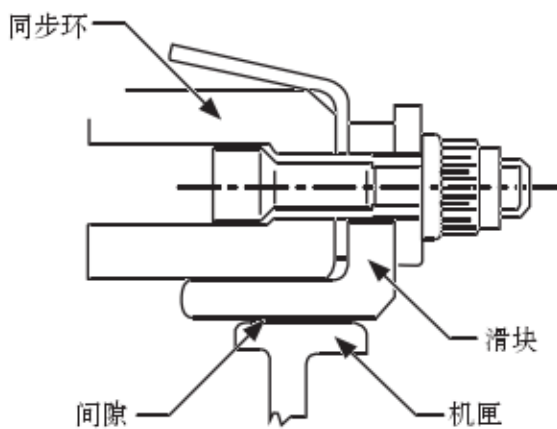


图1 同步环通过滑块支承在机匣上

JT9D的高压压气机有11级,其中前4排静子叶片是可调节的,每个静子叶片端头装有一摇臂,摇臂另一头插到同步环的环槽中并用销钉固定,在液压作动筒驱使同步环转动时,每个静子叶片就转一个角度,完成叶片安装角的调整。在同步环周围,均匀分布若干个由复合材料制成的滑块,同步环通过滑块支承在机匣上(见图1)。

20世纪80年代的北京,冬季夜间气温较低(一般低于 -10°C),波音747客机在机场过夜时,发动机的零件会受冷而收缩,次日清晨执行第一个航班任务时,发动机开车后推油门转速迅速上升,高压压气机机匣的温度随之上升,钛合

金制的机匣向外膨胀较大,但处于发动机外部的铝制的同步环与塑料滑块的温度未随之上升,膨胀量较小,因此机匣将同步环卡死不能转动。当飞机爬升到一定高度后发动机收油门降低转速时,可调静子叶片不能转动,导致高压压气机喘振引起发动机停车。故障原因找到后,普惠公司采取

加大滑块与机匣间隙的措施排除了发动机喘振故障。

对涡轮轴承在停车后温度上升现象重视不够引起的故障

发动机工作时，涡轮叶片处于高温燃气包围中，其热量通过轮盘、轴传到轴承。高速工作的轴承也会散发热量，喷向轴承的大量滑油不仅可以带走轴承的热量，也带走由涡轮叶片传来的热量。发动机一旦停车，终止了喷向轴承的滑油，此时涡轮叶片的热量除向其周围散发一些外，大量的热量仍按上述传播路线流向涡轮内环，再流向轴承外环，直到涡轮机匣。由于众多的涡轮叶片包含的热量非常大，在发动机停车后逐渐通过轴承外传，因此轴承的温度在停车后一段时间内是逐渐上升的，而且轴承内环的温度高于外环的温度，直到涡轮工作叶片温度逐渐降到正常值为止，这段时间为40~60min。在涡轮部件的结构设计中，如不考虑上述特点，会造成一些故障。

发动机停车后的高温使斯贝高压涡轮前油腔封严失效滑油消耗量大增

20世纪80年代，中国民航的“三叉戟”客机所用的斯贝MK512发动机，由于发动机滑油消耗量超标，使得提前换发率上升，1984年为37.5%，1985年达到40.7%。经过罗罗公司的分析，发现是由高压涡轮前轴承处的浮动环式封严装置失效造成的。

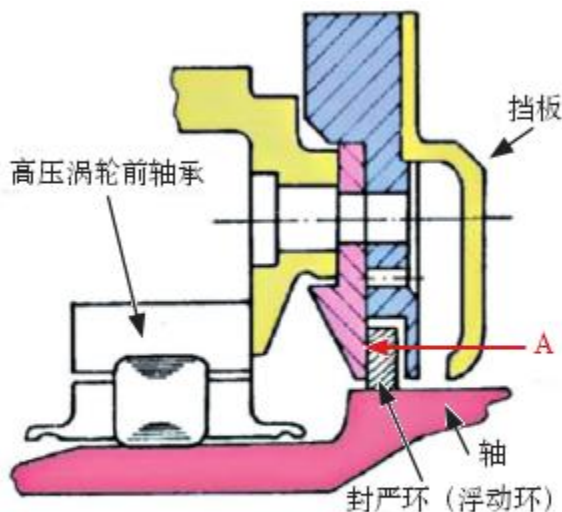


图2 浮动环式封严装置

浮动环式封严装置（见图2）是介于接触式的涨圈封严与非接触式的篦齿封严之间的封严装置。与涨圈封严不同的是浮动环为整圆的，它自由地套在轴上，与轴间有0.03 ~ 0.10mm的半径间隙，浮动环的安装槽座是由两件组合起来的，环在其中有0.06 ~ 0.15mm的轴向间隙；在油腔内、外压差的作用下，浮动环紧贴于槽座的端面A上，形成了径向间隙式与端面接触的混合封严装置，这种封严装置较篦齿封严装置的封严效果好，长度小，且无径向磨损问题。

在斯贝发动机高压涡轮轴承处采用浮动环式封严装置则不合适，因为发动机停车后轴承温度不断上升，使残留在封圈处的滑油结焦，导致浮动环卡死而不能动，最终造成浮动环与轴相磨形成漏油的缝隙。在发现滑油消耗量超标后，罗罗公司曾两次将该油腔处的泄油口孔径加大，希望在停车后能将油腔中的滑油尽量排光，但未解决问题，最后将浮动环封严装置改为篦齿封严装置后才最终解决问题。斯贝发动机中共采用了4副浮动环封严装置，其他3处均未发生上述类似的故障。

发动机中采用死腔结构带来重大故障

发动机结构设计中，除特殊情况（如真空膜盒等）外，一般不能做成死腔或密闭腔。发动机工作时，各部件温度都会升高，死腔的容积不会变，当发动机温度升高后，死腔中的压力会升高。

升高的压力对腔壁会施加一个力，发动机停车后此力也就消失了。发动机长期工作后，死腔的腔壁材料会发生低周疲劳，材料强度大大降低，在其他因素作用下腔壁破裂，会引起重大故障。

D30-KU-154发动机死腔破裂造成4级低压涡轮非包容转子爆破故障

在图-154客机用的D30-KU-154发动机中，高压压气机轴内装有一钛合金制的隔热套筒，隔热套筒与低压传动轴间有5mm径向间隙，间隙中为滑油腔。隔热套筒两端均装有封严胶圈，使高压压气机轴与隔热套筒间形成了一死腔。

在发动机工作4582h / 2437循环后，隔热套筒在反复加压、卸压作用下低周疲劳，材料强度大大降低。另外，由于封严胶圈老化，滑油漏入高压压气机轴与隔热套筒形成的环腔中，滑油自燃使腔压突增，造成隔热套筒在外压作用下失稳向内变形形成一个凹陷处，凹陷处的最尖处与低压传动轴相接触，在相对转速5700r/min作用下，将低压传动轴磨出深槽后而折断。低压传动轴折断后，4级低压涡轮失去负荷转子飞转，在极大的离心力作用下转子爆裂，爆裂形成的断块击穿机匣甩出发动机，幸好出故障的发动机位于飞机机尾处，甩出的断块未对飞机机体结构造成损伤，否则其后果不堪设想。

锁紧叶片的锁片强度不够造成发动机重大故障

风扇、压气机与涡轮工作叶片装在轮盘上时，须用锁片将叶片槽向固定在叶片的榫槽中，防止叶片沿槽向滑出榫槽。锁片虽小，但它承受的负荷多且变化大，如果不认真设计，会在工作中断裂，造成叶片从轮盘甩出，严重时甩出的叶片会击穿机匣，对发动机结构或飞机结构造成二次损伤。

F101风扇叶片锁紧卡环断裂使B-1B在海湾战争中全面停飞

F101为B-1B轰炸机所用的发动机，其第一级风扇叶片是用一个卡环将所有叶片锁紧在轮盘上。发动机工作一段时间后，风扇叶片被吸入的细小沙石冲刷磨蚀，叶型略有变化因而改变了叶片的自然振动频率，在97%的风扇最大转速下叶片出现共振，振动应力很大。如果叶片存在一些缺陷，就会使叶片折断，导致转子的平衡被破坏，风扇转子就会产生高频振动，造成卡环断裂，使叶片从轮盘上甩出，结果引起发动机着火。

1990年10月，一架B-1B轰炸机刚飞到1800m高度时，1号发动机锁紧风扇叶片的卡环突然折断，使全部风扇叶片甩出，引起发动机着火，飞机紧急着陆。2周后又一架飞机由于同样原因，8片风扇叶片被甩出发动机，并引起发动机着火，为此美国空军下令全部97架B-1B停飞以排除故障。

1991年1月17日海湾战争爆发，美国出动了所有在役的军机，唯独B-1B正处于停飞排故障期而未能参战。自1986年6月29日第一架B-1B加入美国空军服役到1990年年底，发动机累计工作时间超过10万小时，曾出现6次叶片甩出事件。

为排除故障，GE公司将原来由不锈钢材料制造的厚度为1.6 mm的卡环，改用镍基合金制造，厚度加大到3.68 mm，以增加卡环的强度，另外在风扇叶片根部加装减振块，以降低风扇叶片的振动应力（可降低1/3）。20世纪90年代后期，GE公司还采用激光冲击强化（LSP）对风扇叶片进行强化处理，以提高叶片的疲劳强度。

滑油流量不足造成重大故障

在一般机器中,对轴承喷入的滑油是起润滑作用的,其系统称为润滑系统,但在航空燃气涡轮发动机中,喷到轴承的滑油不仅润滑轴承,还要带走轴承高速旋转产生的热量以及其他零组件传到轴承的热量,同时滑油还在一些操纵机构中起到工质作用,因此现代许多发动机中已将润滑系统改称滑油系统。发动机的滑油系统如果出现某些设计缺陷,例如,对轴承等的喷油量不够,

会造成发动机的重大故障。

RB211供给风扇后轴承的滑油量不够造成风扇轴折断的重大故障

RB211系列发动机中,风扇后轴承与中压压气机前轴承均支承在同一个承力框架中(见图3)。一根滑油供油管既向风扇后轴承供油,又向中压压气机前轴承供油,在某些情况下会使供给风扇后轴承的滑油油量不够,造成轴承损伤,最终导致风扇轴断裂,风扇盘被甩离发动机的严重故障,由于低压涡轮转子设有防止风扇轴断裂后飞转的措施,此故障只导致发动机空中停车而未造成飞机机体严重损伤,飞机均安全着陆。

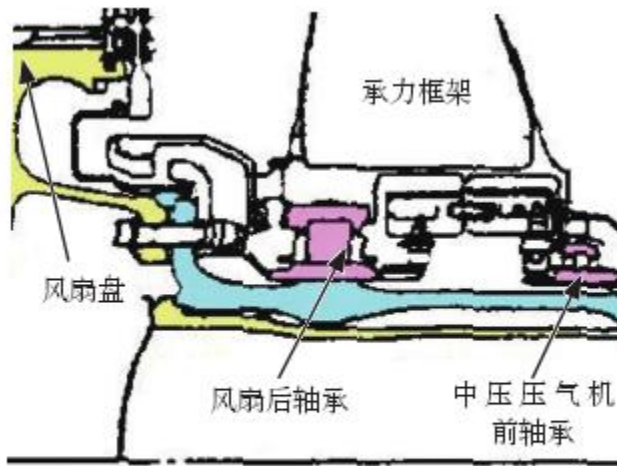


图3 RB211风扇后轴承与中压压气机前轴承
支承图

选用RB211-22B发动机的L1011客机于1981年在飞行中先后出现了3次风扇部件甩出的严重事件(1981年5月、1981年8月与1981年9月),其原因均是由于风扇后轴承滑油供油量不够造成的。同样的原因,1982年12月在747客机上的RB211-524C2中也出现了风扇盘甩出的故障。在不到两年的时间内,连续出现影响飞机飞行安全的4次风扇盘甩出发动机的严重故障,在航空发动机的研制与使用历史中实属罕见。

不慎采用电化学腐蚀标印造成重大故障

电化学腐蚀标印(ECM)是在零件制造、发动机装配与修理过程中常用的一种方法,但在操作中稍有不慎,会在表面上形成电弧而损伤表面,对于承受变化载荷的重要零件,例如,轮盘、叶片榫根等,就会引发裂纹,最后可能导致轮盘破裂、叶片断裂等重大故障,因此,应慎用这种标印方法。

CF34风扇盘不慎采用电化学腐蚀标印造成重大故障

2007年1月25日,美国美莎航空公司的一架装有两台CF34发动机的庞巴迪CRJ200支线客机,在丹佛机场起飞20min后,飞机穿过7300m高度时,飞行员听见“砰”的一声,飞机突然剧烈颠簸,飞机飞行速度降低,飞机的飞行高度随之下降,飞行员发现1号发动机(左发)出现严重问题,立即将飞机安全地开回丹佛机场,未造成人员伤亡。

飞机着陆后,令人吃惊的是1号发动机风扇转子、进气锥、风扇包容机匣及反推装置已全部



图4 风扇转子、包容机匣等均在飞行中丢失

造成小的疵点能引发裂纹，因此，GE公司从2000年起不再采用这种标记的方法。2000年10月，GE公司发布一份服务通报，要求采用了这种标记的发动机，在使用到8000循环时，应对风扇盘中心孔缘表面处用目视及触摸来检查标记是否已有由于电弧引起的疵点，出故障的发动机没有按

照GE公司的服务通告在8000循环时对轮盘进行检测。

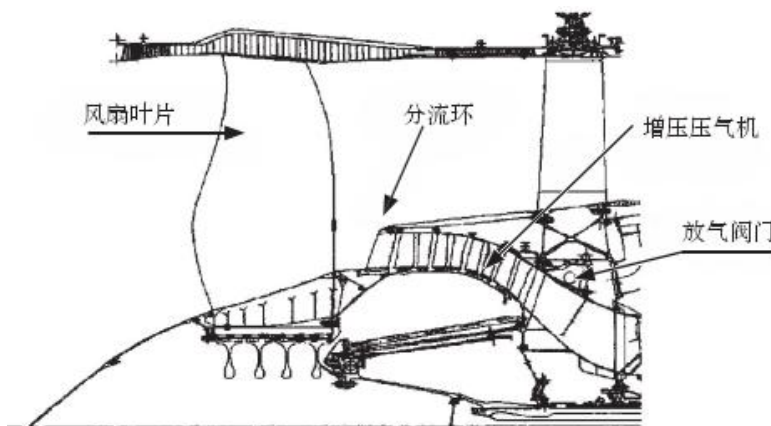


图5 风扇叶片后缘与分流环间的间距要大

涵道，避免过多的雨水经高压压气机进入燃烧室，使燃烧室熄火，造成发动机空中停车的严重故障。

CFM56-3风扇叶片后缘与分流环采用了小间距造成飞机在大雨中降落时双发熄火

CFM56-3虽在研制中通过了美国联邦航空局（FAA）按FAR33部的吞水考核，但在实际使用中，737客机在1987年5月—1988年9月的一年多时间内，发生过4次在特大雨水/冰雹着陆时双发空中停车的严重危及飞行安全的故障，分析其原因竟是风扇部件中有2处结构设计不合理造成的（见图6），其一是风扇叶片后缘与分流环间的间距太小，使雨水不易甩到外涵道，其二是进气锥做成长锥形，使雨水不易甩到外涵道。

丢失，风扇出口导叶仍保留在发动机中（见图4）。

CF34为GE公司研制，1992—2007年已有2000余台投入使用，是一型可靠性较高的发动机。出故障的发动机是1999年9月22日启用的，已经工作11000循环。

经检查分析，这次重大故障是由于在维修时，为使轮盘与轴保持正确位置，在轮盘孔缘处采用了ECM作标记。但是由于操作不当，在轮盘表面上产生电弧，造成小的疵点引发了裂纹，之后扩展的裂纹导致轮盘破裂。

GE公司在CF34的装配中曾采用过这种电化学腐蚀标记的方法，但后来发现如果操作不当，容易在零件表面上产生电弧，造

风扇叶片后缘与分流环间过小的间隙造成在大雨中发动机空中停车

在大涵道比涡扇发动机中，风扇叶片后缘与分流环应保持较大间距（见图5），以利于飞机在大雨天降落时，将流入发动机的雨水大部分甩到外

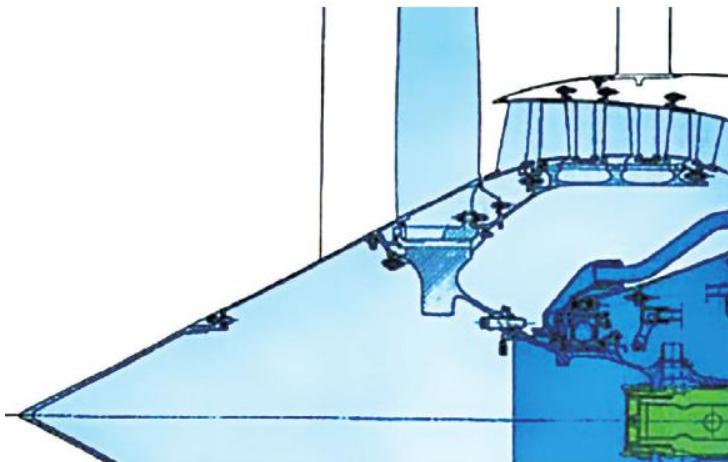


图6 CFM56-3的风扇部件图

在CFM56系列发动机中最后推出的CFM56-7中，吸取了CFM56-3的经验教训，对风扇部件的结构设计做了较大改进。

结束语

结构设计是航空发动机研制与使用中的一个重要环节，在该领域没有很多、很专的高深理论，也没有复杂繁琐的公式推导，一般也不需要编制若干条语句的计算机程序，但却是一项综合性很强，要紧密结合实际的工作。在结构设计中，一般要综合考虑气动、性能、传热、材料、工艺、强度、振动、装配、使用和维修等方面的问题，还要考虑实际制造与使用的具体条件并结合国内外航空发动机的使用经验进行权衡，才能得到较好、较适用的设计。上述一些重大故障正说明在发动机结构设计中，绝对不能忽视所谓的“小事”，对待任何细小问题均应考虑周到。另外，还须从一些已运行的发动机出现的大小故障中吸取教训。

摘自《航空动力》NO 01. 2020

以预测性为中心的维修理论 和维修方式发展研究

顾新 刘松岑

0 引言

适航规章规定航空运输营运人应依据维修大纲为其所运营的飞机编制维修方案，并按维修方

案实施维修工作。预测性维修技术尚未在维修大纲领域得到普适性应用,通过对波音和空客公司飞机维修审查委员会报告的研究,包括B737、B747、B757、B777、B787和A320、A330、A350等机型,发现各大飞机主制造商也没有将预测性维修项目写入各自自主研发型号的维修大纲中。当前维修大纲仍基于MSG-3进行编制,其目的是有效指导飞机进行计划性维修,在满足持续适航要求的前提下,保障飞机安全可靠经济运行。随着大数据理论和技术的发展,以预测性为中心的维修逐渐受到广泛关注。

维修大纲是航空公司例行维修工作的源头,航空公司主要的维修工作来自维修大纲中的项目。因此,维修大纲的制定对于合理安排飞机维修,保障维修工作顺利开展,以及保持飞机整体效能具有至关重要的作用。当前,计划性维修要求的制定依然将MSG-3作为重要依据,但是在实际运营过程中飞机面临着许多非计划性维修项目,甚至出现超手册问题。为了合理制定维修大纲,加之新技术、新理论的发展和计算机能力的提升,有必要探究以预测性为中心的维修理论和维修方式,实现预测性维修在维修大纲项目建立中的应用,使得尽可能多的非计划维修项目向计划性维修项目转变,切实达到飞机运行过程中维修工作的计划性安排,进而降低维修成本,提高日利用率,保障飞机安全可靠经济地运行。

本文基于相似项目的应用和标准,研究预测性维修技术发展所需具备的条件,以飞机系统为例,验证将一个计划性维修项目转化为预测性维修项目的方法和过程,进而明确以预测性为中心的维修理论和维修方式需要解决的问题,提出相关策略和建议,以期对预测性维修的深入研究与工程应用提供参考。

1 维修理论和维修方式发展历程

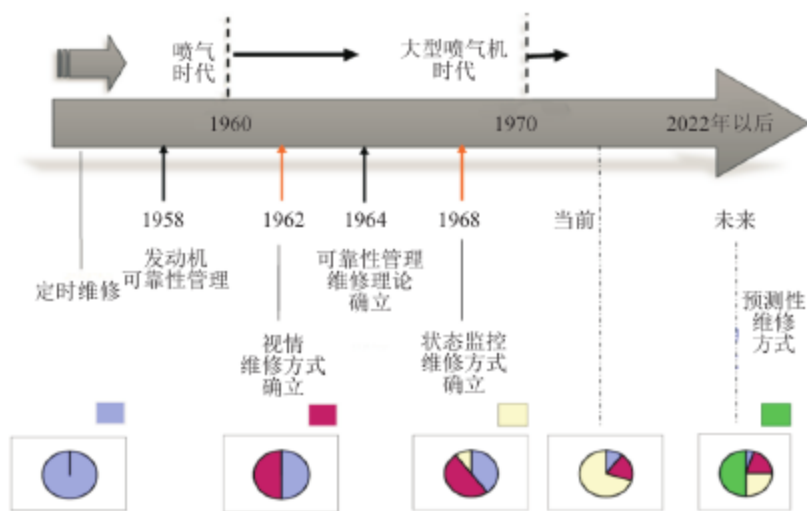


图1 维修理论和维修方式的发展历程

Fig. 1 Historical development process of maintenance theory and maintenance mode

自飞机发明以来,维修实践活动就在不断的探索和发展之中,从“预防性维修为主”的维修到通过“面向过程、自下而上”分析确定维修方式的MSG-1、MSG-2,再到“以可靠性为中心”建立计划性维修项目的维修方式的MSG-3,最后发展到当前“以预测性为中心”的计划性维修理念,其维修理论和维修方式的发展历程如图1所示,可以看出:预测性维修的维修方式可以

使维修项目单机化,对于营运人的使用特点和环境更有针对性,同时能提高所建立维修项目的适用性和有效性。

实质上,维修理论和维修方式的发展可概括为:以预防性为中心的维修到以可靠性为中心的维修,再到以预测性为中心的维修。

预防性维修理念发展较早,其是通过对产品的系统性检查、设备测试和更换以防止功能故障发生,使其保持在规定状态所进行的全部活动。预防性维修包括定期维修、状态维修和主动维修三种形式;然而定期维修存在过度维修、维护效果差、不能保证故障率下降、使用率下降等问题;状态维修依赖于数据的准确性、对监测环境要求较高、阈值获取困难;主动维修只对部分可控因素有效,不能有效防止故障发生。

以可靠性为中心的维修最早可追溯到1968年美国空运协会维修指导小组起草的MSG-1,后续在MSG-1的基础上又加以完善发布了MSG-2,直到目前广泛应用于计划性维修项目的MSG-3。关于以可靠性为中心的维修技术研究方面,国内外开展了大量研究,例如J. Moubray探究了以可靠性为中心的维修理念在复杂装备机械上的应用;蒋庆喜等探究了以可靠性为中心的维修在航空装备中的应用;刘文彬等研究了以可靠性为中心的智能维修决策模型的实现途径;武禹陶等系统研究了近年来以可靠性为中心的维修在各个领域内的应用。尽管以可靠性为中心的维修已广泛应用于工程领域的计划性维修项目建立,但是在民用航空领域,基于MSG-3制定的维修大纲在实际应用中仍然存在非计划维修项目,导致飞机正常营运受到影响。

关于以预测性为中心的维修方面,张逸俊探究了预测性维修对于航空维修作业的影响;冯蕴雯等对预测性维修进行了探究,并研究了基于预测模型的维修决策技术;江秀红等考虑维修重要度的影响对多态系统的预测性维修进行了分析;孔旭等对预测性维修技术研发应用态势进行了系统研究,指出了当前对预测性维修的关注点以及存在的局限性。此外,2018年4月国际维修审查维修委员会政策委员会(IMRBPB)发布了IP-180—Aircraft Health Monitoring (AHM) Integration in MSG-3,为实现预测性维修大纲编制提供了指导性文件。

2 预测性维修技术发展的条件

基于25部取证的运输类飞机,目前还未制定关于预测性维修技术应用的适航和工业标准。然而,基于27部和29部取证的旋翼飞机已建立了相关标准,通过对旋翼飞机技术标准,以及相似项目中应用,例如:发动机监控、飞机故障监控等的研究,总结出发展预测性维修所需要具备的技术条件如下:(1) 机载数据记录和传输功能;(2) 系统性能/衰减的测量能力;(3) 数据处理、诊断和预测技术的应用。

2.1 机载数据记录和传输

现代飞机都已具备机载数据记录功能,如空客的飞行数据接口和管理组件(FDIMU)、波音的数字型飞行数据获取组件(DFDAU)/飞机信息管理系统(AMIS),以及通信寻址和报告系统(ACARS)。机载数据记录和传输技术应用已经非常成熟,如航空公司维修控制中心(MCC)将相关技术应用于运行中的故障监控。另外,空中局域网和互联网技术应用也已趋于成熟,为更多数据记录和传输提供平台。

因此,机载数据记录和传输技术的发展和应用可满足发展预测性维修的技术条件。

2.2 系统性能/衰减的测量

针对现有机型相关系统设计能提供参数数据(参数与系统性能/衰减有关),并且参数可以被

机载数据记录系统记录,则参数才可作为性能/衰减测量的候选参数;如有存在额外数据需求,则需要通过加装传感器来实现参数记录。

由于型号在设计阶段对于预测性维修没有提出要求,提供候选参数的系统/设备有限。此外,通过加装传感器对已取证机型扩展候选参数的系统/设备范围相对有限,因此系统性能/衰减的测量限制了将计划性维修项目转化为预测性维修项目的范围。

2.3 数据处理、诊断和预测

数据处理、诊断和预测相关技术和理论发展如表1所示,这些技术和理论为预测性维修提供了实现手段,而预测性维修的实现有三种方式:(1)基于数据驱动的方法;(2)基于模型的方法;

(3)基于模型和数据驱动的融合方法。

表1 数据处理、诊断和预测相关技术和理论
Table 1 Technology and theory of data processing, diagnosis and prediction

阶段	相关技术和理论
数据处理	卡尔曼滤波 (Kalman filtering)
	时序 (time-frequency/time)
	频率矩阵 (frequency moments)
	小波分析 (wavelet analysis)
	自回归模型 (autoregressive (AR) model)
	傅里叶分析 (Fourier analysis)
	维格纳准概率分析 (Wigner-Ville analysis)
	模糊逻辑 (fuzzy logic)
	人工神经网络 (artificial neural network)
	遗传算法 (genetic algorithms)
	统计模式识别 (statistical pattern recognition)
	隐马尔可夫模型 (hidden Markov model)
	支持向量机 (support vector machine)
	决策树归纳算法 (decision tree induction)
诊断	逻辑回归 (logistic regression)
	人工神经网络 (artificial neural network)
	可靠性理论 (reliability theory)
	统计分析,例如:回归分析 (statistical analysis)
预测	时间序列数据分析 (time series data analysis)
	基于案例推理 (case based reasoning (CBR))
	更新理论 (renewal theory)
	数学规划 (math programming)
维修	模拟 (simulation)
	MSG-3、IP-180—在MSG-3框架下,发展基于飞机健康监控 (AHM)的计划性维修项目的指南 (MSG-3、IP-180—Aircraft health monitoring (AHM) integration in MSG-3)

基于数据驱动的方法具有将高维数据转换为低维信息的能力,使用历史数据自动学习形成系统性能模型,这种方法依赖于系统运行数据质量和对系统设计的理解程度,适用于无法得到设计数据,但拥有丰富运行数据的营运人独立开发预测性维修。基于模型的方法需具备对系统设计的理解能力,它依赖于分析模型(例如一组代数或微分方程)来表示系统的性能,适用于掌握设计数据的飞机或系统设计持有人。基于模型和数据驱动的融合方法综合运行数据和系统设计理解两方面的优势,通过运行数据的数据驱动不断优化初始设计建立的模型,不仅能够建立针对营运人使用环境的预测性维修任务,还可以帮助设计方优化设计存在的问题。

关于数据处理、诊断和预测技术条件,现有设计体系、飞机设计阶段飞机或系统设计持有人没有考虑预测性维修的需求。

3 维修大纲预测性维修项目建立方法

3.1 预测性维修项目构建思路

传统的维修大纲计划性维修项目确定是依据MSG-3进行分析确定,而以预测性为中心的维修则是将预测性技术引入MSG-3实现维修大纲预测性维修项目建立。本文将IP-180引入MSG-3,实现考虑AHM的预测性维修项目建

立原理,即在MSG-3逻辑图Figure 2-2 两级逻辑决断的基础上,增加第三级AHM分析,确认AHM对系统功能失效原因的覆盖能力,通过AHM分析产生三类输出:

(1) 无法建立预测性维修项目。AHM能力不足以覆盖失效原因,保留MSG-3两级逻辑决断产生的维修项目。

(2) 能建立预测性维修替代项目。AHM能力完全覆盖失效原因,替代MSG-3两级逻辑决断产生的维修项目。

(3) 能建立预测性维修项目,但需与MSG-3项目并行使用。AHM能力部分覆盖失效原因,保留修订后的MSG-3两级逻辑决断产生的维修项目,修订包括:延长间隔、减少工作范围和根据AHM参数监控情况执行。

3.2 预测性维修项目确定分析

3.2.1 程序验证

以实际飞机系统为案例,选取系统功能原理相对简单的某机型饮用水系统水质处理功能维修

项目为例,验证将维修大纲中一个计划性维修项目转化为预测性维修项目的方法和整个过程。

(1) 系统描述

①饮用水系统设计用来为地面和空中提供饮用水;

②飞机饮用水系统具有机载水质处理功能,为水系统加水,以及飞行期间提供健康的饮用水。

(2) 水质处理功能描述

水质处理单元是一个柱形流入式、带紫外线传感器,并集成控制元件的紫外线发生器,提供紫外线水消毒功能。该功能提高了系统针对微生物污染的耐用性,可以延长水系统化学消毒的计划维修间隔,减轻维修负担。

(3) 水质处理单元组成

①在加水和供水模式(正常操作)

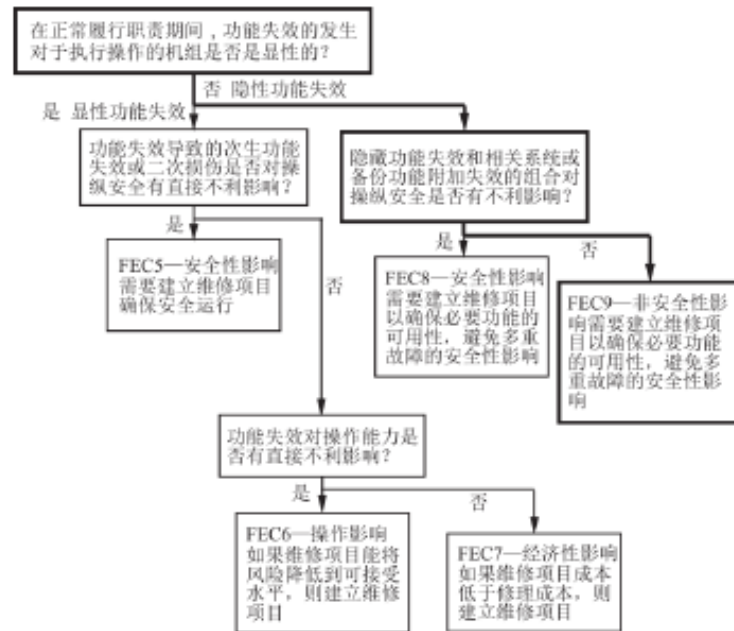


图2 水系统水质处理功能计划性维修项目建立的分析过程和方法

Fig. 2 Analysis process and method of water quality treatment function planned maintenance item establishment

期间,通过紫外线灯辐射对饮用水消毒;

②通过两个紫外线传感器监控紫外线强度值;

③通过加热和保温确保在-40℃工作;

④通过数据汇流条传输数据,向地面数据处理系统通报水质处理单元的状态(经过集成的微控制器)。

(4) 预测性维修项目转化的方法和过程

①根据MSG-3逻辑图Figure 2-2两级逻辑决断,确认需要建立的计划维修项目,水系统水质处理

功能计划性维修项目建立的分析过程和方法如图2所示, 水系统水质处理功能计划性维修项目的生成结果如表2所示。

表2 水系统水质处理功能计划性维修项目的生成结果

Table 2 Generation results of planned maintenance item for water quality treatment function of water system

失效功能	失效影响类别	失效原因	生成的计划性维修项目
水系统消毒功能的效果衰退。	FEC-9	水质处理单元内部紫外线灯灯罩污染造成辐射能力降低。	从飞机上拆下饮用水水质处理单元, 送修理厂分解清洗紫外线灯灯罩, 周期为每4 000飞行小时。

以及系统性能/衰减测量的技术条件要求。

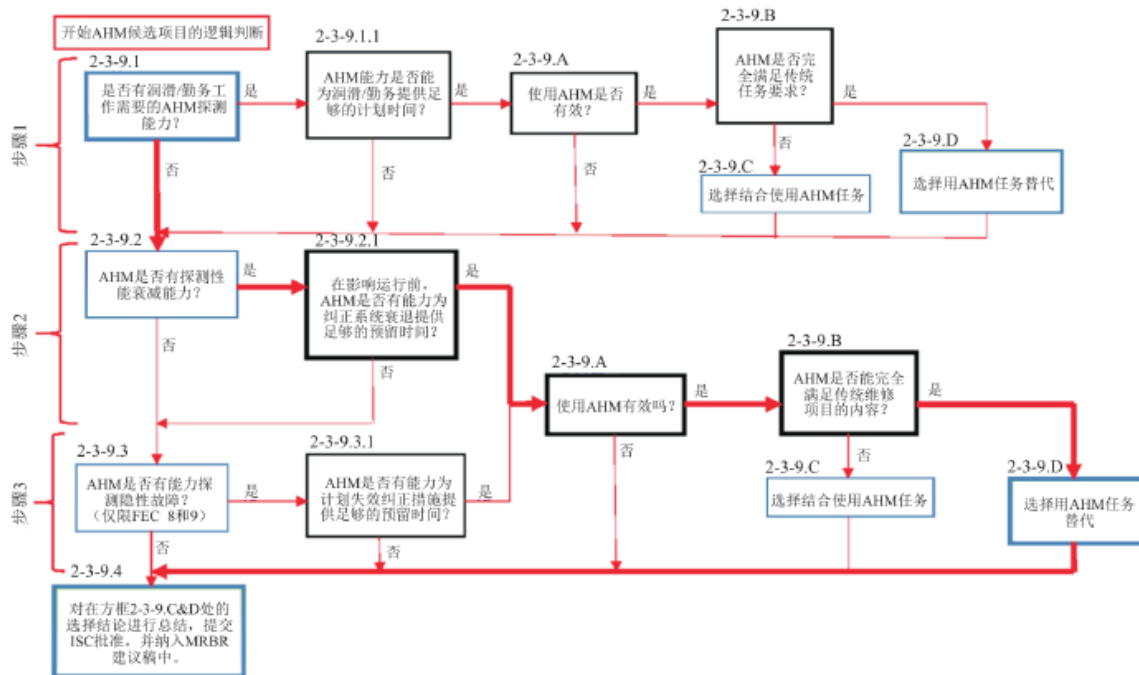


图3 水系统水质处理功能预测性维修项目建立的分析过程和方法

Fig.3 Analysis process and method of establishing predictive maintenance project for water quality treatment function of water system

饮用水水质处理单元包含两个紫外线灯和两个强度测量传感器。传感器每个航段记录一个值, 记录紫外线强度值单位 W/m^2 。两个传感器在地面给飞机加水期间同时使用, 飞行阶段一个传感器工作。传感器通过数据汇流条与计算机连接, CIDS通过ACMS向地面数据处理、诊断和预测系统传输数据。

c. 2-3-9.2.1 在影响运行前, AHM是否有能力为纠正系统衰退提供足够的预留时间? (是)

收集大数据, 建立水系统水质处理功能衰减模型如图4所示。水系统消毒功能退取决于紫外线强度值。选择 $40 W/m^2$ 水系统消毒功能衰减的低限制值, 如图4所示。传感器通过数据汇流条

②依据IP-180进行确定AHM后选项目分析 (第三级分析), 如图3所示。

a. 2-3-9.1 AHM是否有能力探测润滑/勤务需求? (否)

润滑/勤务不适用失效原因, 没有需要提交的消耗材料。

b. 2-3-9.2 AHM是否有能力探测衰退? (是)

如果要满足程序在该阶段的要求, 系统必须满足数据传输和记录,

与计算机连接，CIDS通过ACMS向地面数据处理、诊断和预测系统传输数据。在算法中考虑数据处理的影响因素，例如加水水质变化引起的数据跳变。建立的水系统消毒功能衰退曲线（图4中直线的斜率）显示衰退率较慢，营运人在完成数据处理、诊断和预测后，有足够时间采取纠正措施。

d. 2-3-9A使用AHM是否有效？（是）

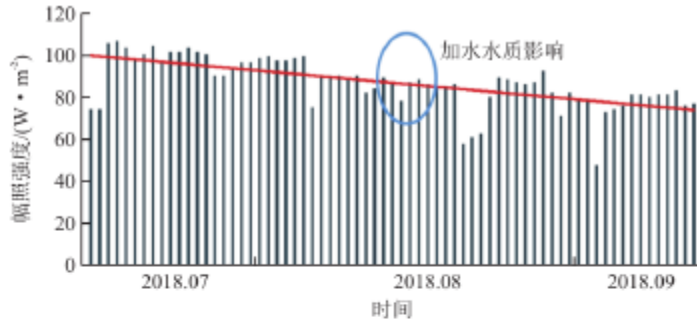


图4 水系统水质处理功能衰减模型

Fig. 4 Attenuation model of water quality treatment function in water system

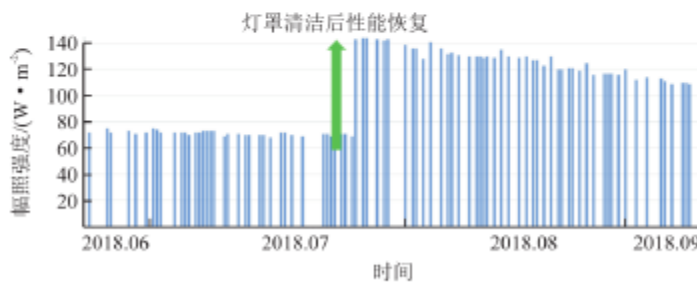


图5 水系统水质处理功能性能变化

Fig. 5 Change of water quality treatment function of water system

利用AHM，能在功能失效前提示营运人。水系统水质处理功能性能变化如图5所示。

通过数据驱动方法，结合基于模型的方法进行分析，满足数据处理、诊断和预测的技术条件要求，以符合程序在该阶段的要求。

e. 2-3-9B是否有已选择的传统维修项目？（是）

MRBR任务381000-00M07-01间隔为4 000 fh。

任务描述：“清洁紫外线灯灯罩（送修车间执行）”。

f. 2-3-9C AHM是否能完全满足传统维修项目的内容？（是）

传统维修项目的目的是在水系统消毒功能的效果衰退前采取纠正措施（在送修车间执行清洁紫外线灯灯罩）。

AHM也能满足该目的，通过监

控紫外线强度值衰退到低限值40 W/m²，提示营运人水系统消毒功能效果衰退。

AHM覆盖产生传统维修项目的所有失效原因。

基于IP-180程序与MSG-3建立了水系统消毒功能的预测性维修项目，在技术条件满足的情况下，验证了通过一定的技术方法可以将计划性维修项目转化为预测性维修项目。

3.2.2 预测性维修项目优势

针对饮用水水质处理单元紫外线灯罩的预测性维修项目取代了MSG-3理论体系下建立的计划性维修项目，其优势体现在如下三个方面：

（1）完成该维修项目的时机更符合系统功能衰退的实际情况，相对传统定时维修的方式，在满足预防系统功能失效目标的同时，避免了不必要的维修次数，在提高经济性、降低维修工作等方面具有明显优势。

（2）对传统维修项目进行的控制需要追踪维修项目的完成情况，涉及部件车间修理甚至还要追踪部件送修情况，建立基于预测性的维修项目后，则不需要追踪维修项目的完成情况和部件

送修情况，大幅降低了维修项目控制的复杂性。

(3) 以预测性为中心的维修项目相对传统维修项目能够使营运人和主机厂直观地了解执行维修项目后的效果。相比于传统的维修项目，更容易、更方便积累数据，对维修项目进行优化改进。

4 存在问题及建议

在大数据时代发展推动下，基于MSG-3分析方法以可靠性为中心的维修思想和维修方式需要进一步丰富和发展，在相关技术基本满足建立预测性维修项目的要求，发展以预测性为中心的维修方式已迫在眉睫，但还存在以下问题：

- (1) 受系统性能/衰减参数测量的限制，计划性维修转换为预测性维修的维修项目有限；
- (2) 数据处理、诊断和预测技术受飞机或系统设计方数据限制，同时也限制了计划性维修项目可转为预测性维修项目的范围。

发展以预测性为中心的维修策略和建议可总结如下：

(1) 在设计体系中考虑预测性维修对于系统性能/衰减参数的需求，并为基于模型分析创造适用条件。对于未来发展机型，在飞机设计阶段，通过基于模型的方法，设置预测维修需要的参数，解决性能/衰减参数记录不足的问题。

(2) 取得型号验证投入运行后，主机厂家、营运人、供应商以及持续适航当局通过ISC和MRB等组织形式，以飞机设计阶段基于模型分析的结论，建立基于预测性维修理念的初始维修大纲维修项目，并通过运行数据的不断积累，利用数据驱动的方法，不断优化预测性维修项目。

摘自《航空工程进展》NO 05. 2021