

飞行安全文选

(六十六)



中国民航飞行学院图书馆

2009年06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：李威生
副主编：李维 徐敏
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: yunny70@163.com

目 录

(2009 年 01 期 总第 66 期)

概论

试论民航企业的安全信任危机.....	1
新形势下建设和谐航空运输企业的思考.....	3
民航机场风险评价模型应用探讨.....	6
一种民用飞机修理级别非经济性分析方法.....	9

飞行技术、飞行安全

飞翼运输机总体布局设计研究.....	12
航空安全管理的需求与快速获取舱音记录技术的发展.....	16
航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命研究.....	19
某型飞机高原起降座舱压调适用性试验研究.....	22
浅谈目视航图的制作.....	24
飞行训练中的机组配合.....	27
如何引导飞行教学中的弱势学员.....	31
时间延迟对大型运输机飞行品质的影响.....	34
试论大型运输机的抖振.....	37
先进的齿轮传动涡轮风扇发动机技术.....	41

空中交通管理

降低航空器相撞风险.....	45
高原机场风切变探测系统的构建分析及研究展望.....	48
空中交通管制教学设计研究.....	51
增进理解互信 建设和谐空管.....	56
如何在管制环境改变时及时构建新的冲突模式.....	61
针对基层运行特点构建空管安全文化新格局.....	64

机务维护

TB-200 飞机 IO-540-C4D5D 发动机点火系统常见故障浅析.....	69
发动机超温案例分析.....	72
飞机空中故障特情诊断专家系统.....	75
飞机前座舱盖故障分析.....	79
机场设备维修管理信息系统应用.....	83
航空发动机高压涡轮盘辐板裂纹分析.....	87
涉及飞机油料调节器的加油事故.....	90
某系列飞机机翼油箱输油系统故障分析.....	92
浅议航空器的腐蚀与维修.....	94
飞机维修与模拟训练试析.....	99

试论民航企业的安全信任危机

伍斌 杨云红

安全是民航企业赖以生存的基础。同时也是企业对顾客、对社会最大的承诺，是民航企业始终必须坚持的最大诚信原则。我国民航企业在经历了分离重组。走市场化运行的今天，基于安全运行环境的动态性和不确定性，一些近乎苛刻、缺乏人性化的安全管理措施及企业在市场化运营过程中执行上的偏差，所诱发的信任危机直接影响到民航企业的运行安全。同时对企业的信誉和社会的认可度，给企业的良性发展造成极大障碍。信任危机成为一个突出的行业问题，企业与顾客之间、以及企业内部的信任关系，随时需要进行信任抉择。妥善处理信任问题，对我国民航企业实现又好又快发展具有重要的意义。

定义

德国社会学家卢曼认为信任是指“对某人期望的信心”，即信任者相信被信任者能够按照自己的期望行动。在道德的视域内，信任是对他人能够按照社会伦理规范自己行为的预期。

信任危机：是对人们能够按照体现社会价值的社会机制来对行为进行选择 and 规范的期望的缺失，而对社会生活带来负面影响的状况。

民航企业安全信任危机的原因分析

由于我国的民航企业有着特殊的行业特点和发展历程，其面临的信任危机的根源和其他类型企业相比有一定差异，突出表现在以下四个方面：

1 理念缺陷

安全与效益的抉择是民航企业市场化运行的主要瓶颈。安全是悬在民航企业头上的一把利剑，无论是有意或无意触摸了它，都会受到伤害，效益最大化是企业的追求。二者之间的抉择，成为民航企业难解的困惑，“安全第一”成为民航企业的第一法则。因而，民航企业的信任行为属于特殊主义信任，其特点之一就是顾客、企业组织实体、员工的极度不信任，正是这种极具排斥性的特殊主义信任模式。使民航企业在惯性戒备心理作用下始终无法真正融入市场经济，来自顾客和企业组织内部信任危机难以克服，一方面限制了企业发展的空间，另一方面也在滋生着新的安全危机。

2 制度缺陷

基于安全压力，管理者缺乏安全感。民航企业安全管理规章、措施建立在“不信任”的前提下而具有明显防御性，漠视顾客和员工需要，缺乏人性化。突出表现在：一是顾客的不满意和抱怨。二是组织内部在安全管理规章制度、措施的制定中因为没有员工的参与，缺乏民主，其公平、公正、透明性无从体现；规范制度朝令夕改，员工无所适从。制度的缺陷使民航企业面临着来自顾客和组织内部的双重信任危机。一方面削弱了民航企业在市场竞争中的优势。另一方面员工对企业没有认同感和长期扎根的观念，同时员工之间的信任危机也在不断加剧，企业的安全运行因为没有员工的积极参与而危机四伏。

3 执行力缺陷

制度的不合理带来企业的执行信任危机。首先，由于民航企业规范和标准的构建不力，部分民航企业管理者往往成为制度最大的破坏者，表现为：管理随意性强，有章不循，用经验或个人感官代替制度承诺，在制度执行时因人而异，导致员工对企业和管理者产生敌对情绪，信任就更谈不上。其次，来自个别执法者，曲解安全管理规章和立法本意，无视企业的经营性质和安全管理文化的历史沉淀，把“安全”二字当作尚方宝剑，想当然地、随意地扩大安全规章、要求的解释，让企业无所适从，使民航企业一方面要应对经营危机。另一方面还要应对企业与个别执行者之间、以及组织内部的信任危机，从而使企业的执行力大打折扣。员工成了企业的局外人，企业如果连自己的员工都不信任了，那么“安全”这一民航企业赖

以生存的基础也就岌岌可危了。

4 文化缺陷

我国民航企业尽管已开始在市场经济中弄潮，实行市场化运作，但传统的管理模式和思维根深蒂固。习惯于大锅饭的民航企业在市场经济中始终找不到“归属感”，缺乏原动力。信任危机带来的顾客与企业之间、员工与企业之间心理契约，价值认同差异缺乏有效的沟通方式。一些安全文化积淀在民航企业改革、发展中经受磨砺，在否定和怀疑中传承或摒弃，在安全与效益的抉择中，适应民航企业建设和发展需要的企业文化难以找到一个切点，或可供参考的模式。

民航企业安全信任危机的管理对策

随着社会经济的不断发展。我国民航企业所面临的安全运营环境的动态性和不确定性因素在不断增加，研究、化解信任危机是民航企业维护系统运行安全、稳定的一项迫切而重要的工作。

1 树立诚信为本的管理理念

安全是民航企业向公众发出的最大诚意的要约，也是民航企业对顾客、对社会的最大承诺，同时还是民航企业自我约束的最高法则。在安全与效益的抉择中，如何让顾客充分感受到企业的最大诚意，一方面是要规范民航企业自身的安全管理行为，以优质、规范的服务让顾客感受到来自企业信任，以积极坦诚的沟通抚平顾客的抱怨；另一方面，我们有理由相信每一位顾客都是民航企业可信赖的朋友。信任是企业与顾客长期合作的基础。也是企业获得效益的源泉，对顾客的不信任。其实质是企业对自身安全管理缺乏信心。其结果是企业的市场份额在慢慢地丧失。员工是企业的财富创造者，也是民航安全的守护者。让员工感受不到来自企业的诚意和信任。漠然成为企业的局外人，那么企业对顾客、对公众的诚意将失去其传递的纽带。善待员工，尊重和信任员工，关心其切身利益，注重其个人价值和发展需求，实现企业理念与员工追求的融合，是民航企业实现安全与效益共赢的坚强后盾。

2 坚持信任危机公关的 5S 原则

由于民航企业的信任行为属于特殊主义信任，企业与顾客、企业与员工之间的信任危机是不可能完全避免的。对来自顾客、组织内部的信任危机，我们应当坚持危机公关的 5S 原则，以化解信任危机带来的系统运行不稳定状态。

(1) 承担责任原则(SHOULDERINGTHEMATTER)：无论谁是谁非，都不要企图推卸责任。

(2) 真诚沟通原则(SINCERITY)：企业应把自己所做，所想的，积极坦诚地与公众沟通。

(3) 速度第一原则(SPEED)：危机发生后，能否首先控制住事态，使其不扩大、不升级、不蔓延，是处理危机的关键。

(4) 系统运行原则(SYSTEM)：在逃避一种危险时，不要忽视另一种危险。在进行危机管理时必须系统运作，绝不可顾此失彼。

(5) 权威证实原则(STANDARD)：企业应尽力争取政府主管部门、独立的专家或机构、权威的媒体及消费者代表的支持，而不是自己去徒劳地解释或自吹自擂。

3 完善制度和道德信任机制

首先，制度要体现合理的契约关系。专门研究信任的人认为，情感的信任是低端的，高端是根据契约的关系形成的信任。人和人之间毕竟是有感情的，无论是制度框架下还是其他形式下的信任，离不开感情这个因素。对民航企业而言，基于尊重和信任的安全管理更有利于增强员工对企业的认同。消除和减少顾客的抱怨，从而提高其组织信任度。其次，让员工参与制度建设，使制度在最大程度上体现公平、公正、透明，可以有效减少管理过程中的主观偏差，从而减少制度执行过程中的信任危机。再次，制度要结合企业特点，尽可能准确、客观，保持相对稳定性，从而避免员工无以适从的现象。推动民航企业安全、有序、健康发展。

道德信任对企业具有正向价值。企业应当致力于提高企业的信任度。因为较高的信任度有利于企业的健康发展,企业与顾客、企业组织内部的信任能够促进彼此的合作,从而使企业活动的效率得到提高,推动企业的进步。企业所追求信任不是个别人出于自己的利益而损坏他人或企业利益行为的期待,而是为了更好的生存发展而对于有益行为的期待。这就要求民航企业真正与顾客、员工诚心相待、平等合作、大度分享,尊重和容忍顾客和员工不同需要,为企业系统运行安全和发展创造诚信和谐的环境。

4 建立有效的沟通机制和监督机制以保证制度的有效执行

有效的沟通是民航企业安全运营与发展的前提。有效的沟通一方面有利于使员工明确企业的战略意图和发展目标,增进员工之间的相互了解、交流。结成伙伴关系。另一方面有利于获得顾客、局方以及员工的谅解。从而使企业能够顺利地摆脱危机。要真正进行有效的沟通。首先必须建立科学的决策机制,在做出重大的决策时,集思广益,虚心听取各方面的意见,此外应鼓励创新,鼓励员工提出合理化建议。从而充分调动其主观能动性。

执行力的强弱关系到民航企业系统安全运行和企业的竞争力。政策制定容易,难就难在执行,如果方案不能被有效执行。或者说在执行过程中出了问题。那么再完美的方案也只是绚丽的空中楼阁。建立有效的监督机制。有利于规避执行过程中的信任危机问题,从而使企业走出“人治”误区,将“以人为本”的管理落到实处。建立信任危机管理的监督机制关键在于:要对企业政策执行的公正合理性予以有效监督,构建组织内部信任危机风险预警机制,实行分层、分级有重点的预警,尽可能把信任问题消灭于萌芽阶段;建立信任危机反馈评估机制并构建信任危机影响指标体系。给决策层在进行信任危机管理时提供准确的信息;完善员工申诉处理机制,使员工在认为受到不公正对待时能与组织沟通以化解相互的信任危机。

5 建设具有民航特色“以人为本”的诚信文化

长效的诚信文化可以使企业的信任基础不断得到强化。民航企业的文化建设与其他企业的文化建设具有共同的一面,也有其特殊的一面。这种特殊性就在于:必须突破特殊信任主义文化的框框,建立真正人本化的企业文化。建立以人为本的企业文化,首先是民航企业兑现“安全是民航企业对顾客、对社会最大的承诺”的需要。其次是民航企业实现效益最大化,持续、健康、又好又快发展的需要,再次是民航企业协调各方利益、实现共赢的需要。建设“以人为本”的诚信文化,必须坚持“双管”齐下,一“管”就是用规范性的程序、人性化的管理来规范员工和企业的行为;二“管”则是沟通顾客、员工灵魂的文化管道。制度、规范永远有管理不到位的地方,但文化是无孔不入的。如果能在全体员工中实现企业灵魂——企业精神下的心灵沟通,那么企业的信任危机将控制和降低到最低限度。民航企业实现安全与效益的共赢就有了根本的保障。(摘自《民航科技》2008, No. 5)

新形势下建设和谐航空运输企业的思考

屈卫东 宋燕

改革转型在给航空运输企业带来诸多希望和生机的同时,也带来了许多新的挑战。面对新阶段新任务,航空运输企业如何全面落实科学发展观,加快建立适应时代要求的现代企业管理制度步伐,实现企业和谐发展,成为当今航空运输企业急需解决的首要任务。

一、建设和谐航空运输企业的意义

1. 是员工实现自身价值的迫切要求

马斯洛需求层次理论认为,每个人都有生理、安全、社交、尊重和自我实现五个层次的需求。一般情况下只有低层次的需求得到满足后,人们才会产生高层次的需求。员工自我实

现需求最根本的体现就是其自身价值的实现。

“海阔凭鱼跃，天高任鸟飞”。企业的发展状况和盈利能力很大程度决定了员工的生活质量和人生价值实现的程度，企业的工作环境和文化氛围直接影响着他们的身心健康和个人发展。建设和谐航空运输企业，要求管理者留意员工的需求变化，把握员工的需求重心，为他们的成长创造一个良好的工作生活环境。要充分授权给员工，为他们的发展搭建广泛的事业发展舞台和竞争平台，在做大做强企业的同时，坚持人才强企战略，通过激活每一个员工的思想，挖掘每一个员工的潜能，规范每一个员工的行为，让每一个员工在本职岗位上舒畅地工作，愉快地生活，健康地成长，做到人尽其才，才尽其用，用尽其效。

2. 是实现企业战略目标的内在需要

改革重组以来，国内航空运输企业呈现了安全形势总体平稳，生产、效益显著增长，服务工作得以改善，基础设施建设进展顺利，改革开放继续推进，内部关系日趋和谐的跨越式发展新局面。但在快速发展中也存在着一些问题：一方面，安全基础工作还不能适应航空运输企业快速增长的需要，航空运输企业的服务质量和效益还不高，航班延误现象仍然比较严重，应对紧急事件的意识和能力亟待提高。另一方面，航空运输企业的存量资产结构不尽合理，资源配置效率有待进一步提高，现有的组织结构和机制缺乏市场导向。此外，市场管制放松将推动竞争格局加速演变，航油价格不断飙升，影响航空运输企业发展的不确定因素大量存在，如果不能妥善处理安全运营与快速发展的关系，就可能功亏一篑，使航空运输企业的战略目标成为一句空话。企业的发展目标和战略定位决定着企业的发展方向，它的重要性是不言而喻的。战略定位是企业竞争优势的重要内容。近几年来，国内部分航空公司取得了令人瞩目的经营业绩，成功之处就在于其不断清晰的战略定位，强化战略引领作用。建设和谐航空运输企业，就是要不断消除影响企业发展的不和谐因素，正确认识和科学处理企业发展中各种矛盾，使企业沿着健康的轨道持续前进。

3. 是构建和谐社会的重要保障

企业是社会的细胞。建设和谐航空运输企业，不仅是构建社会主义和谐社会的应有之义，而且也是企业自身不断发展壮大的必然要求。民航在国家综合交通体系中具有不可替代的作用和地位，在保障推动国民经济正常运转的同时，民航对国民经济的拉动作用越来越明显。经济的全球化和国内经济的蓬勃发展，使社会对民航运输的需求量越来越大。建设和谐航空运输企业，从微观上讲，就是要实现旅客、货主、员工、企业、股东、公众及政府等多方利益的和谐，实现多赢共荣；从宏观上讲，就是要实现航空运输企业与国民经济其他部门之间的协调发展。

二、努力建设和谐航空运输企业

1. 努力实现企业发展与员工成长的和谐

员工是生产关系中最具能动性、最活跃的因素。员工是企业的最大财富，员工的素质和进取精神决定企业的未来。企业内部员工关系的和谐是和谐航空运输企业的基础，和谐企业中员工永远是第一位的。航空运输企业要建立尊重人、发展人的人本文化。管理者要充分肯定员工的劳动，尊重他们的价值追求，维护员工的合法权益，要按照《劳动合同法》的要求建立和谐的劳动用工关系。要关注企业中不同职工群体的利益诉求，关心员工的个人发展，倡导以业绩为导向，建立适应现代企业制度的选人用人机制，以人性化的管理最大限度地调动员工的积极性，使员工的潜能得到充分发挥，实现人与企业共同发展的和谐。

2. 努力实现企业发展与资源合理开发使用的和谐

实现企业快速发展与资源合理开发使用的和谐是科学发展观的本质要求。企业的人、财、物、技术、市场、供应商等都是企业的资源，资源无处不在。同时企业的资源又是相当有限的，有的资源已经相当匮乏，企业要为资源的使用支付不菲的代价，所以资源贵在合理开发使用。企业要对现有资源进行最大限度地整合与优化，发挥其整体优势；对外部资源则不求

所有，但求所用。此外，要开拓视野，创新思维，善于挖掘一切潜在资源，并加以利用。

客户是航空运输企业最珍贵的资源。航空运输企业要以客户需求为导向，开发针对性的量身定制产品。要善于分析研究和细分航空市场，及时调整营销策略，牢牢把握市场的主动权。要通过开发新产品来不断扩展市场，挖掘潜在客户，引领消费。要合理管理客户资源，通过优质的服务使临时性客户资源成为忠诚于本企业的客户资源。此外，还要重视与供应链上下游的合作伙伴建立和谐关系。

3. 努力实现企业管理方式与组织模式的和谐

重组给航空运输企业带来了运作模式的巨大变革。企业的管理方式只有与生产运作模式和谐一致，才能最大效率地解放生产力。要优化企业产权关系，健全法人治理结构，完善管控体系，加速建立现代企业制度进程。要实现资产结构和谐，人机比例的和谐，以及生产管理与经营机制的和谐。

和谐管理将给航空运输企业乃至整个行业的持续稳定发展注入新的活力。资源整合是实现和谐管理的基础。资源整合、业务运营一体化属于整合的现实运作模式，文化的整合则是整合所要达到的终极目标。只有联合重组的企业坦诚相待，融洽合作，同频共振，才有利于主体企业通过品牌、管理、技术等资源的输入，以及企业文化的导入，最终使重组企业经济效益产生“1+1>2”的协同效应。

4. 努力实现企业发展与社会环境的和谐

为社会民众提供安全、正点、舒适的服务是航空运输企业孜孜以求的目标。航空运输企业的和谐发展需要统筹规划，科学决策。要认真贯彻国家宏观调控政策和战略发展规划，科学制定和实施企业发展战略，要树立为国家负责、为多元投资者负责的观念，通过多方努力，使企业保持持续的、较高的盈利水平，让股东和潜在的投资者感受到企业具有良好的投资价值，为企业的健康发展注入源源不断的活力。要使企业发展与经济社会发展相适应，与国家宏观调控政策相吻合。要不断增强干部员工依法经营、依法维权的意识和能力，构建与各类市场主体以及地方政府、社会各界的和谐关系，努力形成竞争有序、经营有道、合作有力、共同发展、多方共赢的和谐局面，为建设社会主义和谐社会提供保证。

5. 努力建设和谐的企业文化

建设和谐企业文化，不仅是企业实现与外部环境和谐的重要途径和标志，也是创建和谐企业的基石和保障。著名经济学家于光远先生曾说：“国家富强靠经济，经济繁荣靠企业，企业兴旺靠管理，管理关键在文化。”

优秀的企业文化，为和谐企业的构建提供强有力的精神支持，对企业的发展具有不可估量的作用。企业管理者一定要致力于创造有文化、有内涵的企业。实施和谐管理，不断增强航空运输企业的凝聚力、向心力。要开展企业文化建设创新活动，吸引员工参与到企业文化的建设和培育中来，不断丰富员工的精神世界，使全体员工始终保持昂扬向上、开拓进取的精神状态。要倡导团结互助、诚实守信、平等友爱、融洽相处的人际关系，真正把员工自身的理想、奋斗目标与企业宗旨、目标、信念融为一体，使企业真正成为全员和睦相处的大家庭。

结束语

和谐是人类社会协调、持续发展的内在要求。作为社会的细胞，实现与社会、股东、客户、员工的和谐发展是航空运输企业的历史使命和永恒追求。在建设和谐社会航空运输企业进程中，要辩证地看待质和量的关系，在重视生产量化指标绝对增长的同时，更应注重增长质量的提高，使航空运输企业早日步入和谐发展的良性轨道。

（摘自《中国民用航空》2008，No8.）

民航机场风险评价模型应用探讨

卢炳峰

风险评价是按照科学的程序和方法,对系统中的风险因素、发生事故的可能性、可能损失与伤害程度进行调查研究与分析论证,从而为评价系统总体的安全状况以及为制定基本预防和防护措施提供科学的依据。

评价模型依照以下思路建立:资料的收集、整理,民航机场风险因素识别,确定民航机场评价的各指标,分析并确定所需要评价的风险因素,定性、定量评价,结论。

1 民航机场风险分析

民航机场风险分析内容见表1。

表1 民航机场风险分析

	中间过程	第一类风险	第二类风险	风险点	风险指标	备注
航空燃油供给系统流程	油库	火灾、爆炸、泄漏	人员伤亡、财产损失、环境污染	库区安全状况	驻场单位	包括邮局、休息室、旅客更衣室、商店、书店、吸烟室等
				安全监控	监控	包括消防监控、防止人为破坏等
	油库至机场输油管线	火灾、爆炸、泄漏	人员伤亡、财产损失、环境污染	管线的监控	监控	包括消防监控、防止偷油、人为破坏等
飞行器起降流程	航空器加油	火灾、爆炸	人员伤亡、碰撞造成飞行器损坏	管道故障	机场设备设施性能	
				加油车可靠性	机场设备设施性能	
				鸟害	鸟害	属生产环境因素
	飞行器与建筑物相撞,飞鸟撞击飞行器,飞行器冲出跑道	飞行器与建筑物相撞,飞鸟撞击飞行器,飞行器冲出跑道	建筑物损坏、跑道损坏	机场净空情况	机场净空	属生产环境因素
				场道条件	场道条件	属生产环境因素
				飞行器干扰	飞行器干扰	属生产环境因素
	飞行器起飞和降落阶段			烟雾	烟雾	属生产环境因素
				航空气象	航空气象服务	属生产环境因素
				航空管制	航空管制服务	属生产环境因素
				信号管制	信号管制	属生产环境因素

续表1

	中间过程	第一类风险	第二类风险	风险点	风险指标	备注
	飞行器滑行阶段	碰撞造成飞行器损坏	设备、飞行器、跑道损坏	场道条件	场道条件	属生产环境因素
	飞行器后勤保障与维护	飞行器损坏	私自搭乘飞行器致人员伤亡	飞行器维护	飞行器维护保障	
				飞行器保障	飞行器维护保障	
				飞行器守卫	安全保卫	
货邮流程	办理托运货物手续、安检	影响机场托运业务的运行	违禁物品未检出	安检	机场设备设施性能、安检	X光机可靠性
				安全防范	安全保卫	强行托带违禁物品
	货物分拣	分拣错误、货物丢失	—	传送带安全性	机场设备设施性能	
	货物装运	货物损坏	飞行器倾翻	运输服务	运输服务	

2 民航机场风险评价指标项目的确定

根据民航法律法规，参考民航机场安全运营情况、自然情况、整体安全运营情况，综合考虑人员、机器设备、环境和管理方面的因素，可以确定整个机场的风险因素指标，见表 2：

表 2 民航机场风险指标

		风险指标	备 注
人员因素	机场机组人员	员工业务水平	包括领导能力
		员工忠诚度	
机器因素	其他人员	非机场人员	乘客的满意度、人员控制等
	飞行器	飞行器性能	
		飞行器维护保障	
	机场设施	设备设施性能	
		设备设施维护保障	
环境因素	自然环境	低空风切变	
		大雾、云、吹雪、风沙、浮尘等	
		地形波	
	社会环境	气温、气压	
		政治环境	
管理因素		经济环境	完备
		规章制度	
		部门沟通	
		安全监管及治安	
		安全教育与培训	

3 风险评价指标评价基准值和评价结果的确定

在评价模型中由于采用了层次分析和模糊综合评判相结合的方法，因此得到的民航机场风险评价结果是具有模糊性质的模糊向量。为了使最终的评价结果具有实际的参考意义，可以根据标准化评价结果向量与级分向量来计算总得分，然后对照本模型建立的评价等级分值表确定评价结果所属的等级。

建立如下式的模糊评判数学模型：

$$F = B \cdot \bar{S}^T \quad (1)$$

式 1 中：

F——系统总得分；B——标准化评价结果矩阵，由上述专家打分法获得各项均值； \bar{S}^T ——相应级别的平均级分值向量，取值见图 1。

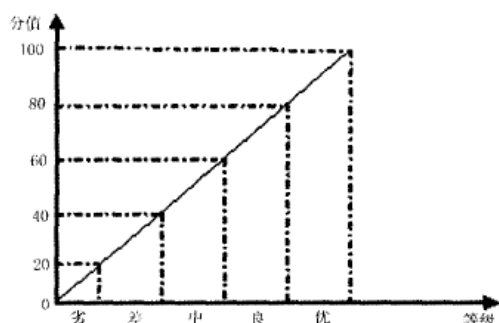


图 1 评价级别分值划分图

在计算出系统总得分后，对照评价等级表 3，得出民航机场的风险评价等级。

表 3 风险评价等级

表 3 风险评价等级					
评价得分	80 ~ 100	70 ~ 79	60 ~ 69	51 ~ 59	0 ~ 50
评价等级	很低	低	中	高	很高

4 民航机场风险评价模型的运用

4. 1 构造判断矩阵

应用层次分析法构造判断矩阵，聘请相关的专家打分，对因子进行两两比较。

4.2 一致性判断及指标权重的计算

根据构造的判断矩阵，可以借用 matlab 等数学工具，来计算权向量并做一致性检验，结果见表 4:

表 4 判断矩阵一致性检验

判断矩阵	n	特征值 λ_{max}	CI	RI	CR	一致性检验
O	2	2	0	0	0	✓
SA	4	4.2404	0.0801	0.90	0.0890	✓
SA1	10	10.4984	0.0544	1.49	0.0372	✓
SA2	9	9.1738	0.0217	1.45	0.0150	✓
SA3	3	3.0649	0.0324	0.58	0.0599	✓
SA4	10	10.3541	0.0393	1.49	0.0264	✓
SA5	4	4.1397	0.0466	0.90	0.0518	✓
SA6	7	7.1658	0.0276	1.32	0.0209	✓
SA7	2	2	0	0	0	✓
SA8	8	8.4170	0.0596	1.41	0.0423	✓

从表 4 可知，各判断矩阵的一致性比率 CR 值均小于 0.1，即均通过一致性检验。

4.3 组合权重向量及组合一致性检验

由层次分析法计算各指标层组合权重向量，由此可计算各层次的组合一致性比率见表 5:

表 5 指标体系各层次的组合一致性比率

层数 n	CI(n)	RI(n)	CR(n)	组合一致性检验
第一层	0.5680	1.4200	0.0601	✓
第二层	0.5320	0.9000	0.0581	✓
第三层	0.0446	1.3061	0.0341	✓

根据上述分析，利用以上建立的风险评价指标对首都机场进行风险评价，首都机场距北京市中心天安门广场 25.35km，首都机场现有东、西 2 条 4E 级平行跑道和 1 号、2 号两座航站楼，年客运吞吐量能力为 3500 万人次，年货邮吞吐量 100 万吨，年飞机起降 30 万架次，高峰小时旅客吞吐量可达 10500 人次。

4.4 民航机场风险评价计算

由层次分析法已经计算出各指标的权重，可得机场的风险评价级别分值为：

$$F=B \cdot (95, 80, 65, 45, 30) \approx 77.1$$

首都机场的总体风险评价结果为“低”。底层指标分值的计算表明机场的风险管理还存在薄弱环节，机场场外交通、机场噪声、机场医疗急救，机场风险管理部门应详细分析其风险产生的原因，采取有效措施降低其风险等级。

5 结论

在对民航机场进行风险因素辨识及风险分析的基础上，利用层次分析法和模糊数学理论建立了民航机场风险评价模型： $F: B \cdot 5$ ，利用此评价模型对首都机场进行了风险评价，评价结果表明，此模型在对民航机场进行风险评价时具有良好的适用性。(摘自《沈阳航空工业学院学报》2008，No. 8)

一种民用飞机修理级别 非经济性分析方法

吴 昊 左洪福

修理级别分析(LORA, Level Of Repair Analysis)是在装备的研制和使用阶段,对预计有故障的产品,进行非经济性或经济性的分析以确定可行的修理或报废的维修级别的过程。修理级别分析是一种系统性的分析方法,是装备保障性分析的重要组成部分。修理级别分析以经济性因素及非经济性因素为基础,通过分析,确定硬件设计、保障方案和保障资源要求间的最佳平衡,其具体目的是:确定对各个项目应推荐的最佳修理级别;作出发生故障时是进行修复还是报废的决策,以及若修复应在哪一级修理级别修复;确定人力、物力、维修工作及可修复的标准;限定综合保障分析的深度。修理级别的划分是装备维修方案必须明确的首要问题,LORA 决策结果直接影响装备的寿命周期费用和装备的完好性,合理区分维修任务、配置维修资源、设置维修机构,是提高保障效益的重要途径。同时在装备实际修理级别分析工作中,非经济性分析所占比重较大,约占这个修理级别分析工作的 85%,经济性分析仅占 15%左右。为此,结合民用飞机维修的特点提出一个适用于民用飞机维修规划的 LORA 非经济性的分析模型,并用实例进行了分析说明。

1 修理级别分析的指标体系建立

修理级别分析是一个反复迭代的过程,现有维修方案是修理级别分析工作乃至综合保障分析工作的基础。维修方案中规定了民用飞机是三级维修及对维修工作的限制和特殊要求等。而现有保障能力是修理级别分析的分析依据,决不能认为是新研产品而不考虑现有保障能力。因此这里结合民用飞机维修的特点,同时评价指标体系的选取在遵循可操作性、清晰性、非冗余性和可比性原则的基础上借鉴了国内外现有的研究成果,这里选取如下因素:① 安全性;② 现有维修方案;③ 产品修理限制;④ 修理用的保障设备;⑤ 人力与人员;⑥ 修理设施。上述 6 个因素构成了民用飞机修理级别非经济性分析的评估指标体系,各个因素的具体描述如表 1 所示。

表 1 民用飞机修理级别非经济性分析评价指标体系

非经济性因素	因素的具体描述
安全性	高压电;辐射;极限温度;化学或有毒气体;过大的噪音;爆炸物;超重
现有维修方案	类似机型的维修方案、现有维修力量的建设情况等要求
产品修理限制	存在将产品限制在特定的级别修理或报废的保证性内容
修理用的保障设备	特殊工具、特殊测试设备、所需设备的性能要求、安全要求、对使用保障设备的人员的技术要求等
人力与人员	对修理人员的技术等级水平要求,拥有满足要求的各种技术等级人员的数量、产品允许的最长修理时间要求、人员所能承担的最多修理工时要求等限制
修理设施	对高标准的工作间的要求、对高整洁度工作间的要求、特殊的修理工艺要求、特殊的调整要求等

2 层次分析法(AHP)

层次分析法(AHP)是一种系统工程的分析方法。这是一种主观分析与客观分析相结合的分析方法,适用于评价因素难以量化且结构复杂的评价问题。AHP 已广泛应用于社会学、经济分析和规划、能源和资源政策分析、科研管理、企业管理等许多领域。

修理级别非经济性分析是一个非常复杂的多目标评价问题,评价指标可以是定量指标,也可以是难以度量的定性指标,评价在很大程度上受人的主观影响。因此,这里使用 AHP 来处理修理级别非经济性分析。其基本思路是:首先找出解决问题涉及的主要因素,将这些因素按其关联隶属关系构成递阶层次模型(通常该层次模型包括 3 个层次:目标层、准则层和方案层),通过对方案层中各方案以两两比较的方式确定诸方案在定性指标下的相对重要性,将定性评价转化为定量评价,最后进行方案排序。层次分析法的关键是构造判断矩阵、层次单排序和一致性检验。

2. 1 构造判断矩阵

在AHP中,如果 $n \times n$ 矩阵A 满足如下条件: ① $a_{ij} > 0$; ② $a_{ij} = 1 / a_{ji}$ ③ $a_{ii} = 1$ 时,矩阵A 被称为判断矩阵。判断矩阵标度及其含义见表 2。判断矩阵A是正矩阵,它被用来描述 n 个因子 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ 进行对比判断后对事件的影响大小关系。对于 n 阶正矩阵A,根据线性代数有关理论可知:它的特征值可作为衡量同一层次中每个因素对上一目标的影响中所占的比重。

表 2 判断矩阵标度及其含义

标度	含义
1	表示两个因素相比具有同样的重要性
3	表示一个因素比另一个因素稍微重要
5	表示一个因素比另一个因素明显重要
7	表示一个因素比另一个因素强烈重要
9	表示一个因素比另一个因素极端重要
2, 4, 6, 8	为上述两相邻判断的中值
倒数	当因素 i 与 j 比较取 a_{ij} 时,则 j 与 i 比较取 $1/a_{ij}$

AHP 中构造两两比较判断矩阵中采用的是比例标度,比例标度用于在某一准则下两个元素的相对重要性的测度,其测量方法是两两比较判断,其结果为正互反矩阵。这里分析选取 AHP 中广泛应用的 1~9 标度。采用这种标度有如下原因:

- 修理级别分析的递阶层次结构层次间的元素关系较简单,采用 1~9 的标度足以表达元素之间对某一准则的影响的差异;
- 非专业人员易于理解和应用,便于修理级别分析信息的准确获取;
- 实验心理学表明,通常人在对一组事物的某种属性同时作比较,并使判断基本保持一致性时,所能够正确辨别的事物个数在 5~9 个之间,采用 1~ 9 作为符合人们进行判断时的心理习惯 ;
- 1~9 的标度方法在 AHP 中应用很成熟,并且容易进行一致性分析。

需要说明的是,1~9 的标度不具有明确的物理意义,它反映的是人们对定性因素的比较判断。在某些情况下,用于修理级别分析的经济性数据并不是完全没有,有一部分信息是可以获得的,在修理级别分析过程中忽略这些信息是不可取的。因此在实际的使用中可以考虑其他标度方法,指数标度法为充分利用有限的定量信息提供了灵活的方法,使得标度具有明确的意义。采用指数标度法并不影响单一权重以及合成权重的计算,并且可更好的体现层次分析法的定性与定量分析的结合,在使用时可参考相关文献。

2. 2 层次单排序及一致性检验

两两比较判断矩阵的一致性具有十分重要的意义,它从某些方面反映了两两比较判断矩阵的正确性,减少决策过程的失误。实际的判断矩阵并不是完全一致的,这是由于客观事物

的复杂性与人认识的多样性所决定的。但要求判断矩阵有大体上的一致性应该是的，出现甲比乙极端重要，乙比丙极端重要，而丙却比甲极端重要的情况一般是违反常识的L1。当判断偏离一致性过大时，排序权向量计算结果作为决策依据将出现问题，因此，在得到 λ_{\max} 后，需要进行一致性检验。

根据Perron定理对于n阶方阵A， λ_{\max} 为方阵A的最大特征值，则有：① λ_{\max} 必为正特征根，而且它对应的特征向量为正向量；②A的任何其他特征根 λ 恒有 $|\lambda| < \lambda_{\max}$ ；③ λ_{\max} 为A的单特征根。对于n阶正矩阵A可以证明A的最大特征值 $\lambda_{\max} \geq n$ ，当且仅当A为一致时 $\lambda_{\max} = n$ 。而当A不一致时， $\lambda_{\max} > n$ ，在AHP分析中，A的不一致性必须控制在一定的允许范围内，Saaty定义了一致性指标：C. I. $= (\lambda_{\max} - n) / (n - 1)$ 用比值C. R. $= C. I. / R. I$ 来判断矩阵A的不一致性是否可以接受，其中：R. I是平均随机一致性指标，该值可以查表得出。一般当C. R. < 0.1 时，认为判断矩阵的不一致性可以接受。

最后计算综合重要度，对各方案进行排序。从而就可以对部件修理基地做出选择。

3 实例分析

以某民用飞机操纵系统的方向舵作动器为例进行分析。修理级别确定从安全性、现有维修方案、产品修理限制、修理用的保障设备、人力与人员和修理设施6个方面进行综合评价，利用AHP和灰色关联分析对某机操纵系统的方向舵作动器进行修理方案排序。

3.1 层次结构模型

由上述分析可知：修理级别非经济性分析为评价的目标层，6个影响因素构成准则层，3个待确定维修基地构成方案层，则民用飞机修理级别非经济性分析层次结构如图1所示。

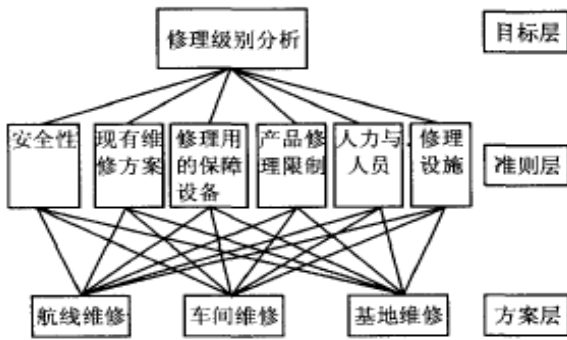


图1 民用飞机修理级别非经济性分析层次结构

3.2 准则层在目标层权重的确定

采用方根法来确定准则层在目标层的权重。具体步骤如下：① 求出因素判断矩阵每一行所有元素的几何平均值；② 把求得的几何平均值归一化得到所求向量的特征值，即为各个因素的相对权重 ω_i ；③ 计算判断矩阵的最大特征值；④ 计算判断矩阵一致性指标，检验其一致性。具体的因素判断矩阵和求得各因素的权重 ω_i 见表3。

表3 各因素的比较矩阵

因素	安全性	现有维修方案	产品修理限制	修理用的保障设备	人力与人员	修理设施	权重
安全性	1	1/2	1/7	1/5	1/2	1/3	0.049
现有维修方案	1	1	1/7	1/6	1/2	1/3	0.052
产品修理限制	7	5	1	2	4	3	0.406
修理用的保障设备	5	5	1/2	1	2	1	0.223
人力与人员	2	1	1/4	1/2	1	1/2	0.094
修理设施	3	3	1/3	1	2	1	0.176
$\lambda_{\max} = 5.8, C. I. = 0.01, C. R. = 0.008 < 0.1$							

3.3 确定方案层在6项评价指标中的评价价值

采用规范列平均法来确定方案层在各指标下的评价价值。具体步骤如下：① 求出方案判断矩阵每一列的总和；② 把方案判断矩阵的每一个元素除以其相应列的总和，此时形成新的矩阵称为标准方案判断矩阵；③ 计算标准方案判断矩阵的每一行的平均值，该值即为方案层在各指标下的评价价值。具体的方案判断矩阵和求得各因素的

评价值见表 4~9

表 4 方案层在安全性指标的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/3	1/2	0.163
车间	3	1	2	0.540
基地	2	1/2	1	0.297

$\lambda_{\max}=3.00, C.I=0, C.R=0<0.1$

表 5 方案层在现有维修方案指标的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/5	1/3	0.105
车间	1/5	1	3	0.637
基地	1/3	1/3	1	0.258

$\lambda_{\max}=3.04, C.I=0.02, C.R=0.034<0.1$

表 6 方案层在产品修理限制指标的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/5	1/3	0.109
车间	5	1	2	0.582
基地	3	1/2	1	0.309

$\lambda_{\max}=3.00, C.I=0, C.R=0<0.1$

表 7 方案层在指标修理用的保障设备的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/6	1/5	0.082
车间	6	1	1/2	0.368
基地	5	2	1	0.550

$\lambda_{\max}=3.09, C.I=0.045, C.R=0.078<0.1$

表 8 方案层在人力与人员指标的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/4	1/6	0.085
车间	4	1	1/3	0.271
基地	6	3	1	0.644

$\lambda_{\max}=3.05, C.I=0.025, C.R=0.043<0.1$

表 9 方案层在修理设施指标的评价值

方案	航线	车间	基地	评价值
航线	1	1/6	1/3	0.095
车间	6	1	3	0.655
基地	3	1/3	1	0.250

$\lambda_{\max}=3.02, C.I=0.01, C.R=0.017<0.1$

3.4 修理级别分析结果

表 4~9 的结果即为各指标为准则的相对重要度, 综合矩阵 Y 如下:

$$Y = \begin{bmatrix} 0.163 & 0.105 & 0.109 & 0.082 & 0.085 & 0.095 \\ 0.540 & 0.637 & 0.582 & 0.368 & 0.271 & 0.655 \\ 0.297 & 0.258 & 0.309 & 0.550 & 0.644 & 0.250 \end{bmatrix}$$

最后根据式 $R_i = \sum \omega_i \times Y_{ij}$, 求出各方案的综合重要度, 即(0.1007, 0.5187, 0.3806), 所以该方向舵作动器修理级别选择的综合排序为(车间, 基地, 航线)。由上分析及计算可知, 对于该方向舵作动器, 应采用车间修理的方案, 该方案较符合工程实际。

4 结束语

基于民用飞机维修的特点, 提出了一种适用于民用飞机维修规划的修理级别非经济性分析的模型。利用层次分析法把民用飞机修理级别分析中定性问题转化成了定量问题, 从而便于实际分析。实例分析表明该模型能够处理民用飞机修理级别问题。为民用飞机修理级别分析的科学决策提供了一种有效合理的方法。(摘自《飞机工程》2008, No. 3)

飞翼运输机总体布局设计研究

董强

常规布局类运输机由一个圆筒状机身加机翼和尾翼构成, 而飞翼类运输机为无尾翼、且机身与机翼高度融合的升力体布局设计。飞翼运输机的总体布局设计与常规飞机有很大不同, 由于目前还没有研制出一架可供使用的飞翼布局运输机, 因此很难用统计或者类比的方法

法开展一个新设计。相对常规运输机,飞翼布局运输机的优势明显,但其技术研究起步较晚,设计方法还不够成熟。这里采用与常规飞机进行对比的方法,总结了飞翼运输机总体布局的设计特点、方法与流程,可供型号设计参考使用。

1 飞翼运输机构型特点

翼身融合是飞翼运输机的典型代表,它没有常规的圆筒状机身,全机可以看作是一个完整的机翼,整个飞机延展向可分为中央翼、中外翼、外翼(功能区域的划分,并非结构连接的划分),见图1。

中央翼,商载装载区,用于装载旅客和货物,相当于传统飞机的机身,不同之处是中央翼也是升力体,同样产生升力。

中外翼,中央翼与外翼的过渡区,可装载燃油及用于布置系统设备。

外翼,与常规飞机的机翼部分类似,装载燃油,也布置各种操纵舵面。

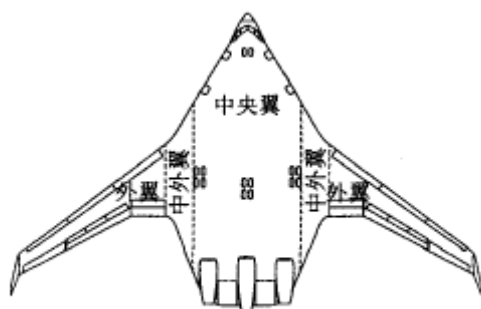


图1 飞翼运输机各段的划分

整个飞机沿纵向的切面都具有机翼翼型的特征,但是由于中央翼、中外翼、外翼等部分的用途特点不尽相同,翼型配置,沿展向的厚度分布,弯扭配置也有不同的考虑,这些都是气动力设计的重点。

2 飞翼运输机总体布局设计思路

在进行飞翼运输机总体布局设计时需要仔细考虑以下方面的因素。

2.1 最大起飞重量

根据飞机的任务需求,首先需预测飞机最大起飞重量。常规飞机最大起飞重量的初步预测可以通过统计同类飞机得到。经过分析参考文献[1, 2]发现,大型飞翼运输机的最大起飞重量约为同级别常规飞机的 $2/3$ 左右。由此,通过统计同级别的常规运输机,就可初步估算大型飞翼运输机的最大起飞重量。

2.2 翼载荷选取

翼载荷选取与飞机巡航设计点有关,同时还要考虑飞机的场域性能。巡航速度高,一般选用较高的翼载荷,巡航速度低则选用较低的翼载荷。当重量一定时,翼载荷较高,就意味着机翼面积较小,这会加大飞机的起飞离地速度和着陆速度,加长起飞和着陆距离,使起降特性变差;翼载荷太低,则不利于提高飞机巡航效率。

飞翼运输机的整个机体都是升力面,可以看作是全机翼,因此机翼面积要明显大于常规飞机,导致翼载荷明显低于常规飞机,飞翼这种较低的翼载荷对飞机的起降特性有利。同时,由于没有了几乎不产生升力只产生阻力的机身,飞机的巡航升阻比可大幅提高。飞翼运输机的起飞翼载荷不到同量级常规飞机的 $1/2$,这给翼型配置带来了新的课题。

2.3 推重比

飞翼布局运输机,巡航升阻比可以达到28以上,比常规飞机高出近50%,因此在同样的高度以同样的速度巡航,所需推力只有常规飞机的70%。选择发动机应以巡航阶段的推力需求为设计点,兼顾场域性能。

超大涵道比涡扇发动机具有低空推力大,高空推力小(相对目前的大涵道比发动机,推力随高度的衰减更快)的特点,正好适合飞翼机各飞行阶段对推力的需求变化,因此飞翼运输机更宜采用超大涵道比发动机。

2.4 翼型相对厚度沿展向的分布规律

对于中央翼靠近飞机对称线的区域,翼型的相对厚度一般不会太大,这是因为:此区域机翼的后掠效应较弱,不利于提高临界马赫数;此区域的弦向长度较长,较小的相对厚度即可保证足够的绝对高度(厚度),以有利于旅客和货物的装载。

延展向再向外的区域，翼型的相对厚度较大，这是由于：此处的机翼前缘有较大后掠角，相对厚度增加不会降低临界马赫数；此区域也要装载旅客和货物，应保证具有一定的绝对厚度(高度空间)；由于前缘后掠及后缘收缩的因素，此区域弦向长度逐渐缩短，导致相对厚度逐步增加。

在接近中央翼的中段时，相对厚度可达到最大，然后相对厚度开始沿展向向外侧单调的减小。

外翼部分与常规布局飞机的机翼基本相同，因此，其相对厚度沿展向的变化趋势与常规飞机相同。翼型沿展向相对厚度的变化趋势见图 2。

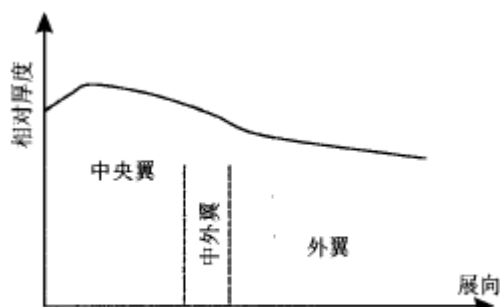


图 2 翼型相对厚度沿展向的变化趋势

比外翼部分大很多；中外翼是中央翼和外翼的过渡段，前缘有较大的后掠角，翼型厚度变化大，应设法减小气流的展向流动。

2. 6 设计点升力系数

飞翼运输机机翼面积要远远大于常规布局飞机机翼面积，相对常规布局的现代运输机来说，飞翼运输机的升力系数要小得多，这个值一般只有同量级常规飞机的一半甚至更小。

机翼设计的目标是要保证设计点升力系数的巡航效率最高，巡航效率用巡航马赫数与升阻比的乘积表示。图 3 为典型升力系数与巡航效率的关系曲线。

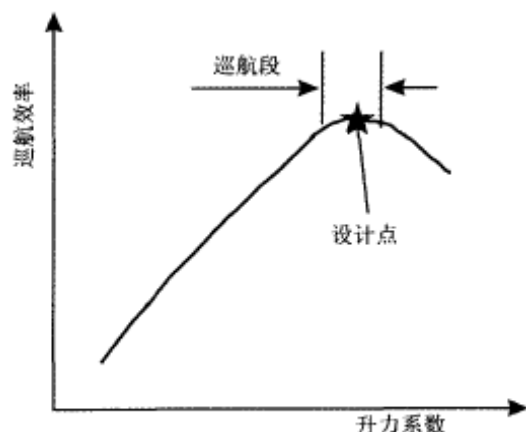


图 3 升力系数与巡航效率曲线

过大的三元效应，避免气流过强的横向流动，因此厚度的变化应缓慢。

飞翼飞机翼型沿展向的弯扭配置同样重要，总体上沿展向由内至外应为负扭转，保证翼尖不会首先失速，同样如果中央翼先失速虽然会产生较大的低头力矩以减小失速的倾向，但是由于中央翼面积大升力大，产生的影响与常规飞机不尽相同，在进行飞翼飞机翼型弯扭配置时应特别考虑。

3 设计流程

大型飞翼布局运输机同常规布局运输机总的设计宗旨和原则是一样的，都是要满足航空

2. 5 后掠角确定

后掠角的大小与飞机的飞行速度相关。一般情况下，后掠角和机翼平均相对厚度要综合考虑，增大后掠角可以适当增加相对厚度。同样，后掠角小，相对厚度就不宜过大。

飞翼运输机的外翼部分与常规机翼相同，其后掠角可按常规飞机的设计思路来确定；对于中央翼，因为有装载需要，相对厚度比外翼大，因此，后掠角(前缘后掠角)要比外翼部分大很多；

2. 7 机翼翼型的配置

飞翼运输机中央翼翼型配置时应考虑：

- 装载空间的基本需求，内部空间的利用效率；
- 相对厚度对气动力的影响；
- 翼型弯度对临界马赫数和客舱地板角度的影响。

翼型的配置应更好的适应飞翼布局运输机的使用特点，其翼型应具备以下特征，尤其是中央翼：a. 较大的临界马赫数；b. 在较小的升力系数下实现最大的巡航效率；c. 压力分布保持稳定；d. 焦点变化量较小。

外翼部分与常规机翼无异，可选用较常用的超临界翼型；中外翼作为过渡，主要应避免

公司提出的设计要求，设计着眼点集中放在经济性、舒适性、安全性等方面，设计流程应该是相似的，但是由于飞翼布局特殊的技术特点，总体布局设计的部分流程具有其特殊性，与常规飞机不同，应重点考虑上述因素。经过对飞翼运输机布局设计的研究，初步摸索出一套大型飞翼运输机的设计流程，按照这样的设计流程可以在没有原准机的情况下开展大型飞翼运输机的总体布局设计工作。图 4 给出了飞翼布局运输机的总体布局设计流程。

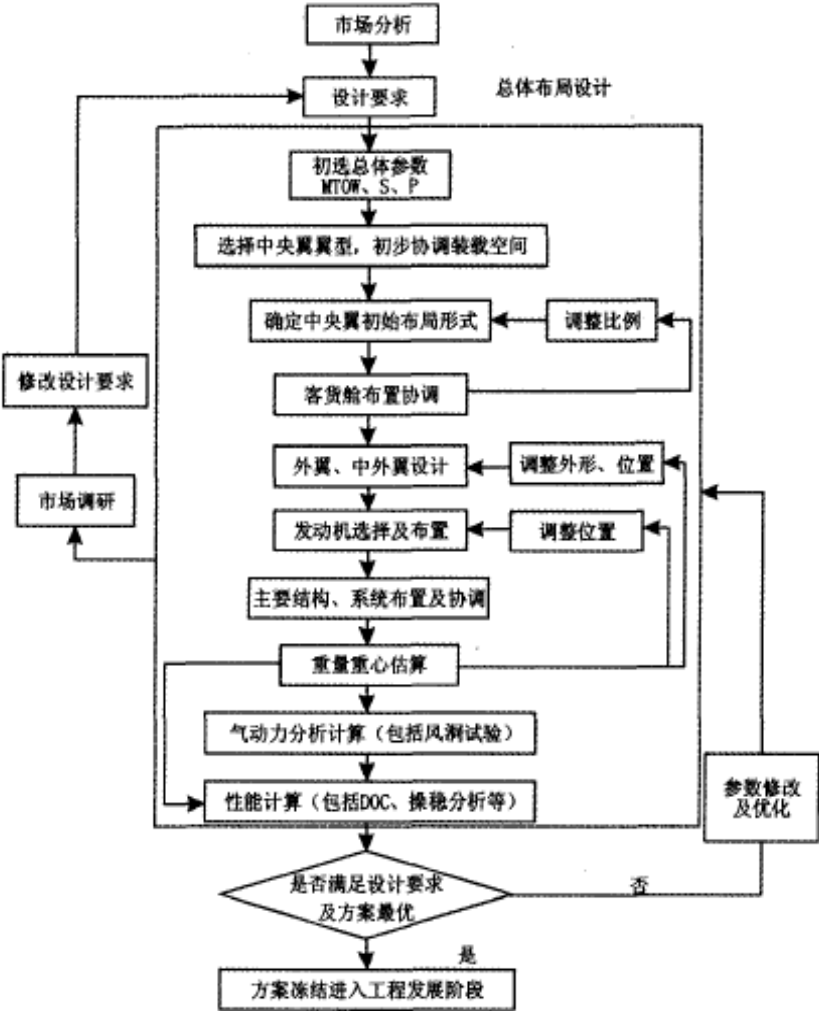


图 4 大型飞翼运输机设计流程

4 结束语

这里提出的飞翼运输机设计方法，包括设计参数的选取，在第一轮的概念设计阶段是可以满足要求的，更进一步的参数优化工作还需要气动力、结构等专业的共同参与，开展更深入的研究。另外飞翼运输机的控制问题比较突出，会对飞机总体布局的设计产生重大影响，也是需要研究的重点。（摘自《飞机工程》2008，No. 3）

航空安全管理的需求与快速获取 舱音记录技术的发展

谢智辉 林帆

保证航空安全是政府维护公众安全的重要职责，也是航空运输企业生存和发展的基础。新时期的航空安全管理强调主动的安全管理模式，强调对安全信息与数据的收集、整理，通过分析安全信息与数据来评估运行状态，发现安全隐患，进而制定和实施改进安全水平的行动。研究开发快速获取驾驶舱语音记录技术为航空公司提供了及时收集并下载重要安全信息之一的驾驶舱语音的有效手段，为航空运输企业实施主动、预防式的安全管理提供了技术保障。

一、规章对驾驶舱语音记录设备的要求

目前，从国际和国内来看，民航规章均要求在大型航空器上安装驾驶舱语音记录设备，并且有关的技术标准有逐渐增高的趋势。

中国民用航空规章对驾驶舱语音记录器的记录时间和安装台数已做了具体的规定：按照 CCAR-91 部 91.433 条，2003 年 1 月 1 日后首次颁发适航证、最大审定起飞重量超过 5700 千克的飞机或超过 3180 千克的旋翼机，所安装的驾驶舱语音记录器应能保留运行过程中至少最后 2 小时所记录的信息。根据 CCAR135 部和 121 部规章，合格证持有人应当为其按照 135 部和 121 部运行的航空器分别安装一台独立的飞行数据记录器和一台独立的驾驶舱舱音记录器，或者选择装备两台组合式记录器(包括飞行数据记录器和驾驶舱舱音记录器)。

从国外来看，有关舱音记录的技术标准在提高。美国运输部联邦航空局 (FAA) 于 2005 年 2 月 24 日提议对航空器的舱音记录器 (CVR) 进行一系列的重要改进，这些改进将提高舱音记录器记录数据的质量、数量以及事故后的生存性。上述提议将影响到拥有 10 座以上执照的飞机和直升机制造厂商以及运营商，FAA 预计运营商和厂商的总成本将达到大约 25600 亿美元。

表 1 FAA2005 年对 CVR 的改进提议

提议	传统 CVR 的功能特点及不足
记录时间 2 小时	记录时间 15~30 分钟；可能会漏掉一些有价值的通话
无磁带记录器	磁带记录器；坠毁中可能会损坏
10 分钟的独立备用电源	如果航空器电力系统中断，则中断录音
标准化的录音开始时间：始自飞行员开始检查单	录音开始时间要求可以变化
与飞行记录器分开安装(直升机除外)	安装分开是 FAA 的政策，但不是规章
任何单一的电源失效问题都不会导致 CVR 和 FDR 无法工作	如果飞机电源失效，CVR 和 FDR 都会停止工作

2008 年 3 月 7 日，FAA 发布了对驾驶舱记录器 (CVR) 及飞行数据记录器 (FDR) 的最新规定，这些规定在 2008 年 4 月 7 日生效。新规定明确了所有 CVR 应满足 2 小时记录时间的要求，对 CVR 与 FDR 的安装方式、CVR 供电可靠性也提出了新的要求。可见，从事故调查出发，不论国内、国际民航当局都对舱音记录设备的记录能力逐渐提高了要求，舱音记录设备在航空安全管理中发挥着越来越重要的作用。

二、目前的语音记录设备存在局限性

现有的民用航空器(如波音、空客飞机)上,机载语音记录设备(即舱音记录器)是各种机型的必装设备。该设备的功能是记录驾驶舱内各种声音,当飞机出现了事故,该设备能够复现出事故期间驾驶舱内机组的通讯和通话情况,以便调查人员分析事故发生的前因后果。

目前航空设备制造商所生产的舱音记录器主要是为了满足规章条款的要求,航空设备制造商在设计航空器上语音记录设备时偏重于事故调查用途,而忽视了日常运行读取驾驶舱语音记录的需要。

目前欧美主要航空设备制造商提供的舱音记录器可记录驾驶舱内最近 30 分钟或 2 小时的各种声音。由于只考虑飞机事故期内的话音记录复现需求,因此目前出厂的飞机上都只装有 CVR。目前能采取的办法只能是每天拆卸机载 GVR,通过地面专用设备进行回放、转录。由于 CVR 的设计目的集中于事故调查,它在存储时间、编解码、读取速度、存储介质等方面有着天然的缺陷,航空公司如果要使用该设备来记录、读取日常运行中的舱音数据则存在以下不足:

1. 经常反复拆卸、安装、回放 CVR 记录器,容易造成 CVR 的损坏,返修价格昂贵;
2. 增加机务人员的拆卸、安装和飞行前机务准备的工作量,要完成整个过程所需的工作周期长;
3. 译码需要专用设备,译码时间长,操作复杂;
4. 考核机组人员的效果不明显,一次最多只能检查最近半个小时或 2 个小时(一至两个航班)的通话内容;
5. 不能记录超出两个小时以上的驾驶舱通讯和通话,不利于一些事故征候、差错的事后调查;
6. 为保证航班的正常运行,可能还需要有一定的备用件,增加运营成本。

可见,采用传统 CVR 记录和读取日常舱音数据的办法费时费力费钱,评估效果并不理想。

三、民航业发展对驾驶舱语音记录技术提出新要求

航空公司用户曾向国外航空设备供应商建议,把所有机上 CVR 设备全部更新换代,以满足安全管理的需要。然而,直接由原厂供应商将原有 CVR 设备更新换代的方案会使航空公司承受高额的成本,使得更新传统 CVR 的工作进展缓慢。以低的成本在现有飞机上加装用于记录日常驾驶舱语音数据的设备成为航空运输企业的期望。

从实际航空事故的特点来看,由于陆空通话方面的差错造成航空事故的风险依然长期存在,仅仅依赖事故调查时从传统的舱音记录器中读取的数据来提出改进措施是远远不够的,需要对日常的语音数据进行记录和分析。

例如在规范陆空通话方面,驾驶舱语音记录设备将能发挥重要作用。规范陆空通话的历史可以追溯到 20 世纪 70 年代。1977 年 3 月,位于西班牙的特内里费(Tenerife)机场,一架荷兰航空公司的 B747 与一架泛美航空公司的 B747 在跑道上相撞,造成机组及乘客共死伤 583 人的特重大事故。这起空难使国际民航界不得不对陆空通话差错导致飞行事故的严重性进行反思。基于深入的研究和讨论,ICAO 于 1985 年推出了新的《国际民航无线电通讯(通话)手册》,确定了民航无线电陆空通话的标准用语。陆空通话标准在国际国内已推广应用多年,但由于通话差错原因导致飞行事故的事件仍然在延续。1996 年 11 月 12 日,在印度上空,一架沙特航空公司的 B747 型客机与一架哈萨克斯坦航空公司的伊尔 76 飞机相撞,造成 349 人死亡。事后调查发现,造成这次空难的原因之一是哈萨克斯坦机组没有正确理解印度管制员的英语指令。如果存在日常记录舱音的设备能够及时分析有关记录,很有可能这些事故的隐患能够及早发现,从而不会造成严重后果。

从中国民航安全管理的需要来看,随着中国民航的快速发展,公众对公共航空运输安全水平的要求也越来越高。国内航空公司为了提高航空安全水平,特别强调强化安全飞行意识、规范驾驶舱资源的管理,其中规范陆空双向通话是提升安全水平的重要手段。通话用

语的规范重点是飞行机组与地面管制人员的通话,在国际运行中还强调英语陆空通话的规范性。国际民航组织对缔约国飞行员和管制人员在开展国际运行时的英语陆空通话标准也相继出台。对运行过程中舱音进行记录、复现成为提高陆空通话水平的有效手段,同时从人为因素角度看,也能对驾驶舱内人与人、人与设备、人与环境、人与软件之间的匹配程度提供有价值的评价依据。

四、快速获取驾驶舱语音记录技术是解决舱音记录问题的有效方案

基于以上分析,有必要设计出记录时间长、经济性好、读取数据快捷、维护方便快速获取舱音记录方案,满足民航发展的需求。快速获取舱音记录仪(QACVR)是解决这一问题的有效方案,即在已安装传统 CVR 的航空器上加装快速获取驾驶舱语音记录仪(QACVR)改装包,QACVR 改装包与原有 CVR 独立工作,分别用于日常数据的记录与读取和事故调查的舱音数据记录与读取。加装快速获取驾驶舱语音记录仪改装包可以实现 200 小时以上的记录能力,而非仅仅记录 30 分钟或 2 小时的舱音数据。



装机测试中的快速获取舱音记录仪

(一)新型的快速获取舱音记录仪具有的技术功能

1. 录音时间,每通道用 512M 的 CF 记录约 70 小时,1024M 能记录约 140 小时,可扩展至 280 小时,使用 CF 卡能很方便的实现回放和录音内容备份;
2. 具有上电自动工作模式;
3. 录音过程中不论何时掉电,录音数据会自动保存;
4. 具有录音过程中监听功能;
5. 当机上 429 总线故障或本机时钟采样电路故障时,能自动切换到内部备用 RTC 时钟;
6. 不用拆卸任何机上部件,只要扯下 CF 卡盒,就能快速获取语音数据,不会造成非正常 CVR 的损坏、修理;
7. 无须专用回放转录设备,使用方便快捷;
8. 更好的音质效果,适应复杂语音环境下对语音进行分析的需要;
9. 提高机务及安全管理工作效率,降低营运成本;
10. 无需对原机载 CVR 进行任何改动,不影响原机载 CVR 及其他部件的工作,极大地降低改装成本。

(二)新型的快速获取舱音记录仪具有的优势

与国外设备供应商提供的传统 CVR 以及未来即将推出的“换代 CVR”相比,新型的利用快速获取舱音技术开发的快速获取舱音记录仪(QACVR)具有记录时间长、价格合理、维护读

取数据便捷的优势。QACVR 记录时间长达 200 小时,是传统 CVR 的 100 倍,与国外的换代 CVR 相当;QACVR 的价格仅为传统 CVR 的 1/4,低于换代 CVR 产品价格的 1/5。

QACVR 工作环境要求(温度、湿度)与传统 CVR 和换代 CVR 相同,不同的是在抗坠毁性能上没有进行专门设计,因此不具备抗坠毁能力。没有考虑进行抗坠毁性能设计,是因为 QACVR 的主要功能不是灾难性事故调查,而是进行日常的舱音记录和各种差错的事后调查。QACVR 的出现,使得目前装有传统 CVR 的机队,仅仅进行少量简单的操作,就可加装 QACVR 改装包,从而具备长时记录和读取舱音的能力。

(三)项目研究进展顺利

目前中国民航管理干部学院与深圳市多尼卡电子科技有限公司共同合作研究快速获取舱音记录仪工作已取得长足进展,预研工作已经成功进行,改装包产品开发顺利,装机试用正常进行。快速获取舱音记录仪于 2007 年获得了民航中南局颁发的零部件制造人批准书和重要改装设计批准书,目前已经在深圳航空公司 B737-800 机队批量安装使用。快速获取驾驶舱语音记录仪产品将为中国各航空公司安全管理提供有力保障。(摘自《中国民用航空》2008, No. 7)

航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命研究

刘翔 朱旭程

引言

当前,现代航空发动机高新技术的发展趋势已经从单纯的追求高性能进入到综合权衡性能、寿命、可靠性、维修性和全寿命费用的新时代。一级涡轮盘是航空发动机中的关键零件,直接承受燃烧室出口高温、高压和高速气流的冲击,所处的环境极端恶劣,并且涡轮盘自身的转速一般都达到每分钟数万转,一旦失效,将造成严重影响。因此,要求它们有极高的完整性和可以接受的低的失效率。

航空发动机在使用中必须严格控制一级涡轮盘的使用寿命。涡轮盘的使用寿命取决于轮盘的结构、材料性能对其使用条件和使用工况的适应能力。影响涡轮盘使用寿命的外部因素,通常包括低循环疲劳、热疲劳、腐蚀、振动、磨损、蠕变等。在这些因素中,低循环疲劳是影响和限制涡轮盘使用寿命的最重要因素。目前,一般认为轮盘的寿命定义为在轮盘表面上有千分之一的几率生成 0.794mm 裂纹所经历的循环数。

1 国内外航空发动机关键零部件寿命研究概况

寿命是发动机的重要指标之一。从经济性角度考虑希望发动机总寿命与飞机寿命同步。在西方航空发达国家,发动机没有总寿命限制,只有翻修寿命和零件寿命的概念。发动机翻修时零件可以串装,而定型机种的每一轮盘均需确定并经政府主管部门批准其使用寿命,即循环数限制。1987 年 5 月英国国防部发布的 Def Stan 00-971《飞机燃气涡轮发动机通用规范》对零件的低循环疲劳寿命提出了非常明确具体的要求,而更早就得以实际应用的英国罗·罗公司的《斯贝 MK202 发动机应力标准(EGD—3)》与之内容基本相同。1973 年 10 月发布的美国军用标准 MIL—E—5007D 以及 1984 年 11 月发布的 MIL—STD—1783《发动机结构完整性大纲》等一系列标准均明确提出了对零件低循环疲劳寿命的要求和确定方法,而在实际的发动机型号研制、使用过程中,英、美等国则更早地贯彻了对关键零件进行低循环疲劳寿命研究的思想和方法。

我国受一定历史条件的影响,在上世纪 80 年代以前主要通过控制发动机的总寿命来保证其可靠性,很多还能够继续使用的零件由于发动机的到寿而报废,由此带来不必要的经济

损失。1987 年颁布的 GJB242—87《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》中，规定了对低循环疲劳试验的有关要求，将发动机及其关键件的循环寿命作为可靠性工作的重要内容之一。随着我国对航空发动机的关键件使用安全寿命采用视情退役管理方法的确立，新研的航空发动机中基本采用了与西方航空发达国家相类似的寿命控制方法。低循环疲劳寿命研究已经成为航空发动机寿命管理的核心内容之一。

2 涡轮盘低循环疲劳寿命的理论研究

材料的疲劳损伤与其所承受的交变应力形式密切相关。对于轮盘的低循环疲劳，主要是考虑在脉动应力循环(亦称 0-MAX 循环)作用下的疲劳问题。根据疲劳损伤等效的原理(古德曼图)，S-N 曲线和迈纳准则，可以将各种飞行使用载荷循环分别转换为与其疲劳损伤等效的若干个标准应力循环。在计入各种飞行循环使用的比例后，便可得出与设计给定的整个飞行计划疲劳等效的总的标准应力循环数。

发动机正常工作时，涡轮盘所承受的载荷主要是由高速旋转引起的离心载荷和由温度场引起的温度载荷组成。因此，对涡轮盘进行低循环疲劳寿命研究时，应当首先计算出上述两部分载荷综合后作用于轮盘上的应力；根据计算结果，应力值最大的点即为涡轮盘的危险部位；危险部位所受到的最大应力即为进行涡轮盘低循环疲劳试验的设计基准，由此来确定相关的试验参数，并引入试验器系数以表明试验条件与标准应力循环之间的差异。然后进行低循环疲劳试验，考虑到试验的分散性，应对试验结果作疲劳分散度处理，确定出批准循环寿命。在研究过程中应始终遵循应力等效的原则，保证涡轮盘危险部位的应力水平不低于发动机实际工作情况下的应力，并以此为确定试验上、下限转速的出发点。

3 涡轮盘低循环疲劳寿命研究的工程实践

以某型国产涡轮轴发动机为例，首先，采用有限元方法建模、分析并进行计算，得出该型发动机一级整体式涡轮盘的标准循环寿命计算公式；然后，通过开展低循环疲劳试验，转速等加速上升，以相同负加速度下降，形成等腰梯形波加载，根据试验循环次数，计算出该涡轮盘的标准循环寿命。需要说明的是，在条件允许的情况下，将涡轮盘的低循环疲劳试验持续到轮盘破裂为止，即可得到该涡轮盘的极限循环寿命。

3.1 涡轮盘载荷分析

根据轮盘设计图纸，应用 Unigraphics 软件建立了盘体的局部三维实体模型。根据轮盘盘体的结构特征及研究基本目的，应用 MSC / PATRAN 软件建立计算盘体应力分布状态的有限元网格计算模型，见图 1。该模型采用四节点四面体三维实体单元，主要用于计算轮盘盘心至轮缘之间的应力分布特性(该模型的外缘即对应于实际轮盘的叶根处轮缘)。



图 1 整体盘有限元网格计算模型

涡轮盘载荷主要包括离心载荷和温度载荷。计算离心载荷的作用时，采用的轮盘转速包括：起飞转速、中间应急转速。在传统的分体式涡轮盘结构中，叶片通过燕尾型榫根安装到涡轮盘盘缘的榫槽中，而整体式轮盘将叶片和轮盘做成一体，没有榫根。在建模和载荷分析时，是把叶片从根部切开考虑的，认为轮缘的载荷由叶片的离心均布载荷产生，其大小由涡轮盘叶片部分强度计算确定：

$$P = \frac{K(m_1 r_1 + m_2 r_2) \omega^2}{2\pi r B}, \quad (1)$$

式中：P 为面力；K 为叶片个数； m_1 为叶片质量； m_2 为榫槽凸块质量； r_1 为叶片质心半径； r_2 为榫槽凸块质心半径；r 为轮缘半径；B 为轮缘厚度； ω 为转速。

计算温度载荷的作用时,假定轮盘温度仅沿其半径发生变化,且变化方式符合4次方函数规律。根据对该涡轮盘温度场的计算结果,轮心处的稳态温度值为400℃,轮盘外缘(叶片根部)的半径设为R,则盘体温度的分布函数为: $T=400+5.0\times 10^{-6}R^4$ 。(2)



图2 盘体应力计算过程

涡轮盘应力计算过程如图2所示。

计算过程中,除对热应力简化假定温度变化规律外,同时忽略了端齿形状对计算结果的影响。

通过计算得出了各种载荷工况条件下盘体的最大(危险)当量应力(以第四强度理论为依据)以及轮缘、轮心等部位的当量应力的计算结果,图3以当量应力等值线的方式反映了盘体最大(危险)当量应力的出现位置以及盘体当量应力分布情况的典型特征。

从图3可知,在各种工况条件下,盘体中最大(危险)当量应力出现于偏心孔外侧(即图中A点所示);在考虑温度场作用的情况下,盘体各部位当

量应力值均将增大,且其中以轮缘处的应力值受温度场的影响最为明显。

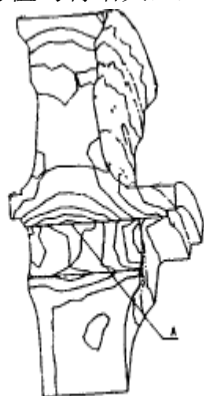


图3 盘体典型应力分布状况等值线

3.2 发动机工况下的应力分析

通常要求试验下限转速不高于上限转速的5%,用有限元法算出试验下限转速下危险部位应力 σ_2 。

确定试验上限转速时,首先确定试验上限转速对应的危险部位应力 σ_1 。令试验器系数为

$$K = \frac{\sigma_r}{\sigma_s} \times \frac{\sigma_{br}}{\sigma_{br}} = 1, \quad (3)$$

式中: $\sigma_r = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{1 - 1.1\sigma_2/\sigma_{br}}$; σ_{br} 为试验条件下对应于危险部位

处温度的材料的最小极限拉伸强度, σ_r 为 $s_1 \sim s_b \sim s_i$ 循环转换为 $0 \sim s_b \sim 0$ 循环后危险部位的最大应力。榫槽底外缘离心

应力为 $\sigma'_0 = \sigma_0 \sigma_b(T)/\sigma_b(T_0)$,

(4) 式中: T榫槽底部的温度。采用有限元法求出

对应于危险部位应力为 σ_1 以及榫槽底外缘离心应力为 σ' 实验时的情况下的上限转速,并求出此时危险部位的应力与温度。利用式(3)重新计算出试验器系数及对应的寿命散度系数。

3.3 涡轮盘低循环疲劳试验

试验设备采用高速立式超转及疲劳试验器,转速范围5000~10000 r/min。试验环境温度为室温,真空度为100 Pa(绝对压力)。在5000 r/min~上限转速之间循环进行试验,直到规定次数或者试验件出现0.794 mm以上裂纹时结束该项试验。试验按等幅梯形循环加载,在上、下限转速保持2 S,一个循环90~100 S,如图4所示。在试验前、后对涡轮盘特征尺寸进行微分计量,并在试验的一定周期进行无损检测。试验中采用传感器、冲击测振仪、监视仪等组成的系统进行振动监测。

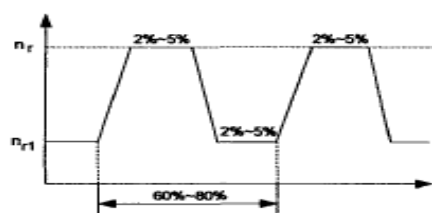


图4 循环加载程序图

4 总结

本文应用有限元方法建立了某型涡轴发动机一级涡轮盘(整体盘)的实体三维网格模型,计算了体盘的热弹应力分布,找出了危险部位。对工况条件下的当量载荷以及温度引起的热应力进行了研究,采取了提高转速,加大离心载荷的方法进行补偿。对涡轮盘经应力计算后,切除了叶片部分材料,使试验过程中危险部位的最大应力水平与实际工况时具有的应力水平保持基本一致。根据试验结果,给出了涡轮盘的批准循环寿命,作为发动机确定翻修期和涡轮盘使用循环寿命的依据,为开展同类型的涡轮盘疲劳寿命研究起到了借鉴作用。(摘自《海军航空工程学院学报》2008, No. 9)

某型飞机高原起降 座舱压调适用性试验研究

张春山 王岳基

随着高度的增加,大气压力逐渐减小,当高度到达一定程度后,大气压力和大气中氧气分压力都不能满足人体生理的正常要求。在飞行器的设计中,为了解决飞行人员的生理与大气变化不相适应的矛盾,飞机上设置了气密座舱,以提高座舱内的压力,满足飞行人员的生理需要。从满足飞行人员生理要求的条件来说,在任何飞行高度上,座舱压力始终保持在相当于海平面大气压力的数值最为有利。但是,从飞机结构重量方面来说,由于高空飞行时座舱内外压差很大,座舱结构必须十分坚固,从而大大增加了飞机的结构重量。另外,气密座舱一旦在空中损坏,会形成爆炸减压,对飞行员和乘员的危害更大。因此,一般都根据飞机承担的主要用途,从满足人员生理要求和减轻座舱结构重量这两方面考虑,确定气密座舱压力随飞行高度的变化规律。

气密座舱压力的控制,是由飞机环境控制系统的压力调节装置来实现的,其作用就是实现对舱内空气压力按制定的变化规律进行正确控制。然而,某型飞机在研制过程中,按其设计任务,没有考虑在高原环境下的使用要求,所给出的气密座舱压力调节规律中,也没有高原环境下的调节规律。因此,这里针对这一问题,对某型飞机的气密座舱压力调节系统进行了高原环境下的地面模拟试验,解决其安全使用问题。

1 高原环境下某飞机座舱压力调节系统的使用问题

1.1 某型飞机的座舱压力调节规律

某型飞机的座舱压力调节由控制盒、排气活门和安全活门协同工作来保证。调节规律由5条曲线组成,如图1所示。曲线I是在起飞或者着陆阶段,座舱保持自由通风。根据机场标高,大气压力在101.3kPa(高度0km)到66.7kPa(高度4km)范围内,座舱余压不超过2.7kPa。

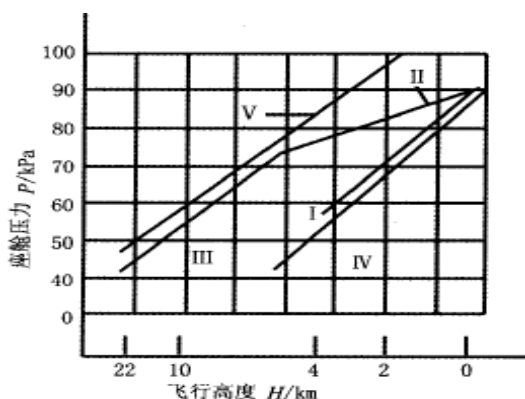


图1 某型飞机的座舱压力调节规律

当飞机速度达到300km/h时,动静压差达53.3kPa,座舱压力控制器工作,压力调节从曲线I变为II,座舱由自由通风阶段进入绝对压力调节阶段。曲线II保证座舱余压随气压-高度而改变,在大气压力从101.3kPa下降至56.0kPa时,座舱余压

从 2.7kPa 逐渐升到 30.4kPa，座舱压力下降速率不大于 1.33kPa / s。高度继续升高，气压继续降低小于 56.0kPa 后，压力调节从曲线 II 变化至曲线 III，由绝对压力调节阶段进入余压调节阶段，即保持座舱恒定余压等于 30.4kPa。

当飞机高度下降时，沿曲线 III 和 II 座舱余压逐步改变，此时，座舱压力增长速率不大于 0.67kPa / s。着陆时，当速度降到 200km / h 时，座舱由密封状态进入自由通风状态，压力调节从曲线 II 返回曲线 I，座舱解除密封。

曲线 V 为安全活门进入自动释压阶段，限制座舱内最大正压差不超过 37.7kPa。曲线 IV 由负压活门控制，限制座舱最大负压差不大于 2.7kPa。

1.2 高原环境对座舱压力调节系统的使用影响

在海拔 3450m 的高原机场，场压小于 66.7kPa，但在某型飞机的座舱压力调节器规范和文件中，没有给出高原环境下座舱压力的使用要求，在 66.7kPa 以下的场压条件下，飞机起降过程中还无法预测座舱压力的变化对飞行员生理带来不利影响。

通常该型飞机在高原机场起降速度大约是 300km / h。根据座舱压力调节系统的控制要求，一般当飞机起飞滑跑速度达到 200km / h 时，座舱调压由曲线 I 转换为曲线 II；当飞机降落滑跑速度降至 200km / h 时，座舱调压由曲线 II 转换为曲线 I。由于在高原机场起降气压小于 66.7kPa，存在座舱压力调节系统的超范围使用问题，为了保证该型飞机在高原的正常使用和飞行员的安全，有必要进行地面研究试验，以验证飞机在高原起降时的可用性，座舱压力是否符合图 1 的调节规律及座舱压力变化速率是否超出规范的使用要求。

2 某飞机座舱调压系统的试验研究

对于该型飞机在高原环境下座舱压力调节系统超范围的问题，采用了试验的方法，对其座舱调压进行了地面模拟台试验，以及在实际飞机座舱的人体抗泄压能力试验，验证了该型飞机在高原环境条件下座舱调压系统的可用性，并制定出高原机场起降时，使用座舱调压的安全措施。

2.1 地面模拟台试验

某型飞机座舱压力调节系统地面模拟台，由座舱模拟舱、大气模拟舱、控制盒和排气活门组成，大气模拟舱用功率为 4KW 的抽气泵抽气，测量装置为汞柱压力计及航空仪表和高精度计时器。其示意图如图 2 所示。飞机高度与座舱压力试验曲线如图 3 所示。

地面模拟台试验的目的是：① 探索座舱压力在 66.7kPa 以下，自由通风阶段(速度 $V < 300\text{km} / \text{h}$)座舱压力随高度变化的规律；② 检验座舱调压规律和速率变化；③ 确定飞机着陆后，正确解除座舱密封时机。

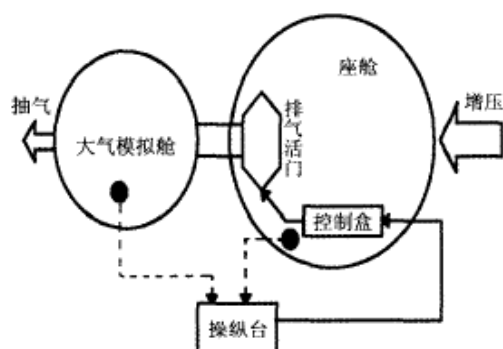


图2 地面模拟试验台

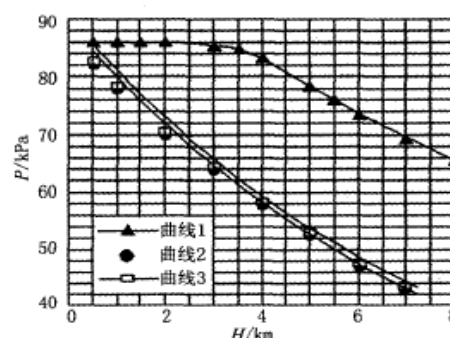


图3 飞行高度与座舱压力的试验曲线

(1) 座舱压力在 66.7kPa 以下，自由通风阶段(速度 $V < 300\text{km} / \text{h}$)舱压随高度的变化规律
图 3 中曲线 2 为大气压力随高度的变化曲线，自由通风阶段的试验结果见曲线 3。由曲线 3 可以看出，在标高小于 66.7kPa(高度 4km)时，座舱压力随高度的变化仍保持自由通风状态

变化,即曲线3沿着曲线2继续向下延伸,随着机场海拔高度增加,座舱压力始终比机场大气压高出 2.3kPa,符合自由通风阶段的调节规律,对人员不会造成影响。试验做到标高 40.0kPa (海拔 7km),已涵盖了国内全部机场。

(2)座舱调压规律和速率变化

正常座舱压力调节的地面模拟试验结果表明:飞机起飞爬升时的座舱压力下降速率小于规定值 1.33kPa / s,飞机下降着陆时座舱压力上升速率小于规定值 0.67kPa / s,即起飞降落过程中座舱压力速率变化对人体无影响,满足规范的要求。图 3 曲线 1 是地面模拟试验结果,与图 1 提供的座舱压力调节规律一致。

(3)高原起降座舱压力调节和速率

模拟飞机在海拔 3450m 的机场起降,当起飞速度大于 300km / h,座舱开始由自由通风转为绝对压力调节增压,调节器控制压力变化速率,座舱起始余压为 2.3 kPa,经过 13s 后,座舱增压至 30.4 kPa。当飞机着陆速度在 200km / h 之前座舱余压保持在 30.4 kPa,速度 $V < 200\text{km} / \text{h}$ 后,座舱开始由绝对压力调节转为自由通风减压,调节器控制压力变化速率,座舱压差由 30.4 kPa 降至 10.1 kPa,需要 20s,而降至 4.0 kPa,需要近 30s。计算最大增长速率和下降速率分别为 0.64kPa / s 和 1.21 kPa / s,低于飞机规范规定值要求,满足使用要求。

2.2 试飞验证

试飞在海拔 3450m 的高原机场进行。其目的是测量起飞时余压由自由通风升至压力调节值和着陆时由压力调节值降至 10.1kPa 所需时间;同时测量各种滑跑速度下的余压值,以确定座舱压力变化速率。

试飞时,飞行员适时报告滑行数据。当起飞速度大于 300km / h,开始报滑行速度和对应的座舱的余压值,直至座舱达到稳定余压;当着陆滑跑速度降至 200km / h,开始报滑行速度和对应的座舱的余压值。同时用机载飞行参数记录系统,确定各时间对应的滑行速度值。

结果表明:起飞时,飞行速度从表速 300km / h 起,余压由 2.3kPa 增至 30.4 kPa,需要 14s。着陆时,飞机速度降至 200km / h 起,余压从 10.1kPa 降至 6.0kPa 需要 31s,与地面模拟台试验结果基本一致。

另外,当座舱余压降至 10.1 kPa 后,飞行员手动解除座舱气密,由于舱内外压差较小,至完全解除气密需要约 2~3s 时间,压力变化速率小于 4.8 kPa / s,满足 GJB1193—1991 规定的在正常卸压时压力变化速率不大于 3.33~6.67kPa / s 的要求。通常,部队飞行员根据经验,也往往采取上述措施,到目前为止未有不适反应的报告。

3 结 论

从试验试飞可以看出,某型飞机在高原机场起降时,不会影响座舱正常调压规律,压力变化速率也不会超过规定值。但在着陆时,座舱内有余压,不能马上开盖,为保证飞机和飞行员安全,在正常情况下,飞机着陆后从滑行速度小于 200km / h 起 30s 后或座舱余压降至 10.1kPa 以下时,先解除气密,可以安全打开座舱盖。(摘自《飞机工程》2008, No. 3)

浅谈目视航图的制作

郑钦明

航图是专为满足空中航行需要而绘制的地球的一部分及其人工地物和地形的图形。目视航图(VFR Aeronautical Charts)是航图的一种,是飞行员在目视飞行准则下,以地面环境作为主要导航手段实施飞行时的重要参考资料。目视航图主要为通用航空的低空目视飞行使

用，是小型飞机能够安全低空飞行的重要条件。

一、制作目视航图的重要意义

制作目视航图的重要意义主要表现在以下几方面：

1. 制作目视航图能够填补我国民航在此项领域的空白

我国民航对目视航图的开发追溯于 2003 年 11 月 20 日，当时中国民用航空总局与美国联邦航空局签订了一份技术合作协议，目视航图作为合作项目之一，受到 CAAC 和 FAA 的重视，此后在几年的交流和合作中，目视航图开发逐渐被提上日程。2006 年在国家“863”计划地球观测与导航技术领域“新一代国家空中交通管理系统”重大项目，目视航图制作技术作为重要课题被列入其中。目前，我国民航对于目视航图的开发基本还处于摸索和试制阶段，如何开发适合我国民航特点和要求的目视航图成为摆在民航航图制作部门面前的重要使命。

2. 制作目视航图对紧急救援具有重要作用

在“5.12”汶川大地震中，由于山区没有导航设施或导航信号遮蔽，直升机往往无法实施仪表飞行，只能采用目视飞行，以地标为参照物判断飞机的高度、速度和方位。但遗憾的是，军民用直升机都没有配备专业目视航图，在时间紧迫的情况下，还不得不进行飞行航线选择，空降地点的选择，超障高度的选择，重要地标的选择，等等，而这些在目视航图中都一一囊括。目视航图不仅可以为空中紧急救援提供飞行参考，而且还可为紧急救援决策节省宝贵的时间。

3. 制作目视航图是我国通用航空发展的必然要求

我国《通用航空飞行管制条例》于 2003 年 5 月 1 日正式生效，为保证通用航空飞行安全，航行情报部门应该提供目视航图。随着我国低空资源的逐步开放利用，随着我国经济社会不断发展，随着抗震救灾中通用航空不可替代地位得到普遍认可，发展通用航空已经迫在眉睫。在美国，通用航空飞机每年累计飞行小时约占民用飞机总飞行小时的 80%，而我国通用航空的交通价值还很少被人提及。可以说，通用航空的发展前景非常广阔，而制作目视航图正是我国通用航空发展的必然要求。

二、制作目视航图需要重视的几个方面

研制目视航图是一项系统复杂的工作，必须充分征求各方面意见，考虑各种航图要素。既要借鉴国外的先进经验，又要结合我国的具体国情；既要考虑到目视航图的专业性，又要考虑到目视航图的实用性。民航东北空管局是我国民航唯一的目视航图试点编制单位，笔者有幸参加了目视航图的研制工作，结合笔者在制作中的实际体会，在此简要谈谈制作目视航图需要重视的几个方面。

1. 明确制作目视航图的目的和使用者

目视航图制作要充分考虑到它的实用性。制作之前，要清楚制作航图的目的，比如是紧急救援还是交通运输？如果是紧急救援，就要选择较大比例尺，如 1：10 万，并且选择与救援相关的要素进行重点描述；如果是交通运输，通常选择 1：50 万比例尺的区域图或 1：25 万比例尺的终端区域图。还要清楚目视航图的使用者，比如是军用还是民用？是私人还是通航公司？不同客户对航图要素的要求侧重不一样，在航图开发和制作上必须予以区分。

2. 确定检查点和重要地标

检查点是航图和地面瞬时定位的媒介，为了使飞行员能够快速目视判别航图上的重要细节，必须确定检查点。选择检查点，应当考虑以下方面：

(1) 检查点一般要具有显著性、独特性以及可见性。城市内高耸的建筑特别重要，是很好的检查点。对于显著地标，如纽约的自由女神像，上海的东方明珠塔，可以用三维透视法绘出该建筑物作为图解符号标在航图上，以便飞行员快速查找确认位置。但如果一定范围内，某一要素特征重复出现，那么它就不满足作为这一区域独特性标志的标准，则不能作为检查点。

(2) 在人文地物稀少的地区，缺乏可选的地标物，但某个区域本身的自然特征不同于周围地形，则可以成为显著地标。比如，沙漠中的一片绿洲，被大量沙土环绕的黑土地。

(3) 对于线状地物，如两条高速公路或大河的交叉点，因为其形状独特易于辨识，可以作为检查点。

(4) 需要注意的是，检查点并非越多越好，随意绘制和选择会引起图面混乱，造成误解，甚至会无法正常完成飞行任务。

3. 合理选择航图要素

目视航图不同于一般地图，它对航图要素的选择和疏密安排没有严格的规则可循，而是视具体情况而定。所以，在决定要素的取舍和数量多寡时必须谨慎。对要素的选取应注意以下几点：

(1) 在保证目视和雷达高空低速飞行中不降低航图可读性的前提下，使航图以最大密度标绘出地面上的主要特征，特别要绘制出可以作为地面瞬时定位的突出或独特的人文特征，并避免过于拥挤。

(2) 在人口稀少或者中等程度的地区，为数不多的航图要素充当着极其重要的作用；相反，相同的特征在人口密集区域会由于低空高速飞行而无法看见而不宜选取。

(3) 应在图表上标出有助于识别机场或者特殊地区的显著地形特征，特别是那些航图用户要求标注的地形特征。

(4) 对人口稠密地区的要素进行选取时应注意保证整个图幅的协调一致。一般来说，要素的删减要从高密度地区向低密度地区逐渐递减，按照重要性删减则要按照从小到大顺序逐渐进行。

4. 有效描述地形地貌和障碍物

地球表面的海拔和结构对飞行员飞行具有极端重要性。在制作目视航图时，应该尽可能以清楚和简明的形式表现地形和障碍的数据。一般用五个不同的方法表示这数据：等高线，阴影晕渲，彩色色调，障碍物符号和最高海拔数值(MEF)。

(1) 等高线是海拔相同点的连线。等高线的形状会给飞行员一个直观的地形概念。宽幅间隔等高线表现的是平缓坡度，窄幅间隔等高线则表现险峻的坡度。等高线选择要注意两条相邻线高程差值的设定，过大过小都不适宜。

(2) 阴影晕渲可较好地表现出从空中俯瞰所见的地貌，如图 1。它假定光从西北方向照射，从而使被山脉遮住的部分形成阴影。研究表明我们的视觉知觉对阴影晕渲图形非常适应，但对于海拔很低或起伏平缓的地形构成的航图，不宜采用晕渲这一表现手法。



图 1 阴影晕渲地貌示例

(3) 彩色色调用来描述不同的海拔区域。按照海拔的不断升高，颜色的排列从浅绿色到深褐色逐渐变化。

(4) 障碍物符号用来描述人造地物的特征。对于海拔较高的障碍物，如相对地面超过 300 米的障碍物，要用符号重点标出，如图 2。对邻近机场的明显比周围地物高出许多的障碍物，对于影响飞机低空飞行的危险障碍物，



图 2 障碍物符号和障碍物群

物，如天线、大罐、工厂、了望塔、烟囱等，虽然海拔较低也要重点标出。

(5) 最高海拔数值(MEF)代表所在区域的最高海拔高度，在制图时，事先将整个图幅按照一定的距离(如每隔经纬度 15 分)进行分割划区，每个区域的最高点加上一定的数据误差(如美国目视航图规定人工障碍物 100 英尺，自然障碍物 300 英尺)后进阶取整就可以得到该区域的 MEF。

5. 添加航空情报信息

航空信息是目视航图必不可少的重要内容，主要有以下几方面：

(1) 机场。按照机场跑道刚性和长度的不同，可以将机场进行细分，并使用不同的符号表示：按照使用性质不同又可分为军用、民用、私人机场，需要分别用不同符号表示；此外，还有直升机停机坪、水上飞机基地等也要表示出来。

(2) 无线电助航设施。主要有导航台、塔台、运行时间、自动终端情报服务（ATIS）频率、管制频率、甚高频（VHF）和超高频频率（UHF）等等，都要用规定的图例表示出来。另外，广播电台，海上无线电信标等也要注意列出。

(3) 空域信息。主要有管制区、情报区、机场区，特殊空域（包括危险区、禁区、限制区），等等，要分别用规定的图例进行表示。如果航图上绘制了野生动物栖息地、国家野生森林等保护区时，要标注在这些区域飞行的规定。

(4) 航路航线信息。主要有航线代号，航段距离，磁航线角，最低安全高度等信息。在绘制低空航线时，要协调有关部门，尽是使航线避开居民聚集地。

6. 制图经验

目视航图的制作涉及领域广泛，实用性要求高，这就需要制图人员必须具有丰富的制图实践经验。此外，还要熟悉航行情报专业知识，熟悉低空雷达和目视飞行及相关导航知识，熟悉领航知识，熟悉国家关于通用航空有关规定，等等，所有这些都对制图人员提出了很高的要求。尤其是，目视航图对于我国民航还是新鲜事物，国内可供参照的资料非常有限，因此，制图人员还必须具备国际视野，熟悉欧美通用航空发达国家目视航图制作技术和规范。

综上所述，目视航图制作是一项具有重要意义的工作，又是一项系统复杂的工作，它涉及面广，综合性强，实用性高。因此，航图制作人员必须高度重视目视航图的研发，认真分析目视航图的特点，充分借鉴国外经验，结合中国具体国情，综合考虑各方面的要素，才能做好目视航图。（摘自《空中交通管理》2008，No. 10）

飞行训练中的机组配合

张序 张檬檬

一、引言

近年来大量飞行事故的调查分析显示，3 / 4 以上的飞行事故都是由于人的因素造成的，而其中由于机组配合不当以及对驾驶舱资源管理不善所导致的飞行事故占有所有飞行事故70%以上。为了改善民用航空安全形势，有效的减少人为差错导致的飞行事故，美国 NASA AMES 研究中心在 1979 年第一次提出了驾驶舱资源管理(CRM)的概念。CRM 概念一经提出立即引起全世界航空界的关注，实践证明，CRM 理论确实在减少人为差错、降低民用航空事故率上发挥了重要的作用。目前，CRM 训练已成为国际民航发达国家飞行员初始训练和年度复训的重要内容。CRM 理论的重要作用已经被我国航空界所认同，该理论也逐步在我国民航被推广实施，中国民航飞行学院也将 CRM 理论作为飞行学员的必修课程，在掌握了理论的同时，我们面临着如何将理论和飞行训练实际有机结合的问题。

二、概述

(一)机组配合的定义

机组配合，顾名思义就是指机组成员之间的协作，是指执行飞行任务的机组成员，为了安全、正常的完成飞行任务，通过一定的协作技巧和手段，合作分工，协调一致的行动。

(二)机组配合的作用和意义

随着航空技术和理论不断发展，人们已经清醒的意识到人的因素和驾驶舱资源管理能

力在保证飞行安全中的重要作用。特别是机组成员之间的配合，好的配合可以显著的提高飞行安全余度，而差的机组配合无疑为飞行安全留下了隐患。提高机组配合能力可以显著提高成员的驾驶舱资源管理能力，更进一步的保证飞行安全。所以在飞行学员的初始训练过程中，就应该对机组配合能力和意识的提高给予足够的重视，以提高学员的机组配合能力。

三、飞行训练中的机组配合分类及特点

(一)教员带飞过程中的机组配合特点

教员带飞是飞行训练中非常重要的一部分，基本驾驶术的形成、新科目的学习、恶劣天气条件下和特殊科目的飞行都必须由教员进行带飞。由于教员和学员在技术、能力、经验等方面存在着巨大的差距，因此决定了教员带飞中的特殊机组配合特点。根据不同教员的性格和带飞特点，我们将教员粗略的分为严厉教员和温和教员，当然他们的机组配合特点也不同。

1. 严厉教员带飞时的机组配合特点

有些教员由于性格原因和技术要求比较严格，因此在带飞过程中表现的比较严厉。这种情况下的机组配合特点主要是：

(1) 驾驶舱气氛比较沉闷。教员的讲解比较多，而学员与教员的主动交流较少。学员压力大，精神紧张。教员与学员之间不能形成有效的、必要的交流。

(2) 驾驶舱职权梯度过于陡峭。教员成为对处境判断的唯一来源。当学员发现问题的时候容易产生顾虑，不能及时表达出来。交流受到严重障碍。机组之间的配合几乎为零。所有的决策都由教员决定，学员不能主动发表对当前处境的看法。整个机组的效能降低。

(3) 学员的操纵能力可能下降。沉闷的驾驶舱氛围以及教员严厉的态度导致学员精神紧张。对于初始飞行训练的学员来讲，过大的压力足以使自己本来就不强的操纵能力下降，甚至出现空中失能的情况。在这种情况下，整架飞机的安全重任完全落在教员身上，对于保证飞行安全是不利的。

因此严厉的教员在带飞过程中，由于种种原因，整个飞行机组的配合效能降低，从而导致安全余度的降低，这是我们不希望看到的。我们可以通过以下几方面的措施来改善这种情况：

(1) 飞行学员应该努力提高自己的心理素质和心理承受能力。作为一名准民航飞行员，除了要有扎实的飞行技术，更应该具有良好的心理素质。如果连教学训练中的这点压力都不能承受，那何谈未来在遇到紧急情况下能顶住压力化险为夷呢？

(2) 飞行学员要提高自己的沟通交流能力。沟通与交流是机组配合的重要手段和组成部分。没有通畅的交流，机组配合无法实施。因此学员应该在训练飞行中主动与教员进行交流，努力调节和改善驾驶舱的氛围。把自己看作是机组的一分子，在训练中提高自己的机组配合能力。

(3) 相信教员但不迷信教员。飞行教员虽然在技术、经验、能力等方面比学员高出很多，但教员也是人，人都是会犯错误的。人主观上都倾向于默认自己的判断是正确的，因此当判断出现差错时往往不能及时发现。机组配合中重要的一条就是机组成员相互监督。飞行学员虽然能力有限，但是应该明白自己是机组中的一部分，有责任在发现问题时及时提出。在安全问题面前，一切顾虑都是不必要的。

2. 温和的教员带飞时的机组配合特点

温和的教员在带飞过程中的机组配合特点主要是：

(1) 驾驶舱气氛比较融洽。性格温和的人比较容易相处，同样温和的教员带飞过程中，态度比较亲切，容易让人接受。学员的心理不容易紧张，也敢于发表自己的意见。交流比较通畅，为良好的机组配合打下了基础。

(2) 温和的教员放手量比较大。温和的教员给学员以更多的空间，例如更多的时间独立操纵飞机、更独立的实施程序等等。虽然可以使学员有更多的实践机会，但同时也增大了学

员的工作负荷。飞行学员的技术水平尚不稳定,发现和解决问题的能力还不完善,提高工作负荷极易增加犯错误的几率。如果教员没有针对学员的实际能力控制好一个合适的放手量,就容易出现“教员认为学员可以做,但学员实际不能完成”的情况。从机组配合的角度讲,这是一种失败的机组配合,我们在训练中应该尽量避免这种情况的发生。

由此,过于温和的教员带飞也容易造成机组配合效能的降低。所以作为飞行学员,在与这种类型的教员配合的时候,一定要正确估计自己的能力。当认为教员放手量过大,自己没有把握完成的时候,一定要及时的提出,请求教员的帮助,避免出现安全隐患。

(二)学员单飞中的机组配合特点

学员单飞,作为飞行训练中一个重要的组成部分,是学员在实践中提高自己的基本驾驶术、领航能力和飞行处境意识的一个必不可少的过程,是学员走向技术成熟和心理成熟的必经之路。学校飞行训练阶段,有一半的训练时间都是单飞时间,可见单飞对于飞行训练的重要作用。

1. 左右座学员技术水平相当

学员的技术水平差别主要体现在基本驾驶术、综合判断本机周边空域其他飞机的位置及与本机相对位置关系的能力、特殊情况下的处置能力等几个方面。根据技术水平相当又可以粗略的分为两种情况:双“高”组合和双“低”组合。

(1)双“高”组合

双“高”组合是指执行机组单飞训练的左右座学员个人能力相对较强,有比较扎实的基本驾驶术,对飞机的性能和特性比较了解,注意力分配比较广泛和迅速,有一定的处理特情的能力。这种机组配合方式是合理的,对保证飞行安全、提高训练质量是有益的,但同时也容易产生一些问题。

双“高”机组成员一般都是同期学员中比较出色的,因此容易产生骄傲情绪。特别是在机组单飞训练中,如果两名能力比较强的学员搭配,更容易出现骄傲情绪,对飞行安全的考虑降低。具体表现在以下方面:

机组的协作降低。由于机组成员对彼此的能力比较放心,相互间比较信任,因此在训练中容易出现应该右座执行的任务都由左座执行。例如对机上设备的操纵、对航迹的判断与控制,甚至领航计算都由左座完成。这无形中增大了左座的压力,降低了安全余度。但是不少学员对这个问题认识不够,并不认为这是右座学员的失职,反而认为是右座对自己的信任,是一种炫耀自己技术的方式。这对于保证飞行训练安全是非常不利的。

检查单的使用不到位。检查单是用来对飞行员的操作进行检查和确认的工具,是保证飞行安全一种有效的手段。但是很多双“高”机组白恃技术已经到位,程序很熟练,降低甚至放弃了对检查单的使用,稍微好一点的情况也就是用一些口诀来检查。不按规定执行检查单无疑降低了安全余度,增加了出现人为差错的几率。

机组无关交流增多。很多双“高”机组在飞行中关于飞行的有关交流下降,出现无关交流增多的情况。飞行学员在初始训练阶段,操纵能力还不强,注意力的分配能力也无法和成熟飞行员相比,无关的机组交流无疑分散了其有限的精力,对保证飞行安全是不利的。

程序执行不标准。双“高”机组在飞行过程中,容易放松对程序的执行,科目完成不标准。由于飞行训练具有多次重复的特点,所以当学员们掌握了基本的驾驶技术后,难免产生对多次重复训练的厌烦心理。双“高”机组成员技术相对掌握较好较快,更容易产生厌烦心理。表现出来的现象就是执行程序不标准,例如航行中对航迹的控制不够精确、空域动作不符合训练要求等等。由此必然导致安全余度降低。

机组成员警惕性降低,相互监督下降。由于机组成员双方技术水平相对较好,他们在飞行中容易出现精神懈怠,不能对当前处境有足够的认识和重视,相互监督下降,容易产生不必要的人为差错,不利于飞行安全。

(2) 双“低”组合

双“低”机组是指机组成员的技术水平相对较弱、操纵能力相对较差、机组配合能力相对缺失的机组。在实际的训练中，这种搭配是广大教员们都尽量避免的。

2. 左右座学员技术有差距情况下的机组配合特点

左右座学员技术水平有差距的搭配在飞行训练中是经常出现的。这种搭配方式是保证训练安全、同时提高训练质量的一种有效手段，是使后进学员尽快提高技术的一种可行的方式。在单飞中技术水平相对高一点的学员可以将自己总结的一些方法、经验介绍给稍后进的学员，在这种交流中，后进同学可以学到一些有益于飞行的技巧，而技术水平较高的同学也可以在讲解中进一步对已知的知识进行深化。这种情况下，机组配合的重点应该着重放在良好的交流上，同时整个机组应该把控制飞机作为首要任务。技术水平有差距的组合也可以大体分为两类，即左高右低和左低右高。

左高右低就是指技术水平相对高一点的学员执行左座任务，负责操纵飞机，而稍后进学员负责“压座”。这种情况下驾驶舱职权梯度呈左高右低的走向，容易出现右座发现问题的时候不能及时的提出，甚至是提出后得不到左座的采纳的情况。这种情况类似于严厉教员带飞过程中的机组配合特点，但是程度上明显比教员带飞要好的多。

另一种情况就是左低右高的情况。这种情况下，驾驶舱职权梯度呈现左低右高的走向，在飞行中可能出现右座取代左座行使机长职责，特殊情况下取代左座做最后决断的情况。这是一种不正常的机组配合方式，违背了合理分工、各司其职的原则。特别是在进近和落地过程中，有些右座超越了自己观察和提示的职责，上手量过大，甚至接替操纵，右座落地，这是严重违反训练原则的。对安全来讲，是重大隐患；对左座同学的技术提高，是起反作用的。因此在遇到这种类型的机组搭配时，机组成员应该相互尊重，把对方当作机组中重要的组成部分，明确自己的职责，注意机组之间的配合，始终牢记：保证飞行安全是整个机组的责任，而不是某一个机组成员的责任。只有这样才能将保证飞行安全、提高训练质量落到实处。

四、提高飞行学员机组配合能力的方法

(一) 明确机组成员的职责

机组成员既要作为一个整体来看待，同时又要明确分工。作为一名合格的机组成员，应该了解哪些是自己应该做的，哪些是自己不应该做的；在特殊情况下，哪些成员的哪些职责是应该由自己来承担的。飞行学员初始训练中，技术还不成熟，整体能力还不强，因此一定要明确分工，协调合作，充分发挥整个机组的主观能动性，用好的机组配合提高飞行安全余度，同时在实践中提高自己与其他飞行人员的协作能力。

(二) 正确交接飞机操纵

现代飞机配备双人制驾驶舱、双套飞行操纵系统，左右座飞行员都可以对飞机进行操纵，提高了飞机的安全系数，但同时对飞机操纵的交接成为一个新的问题。经过不断探索，人们已经研究出一套严密有效的飞机操纵交接程序。在飞行中，两个机组成员交接飞机操纵，PF发口令：你操纵(YOU CONTROL)，PNF接过操纵，同时发口令：我操纵(I HAVE CONTROLLED)，PF确定另一成员已经接替操纵，情况正常，放开操纵，整个交接过程结束。有些学员放松对标准程序的坚持，口令不标准，甚至不发口令就进行飞机操纵的交接。自认为飞的“多”了，程序“熟”了，机组成员之间有“默契”了，殊不知自己已经为飞行安全埋下一颗定时炸弹。在飞行训练中，学员一定要严格按照程序进行飞机操纵的交接。飞行训练是学员养成基本驾驶术、培养良好的飞行意识和飞行习惯的重要阶段，因此一定要严格执行交接程序，培养良好的机组配合能力，为今后的工作打好基础。

(三) 落实检查单

检查单作为保证飞行安全、防止遗漏项目的重要手段，其重要作用有目共睹，同时不按规定执行检查单导致的惨痛教训也血淋淋的摆在我们面前，但是依然没有引起某些人的高度

重视。作为飞行学员机组配合训练的一项重要内容——检查单的执行，我们必须始终把他放到一个很高的位置，给予足够的重视。执行检查单应该做到“口到，手到，眼到”。“口到”：执行检查单的成员必须清楚洪亮的将检查单上相关内容宣读出来，使整个机组都能听清并且理解其内容；“手到”：检查单宣读的同时，宣读者应将手指向宣读内容所指示的设备、开关、旋扭或者仪表，检查其位置、示数是否与检查单内容相符，需要报告示数的应大声宣读；“眼到”：不执行检查单的成员应分配一定的注意力对检查单的执行情况进行监督，听到宣读内容的同时，应将视线跟踪到所指示的项目上，检查是否与检查单内容相符，发现异常及时提醒。同时，执行检查单的时机也应注意，即应按照程序要求在规定的地点、高度执行相应的检查单，同时也应根据当时飞行的实际情况，及整个机组的精力情况灵活的选择，做到既不错过执行检查单的时机，又不影响飞机的正常操纵。

(四) 了解相互的意图

作为共同执行飞行训练的机组成员，相互信任、相互了解对方的意图是非常重要的，如何了解对方意图就涉及到交流的问题。驾驶舱交流是指以令人愉快和易于理解的方式相互交换信息、思维以及情感的过程。交流是一闭环系统，发送者有交流需要时将信息通过一定的途径发送给接收者，接收者接收后给予发送者以反馈，一次交流过程结束。由于交流具有闭环性的特点，因此闭环的任意环节出现问题都会直接影响交流的效果。学员训练中，当一方对下一步的飞行有自己的想法和计划时，一定要通过交流的方式告之另一方，并且确定另一方已经了解自己的意图，防止出现机组之间不了解对方意图产生危及安全的情况的发生。

(五) 坚持标准喊话

飞行是要求严格程序化的职业，事无大小，必须按照标准来执行。喊话虽然看似一个小事，但是不标准的喊话极易造成机组成员间不理解对方的意思，甚至产生误会，对飞行安全不利。所以在训练中就应该注意喊话的标准性，养成良好的习惯。

(六) 严格执行程序和标准

程序和标准是保证安全、统一机组动作的重要途径。在飞行训练中，机组间一定要严格按照程序办事，控制好航迹、高度、速度，进离港时严格按照公布图和空管人员的要求飞行。进近过程中，飞机下降到决断高度或者最低下降高时，不能见跑道或者引进灯时一定要坚决的复飞，防止拖泥带水和盲目下降高度，最大限度的提高飞行安全余度。

(七) 保持舱内紧张有序的工作环境

在飞行训练中，驾驶舱的秩序会直接影响训练的效果。只有机组成员各司其职，合理分配注意力，保持紧张有序的工作环境，才能最大限度的发挥整个机组的潜力，在保证飞行安全的前提下提高训练水平，培养起良好的机组配合能力。(摘自《中国民用航空》2009, No. 1)

如何引导飞行教学中的弱势学员

隋洪浩

在飞行教学过程中，飞行学员这个群体是有差异的，每个学员在技术掌握上都表现出不同的个性特征，这样就直接影响个人飞行技术的掌握。我们不能像工厂里那样，将产品按照统一标准分成:优质品、劣质品或危险品，在飞行教学这一特殊的过程中，我们应按照学员在接受教学、应用教学方面的差异，将其大体划分成优势群体和弱势群体，这其中弱势群体即是那些在飞行训练中表现出种种薄弱之处的学员们。如何引导弱势学员克服自身的劣势，变被动为主动，在飞行教学中显得尤为重要。

弱势学员在学习飞行技术的过程中表现出来的差异通常具有阶段性和持久性，他们在一

个或者几个方面的不足可能会导致他们某个阶段甚至一直处于其他同学的后面。飞行教师只有及时解决了他们的问题，才能使其飞行技术不断提高。

弱势学员的弱势表现

我们先对弱势学员进行细分，以便做到因人施教。所谓的弱势学员的弱势表现也不尽相同，综合而言主要表现在：

(1) 记忆能力方面弱势——除本身先天的因素外，通常他们的学习方法也不好，不注意把教师所讲的飞行动作或注意力分配形象地记忆，往往靠死记硬背。

(2) 理解能力方面弱势——主要表现在空间想象能力不够、思路不开阔、认识片面。

(3) 模仿能力方面弱势——主要表现在手脚不协调、反应迟钝、不容易接受新的技能。

(4) 心理素质方面弱势——主要表现在容易紧张、遇事慌乱、稍有紧迫环境便无所适从、缺少主见、信心不足或者过于自负。

(5) 身体素质方面弱势——主要表现在容易疲劳、冒虚汗，甚至出现空中呕吐现象。

(6) 自我控制方面弱势——主要表现在平时安排不好作息时间(如沉迷网游)、飞行准备标准与质量跟不上、欠主动性、飞行习惯不好。

弱势学员的弱点还有一些，但主要有以上 6 个方面。

教学过程是教与学的有效结合。对于弱势学员的弱点，教师必须心中有数。在实施教学过程中，教师和学生都应有实事求是的态度，面对现实，面对困难。教师应以尽职尽责的精神，正确运用教学方法。教学双方要积极配合，共同努力完成教和学的任务。

对弱势学员的教学方法

一、训练前必要的思想交流

在教学以外和学员进行沟通，开展交心活动，以便更好地了解学员的思维敏捷度、个性特征以及个人情况，从而预测学员在飞行中可能出现的问题，做好计划，及早地、有针对性地在地面教学和空中带飞中采取相应措施。另一方面，平时教员和学员的接触对心理素质较差的学员是个难得而且重要的自我表现机会，有助于学员自信心的建立。如果学员在这种情况下和教员在一起都感到紧张，那么教员应尽快引导学员放下思想包袱，为教学做好准备。对于初学飞行者，心理素质方面的自身准备和完善很多就是在和教员聊天时潜移默化得到的。

对于身体素质差的学员，教员应帮助其制定适宜的体能训练计划，争取在最短的时间内提高其体能标准，克服自身体质障碍。

另外，教员应强调日常行为规范及生活习惯对飞行的重要影响。教员应重视定期的小组生活会和小组内的集体活动，培养小组的良好学习气氛，调节弱势学员和其他学员的关系，鼓励学员团结互助，这对弱势学员自信心和学习积极性的保持很重要。

二、飞行前充分的地面准备

地面准备是对弱势学员教学中一个非常重要的环节。飞行不打无准备的仗，地面准备的质量直接影响到空中教学的效果。弱势学员更应该加强地面准备和演练，真正做到“地面苦练，空中精飞”。地面准备的内容应有计划地科学安排，对准备内容的讲解抓住要点，讲析透彻，并注意启发学员学习的主动性。

新的飞行大纲可操作性很强，根据空中带飞计划，合理安排每次弱势学员地面准备的中心内容。准备内容既要考虑到系统性，又要顾及到连贯性，避免开飞前把所有课目与知识集中讲授。因为这样一方面内容太多，记忆力差的弱势学员一下子记不住，更谈不上掌握理解；另一方面，有些内容如果不是近期带飞内容，还是不讲为好。在开飞前，除必要的技术数据和飞机参数外，可以只要求他们掌握飞行程序和基本注意力分配、基本操纵方法。这样，每次准备内容不多，要求学员真正理解，并马上进行重点内容的演练，务求掌握，不吃夹生饭，即使记忆力稍差，也可以积少成多，在技术上逐步提高。

除了记忆弱势外，理解弱势和心理弱势也容易影响地面准备的效果。例如，有个初教新学员注意力分配不按教员讲解的去做，自做主张从开飞第一天开始计划每天加看一块仪表，自以为6天以后就可以全面掌握，但是其结果却是顾此失彼、越飞越糟糕。这种现象是理解弱势方面的认识片面和心理弱势方面的过于自负的表现。在这种情况下，教员不应该一味指责或仅仅重复强调正确顺序，而应花时间了解其状态失常的原因，根据具体情况，讲清正确的注意分配是经过长久飞行实践获得的，在肯定他的创新意识的基础上，引导其认识到自己片面的想法和过于自信的态度对自己飞行所造成的不利影响，帮助其克服主观意识上的偏差。同样，对于其他存在理解和心理问题的学员，都应该诚恳地帮助其找出原因，明确克服的办法，解除思想顾虑，树立信心，调动他们的积极性和主动性。

日常飞行准备上，还要减少自控弱势产生的土壤。中高教准备应高标准严要求，培养良好的飞行习惯。要加强小组长的组织力度，协助小组同学自我控制。

三、空中教学中良好的双向沟通

由于空中带飞时间短促、飞机运动速度快、飞行过程中各种信息变化快、情况复杂，学员不易控制好情绪和注意力。教员应把握一个大原则，即根据学员特点和具体条件，灵活掌握教学内容，把握好教学时机。先看清问题，再根据情况进行空中讲评。

良好的教学环境在带飞弱势学员时很重要。良好的教学环境能消除学员的紧张情绪，使学员心理活动进入积极状态。教员在带飞开始就应设法消除学员的紧张情绪，鼓励学员的主动意识。

在进行初教机飞行教学时，有时需要注意参看舱外参照物，然而由于教员和学员的坐高有差异，教员视野范围内的参照物往往不能顺利进入学生视线，加之教员在副驾的位置，舱位狭小，无意间造成学员视线受阻或偏差。这时，如果学员不能及时与教员沟通，很容易造成教与学之间的误解，影响飞行技术发挥。心理弱势的学员由于自己缺乏主见，在这一方面表现要更突出一些。在飞行中，切忌因学员的技术失误而表露出烦躁的情绪、失望的表情，更不能大喊大叫或突然用粗猛动作进行提示或纠正。

中高教弱势学生有一定能力，可应用技术差距比较的方法，来刺激其主观能动性。可让弱势学生观摩强势学生飞行质量，找差距，知耻而后勇，增强主动性。

在带飞弱势学员时，教员必须牢固树立安全第一的思想。正确分配教学精力，不能只埋头教学，不注意飞机航迹、高度、速度的控制，不注意收听无线电，造成空中冲突。对发动机及其他设备工作情况检查不能减少。对放手量的控制要适当，防止因放手过大不能收拾而造成事故。对待安全问题应把握宁愿失去一次教学机会，也要保证飞行安全的原则。

四、飞行后客观详尽的分类讲评

在初级训练阶段小组讲评时，应尽量少用点名或单个讲评的方式。因为弱势学员对面子问题很敏感，心理也很脆弱，最初飞行阶段，学员之间竞争比较激烈，互相在技术上都不定型，适当照顾弱势学员的自尊心，有利于发挥学员的学习积极性。当然也不能报喜不报忧，可以在不伤及自尊心的范围内，让其感到一定的压力，调动积极性，变压力为动力。在小组讲评中，先讲共性的问题，然后再提出典型的问题，分析原因，找出解决的方法，提出下次飞行明确的要求。

小组内提倡组员之间互评，鼓励学员之间互相学习、互相提示，在小组内创造民主向上的学习气氛，这对弱势学员的技术进步和心理成熟都是很重要的。

例如筛选阶段TB-200训练时，学员在连续3天的飞行中，有可能在处理“四转弯改出对正跑道”这一问题上反复出现错误，学员思想压力大，以至每次做这一项目时，都会产生心理障碍，更表现为手脚不能协调一致。教员观察到这一情况以后，在小组讲评时应以小组共性问题提出，让小组成员各抒己见，寻找解决途径。然后教员在讲授正确解决办法时，向存在这一问题的弱势学员重点强调。这样既可引起弱势学员的重视，又避免其产生悲观情绪。

在飞行教学中,难免会遇到弱势学员的问题,这是由于人的个体差异的客观原因造成的。教员应给予高度重视,更应端正态度。弱势学员并不意味着会永远处于弱势,教员应引导其扬长避短、客观的作好个人定位,争取带飞一次进步一次。作为飞行教员,我相信我们会逐渐减少弱势学员的存在,更好的完成飞行教学,保证飞行安全,并不断的为民航事业输出技术、思想双过硬的飞行人才。

学校有关部门应为学员们创造良好的学习、生活环境,制定人性化的规章制度,强调好的飞行习惯养成,打造一个由“弱势”变“强势”的学员输出机制,以此来树立学校品牌。

(摘自《中国民用航空》2008, No. 7)

时间延迟对大型运输机飞行品质的影响

刘振钦

时间延迟主要是飞行控制系统复杂的高阶特性和机械摩擦力以及空行程等造成的系统滞后,包括来自数字计算机的纯时间延迟,也包括助力系统、舵机回路和各种滤波器等许多高频模态环节带来的滞后影响。产生时间延迟的另一个原因是来自机身弹性变形的飞机高阶空气动力影响。

大的时间延迟能够产生危险的驾驶员诱发振荡(P10),甚至相对小的时间延迟也能使飞行任务完成的质量降低。所以在飞机设计中,尽量使飞控系统各环节的时间延迟降低,在完成飞行任务时,驾驶员作为人-机闭环系统中的一个环节,必须尽量减少误操纵带来的不利影响。虽然大型运输机一般由于尺寸大且操纵频带窄,相对发生PI0的概率比战斗机低,但飞行控制系统时间延迟给驾驶员指令操纵反应带来的不利影响仍不容忽视。

1 时间延迟与相位延迟

时间延迟是基于零时段的量度或是随着驾驶杆力的控制变化到飞机响应的量度。一个纯时间延迟是保持在一个混合的时间段里的单一影响下的时间延迟。

时间延迟是在现代飞机控制系统中由许多单个的因素迭加起来的,这些单个的因素来源于在高频下产生的相位损失。随着系统阶次的增长而引起了时间延迟的增长。这种时间延迟可以利用一种“等效系统”的方法在频率域中求得的,也可以在时域“有效的”时间过程中取得。“等效的”时间延迟被定义为将一个低阶的典型的传递函数形式与一个时间延迟量 e^{Ts} 相加来逼近一个高阶的传递函数。最初系统的频率反应特性和它的低阶等效特性在所研究的一定的频率范围内几乎是相等的。

等效时间延迟是用来表示由于飞机控制系统动力学特性造成短周期反应迟后的要求。控制系统中许多高频元件引起飞机初始低灵敏度反应,因此飞机要获得良好的匹配是需要有一个适当的延迟,但延迟不能过大。一般规范要求按飞行品质等级应小于或等于某限制值。

相位延迟是反映飞行员增加截止频率时对飞行品质变化的度量。大的相位延迟意味着从正常的 45。相位储备到不稳定状态只有很小的稳定裕度,对于大相位延迟的飞机,飞行员可能反映它有驾驶员诱发振荡趋势。而过大的时间延迟是引起驾驶员诱发振荡的常见原因。相位延迟与低阶系统得出的等效时间延迟接近,文献[1]给出的结果是两者的相关系数为0.96,因此,用等效时间延迟可以代替相位延迟。在大于频宽 ω_{BW} 的频率段,很小的等效时间延迟会导致较大的驾驶员评价降级。MIL—STD-1797A给出了一些算例,对于频宽基本相同的构型,不同的相位延迟导致驾驶员评分相差较大。

2 算例分析

文献[1]利用地面模拟器对一架有高阶飞控系统运输机(算例飞机)的时间延迟影响进行了试验研究,主要试验状态是在着陆进场飞行阶段。

算例飞机为载客 150 人的干线运输机,最大航程 3400km。最大起飞重量是 63800kg,巡航马赫数是 0.77,着陆进场速度 240km/h。试验在动基模拟器上进行,在驾驶员指令模型中加入相位滞后和纯时间延迟,分别通过俯仰通道和滚转通道输入,分析飞机的动态反应变化。

选择一阶相位滞后,相位角损失 $\Delta\Phi$, $\Delta\Phi$ 在指定的频率下是随着测试的时间延迟值(在相位滞后中 $\Delta\Phi=-\tan^{-1}(\omega\tau_l)$,时间延迟中, $\Delta\Phi=-57.3(\omega\tau_d)$)而变化的。使用的等效频率是 $\omega=1.2\text{rad/s}$,使用的带宽频率的选择符合运输机的尼尔-史密斯准则。目的是让驾驶员在一个闭环跟踪任务中(飞行进场和着陆)感觉相位滞后和时间延迟的影响。

表 1 给出了纵向和横向试验模型状态。表中每一个点都表明了不同的滞后和时间延迟的飞机模型。在模拟试验中,俯仰和滚转运动是驾驶员操纵,而侧滑指令系统是自动控制。在横向试验中设计了多种特殊的时间延迟模型。将纯时间延迟引入基本的滚转速率和侧滑指令着陆控制系统中。试验中还考虑了驾驶员的时间延迟使飞行控制系统的阶数增加。

表 1 飞行品质模拟试验状态

飞控系统	τ_l/s	τ_d/s
驾驶员俯仰与滚转操纵	0.10	0.10
	0.20	0.20
侧滑指令控制系统 (纵向)	0.31	0.30
	0.43	0.40
	0.57	0.50
俯仰阻尼器与滚转操纵	0.10	0.10
	0.20	0.20
侧滑指令控制系统 (横向)	0.31	0.30
	0.57	0.50
	0.73	0.60
	1.19	0.80

注: τ_l 为相位滞后中的时间常数; τ_d 为时域中的时间延迟。

纵向试验包含 3 个不同的决断高度(60m、150m 和 30m),针对不同时间延迟(0.125~0.825s),进行直线进场和着陆飞行品质的影响评估。

横向试验包含了 3 个不同的决断高度(90m、150m 和 60m),针对不同时间延迟(0.125~1.025s),进行侧滑进场和着陆飞行品质的影响评估。

在适度的紊流中使用仪表着陆系统(ILS)进行进场和着陆是大型运输机最困难的飞行任务之一。在决断高度时驾驶员能够从 ILS 切换到目视进场和着陆。要求驾驶员能够完成直线着陆或者带侧滑机动着陆在水平跑道上。

3 时间延迟与飞行品质的关系

表 2 和表 3 分别表示在纵向和横向有时间延迟的试验结果。表中给出了时间延迟和飞行员评价(PR)平均值以及相关的飞行品质参数。给出的模态参数是根据 MIL-8785C 规范,用等效系统方法而获得的。试验中附加了 0.125s 的时间延迟,包括传感器和执行机构等延迟。表中给出了在一定范围内驾驶员的不同评价。

作为可接受飞行品质, $T_e=0.125\text{s}$ 时,飞机纵向延迟的驾驶员评价平均值为 4.9。对应的 CAP 参数在标准 1~2 标准之间,而长周期阻尼比达到标准 2(见表 2)。使用俯仰阻尼器后,CAP 参数得到改善。这样,平均的驾驶员评价等级达到了 2.6(DH=30m, $T_e=0.125\text{s}$)。在等效延迟为 0.625s 时,平均等级在 DH=30m 比 DH=150m 时差,但是在 0.825s 的等效延迟下,驾驶员评价基本相当,随着时间延迟的增大,评价等级变差了。

随着横向时间延迟的增加,评价等级逐渐降低,但是延迟限制比纵向小,或者说飞机相对容许比较大的横向时间延迟。

相对 DH 对纵向等级的改变影响较大,横向等级在改变 DH 的条件的影响下基本变化不大。尽管等效延迟在 1.025s 时,DH=60m 的评价等级比 DH=150m 的评价等级要差,但仅是个别点。

时间延迟和飞行品质等级之间的关系表明,由于时间延迟增加导致飞行品质降级。试验证明最初设想的驾驶员能感受到的相位滞后和延迟在一个闭环的任务中与真实情况都是相似的结论是不正确的。只是在一个小的区域(如时间延迟小于 0.35s)内他们的感受才可能是相似的。

表 4 所示的横向评价结果是在加入指令增强的滚转角速度控制系统后时间延迟与飞行品质参数的关系。表中也表明了滤波器阶数增加使驾驶员评价等级的变化情况。所有的模态参数都是用等效系统的方法获得。从表中数据可以看出,虽然滤波器阶数的增加对模态参数影响不大(螺旋模态倍幅时间除外),但随着滤波器阶数的增加,时间延迟增大,使驾驶员评价等级有一个明显的降低。

表 2 纵向时间延迟下的飞行品质参数和驾驶员评价数据

决断高度 DH/m	飞控系统	ζ_p	ω_p /(1/s)	ζ_{sp}	ω_{sp} /(1/s)	$\frac{\omega_{sp}}{n/\alpha}$	T_e/s	平均 PR
60	驾驶员俯仰 与滚转操纵、 侧滑指令系统	0.033	0.173	0.558	0.767	0.168	0.125	4.9
							0.225	5.3
							0.325	4.7
							0.425	6.9
							0.525	6.3
							0.625	8.0
150	俯仰阻尼器 与滚转操纵、 侧滑指令系统	0.129	0.161	0.648	0.935	0.236	0.425	4.9
							0.625	4.8
							0.825	6.9
30	俯仰阻尼器 与滚转操纵、 侧滑指令系统	0.129	0.161	0.648	0.935	0.236	0.125	2.6
							0.425	4.4
							0.625	6.0
							0.825	6.8

注:表中 ω_{sp} 为纵向短周期频率; ζ_{sp} 为阻尼比; ω_p 纵向长周期频率、 ζ_p 为阻尼比, ω_d 为荷兰滚模态频率; ζ_d 为阻尼比, τ_R 为滚转模态时间常数; T_2 为螺旋模态倍幅时间; T_e 为总的等效时间延迟。

表 3 横向时间延迟下的飞行品质参数和驾驶员评价数据

决断高度 DH/m	飞控系统	T_{2s}/s	τ_R/s	ζ_d	ω_d /(1/s)	T_e/s	平均 PR
90	驾驶员俯仰与滚转操纵、 侧滑指令系统	0	0.727	0.617	1.40	0.125	2.0
						0.225	3.8
						0.425	4.2
						0.625	5.5
						0.725	6.6
						0.925	7.8
150	俯仰阻尼器与滚转操纵、 侧滑指令系统	0	0.727	0.617	1.40	0.325	3.6
						0.725	6.1
						1.025	7.8
60	俯仰阻尼器与滚转 操纵、侧滑指令系统	0	0.727	0.617	1.40	0.125	3.3
						0.325	4.0
						0.725	6.3
						1.025	9.3

表 4 横向高阶系统飞行品质参数与驾驶员评价等级

决断高度 DH/m	飞控系统	滤波器 阶数	T_{2r}/s	τ_R/s	ζ_{dr}	ω_{dr} $/(1/s)$	T_e/s	平均 PR
90	俯仰阻尼器	2	160	1.03	0.623	1.23	0.288	3.2
	、滚转速率	5	84.6	1.07	0.636	1.26	0.566	5.2
	与侧滑指令	7	63.0	1.16	0.626	1.30	0.752	7.0
	系统	8	53.5	1.21	0.619	1.32	0.845	7.8

参考文献[2]地面模拟试验与飞行模拟试验结果比较,在时间延迟对驾驶员操纵的影响中,飞行模拟器比地面模拟器更加明显。在飞行试验给出的结果中,大型运输机的允许时间延迟比动基模拟器试验得到的允许时间延迟要小,也就是说,从地面模拟试验结果得到的允许时间延迟趋于保守。

尽管如此,麦道公司基于多次地面模拟试验结果,认为 MIL-F-8785C 以及后来颁布的 MIL-F-1797 等规范对时间延迟规定比较严,更多的适用于战斗机设计,对于运输机,特别是大型运输机,允许的时间延迟要求应该放宽一些。为此,他们提出在飞行品质的等级范围内运输机俯仰和滚转轴允许的时间延迟限制(见表 5):

表 5 运输机允许的时间延迟限制(建议值)

飞行品质等级	俯仰轴时间延迟/s	滚转轴时间延迟/s
1	0.44	0.33
2	0.63	0.73
3	0.76	1.10

飞行品质等级与驾驶员评价等级

之间的关系:

等级 1: $1 \leq PR \leq 3.5$

等级 2: $3.5 < PR \leq 6.5$

等级 3: $6.5 < PR \leq 9.5$

4 结束语

相位滞后、时间延迟研究是一项很有意义的工作,特别是研究高阶系统对大型运输机飞行品质的影响。尽管影响不如战斗机那么大。但随着时间延迟的增长,明显降低了驾驶员对飞行品质的评价等级。高阶滤波器以较大的相位滞后,像时间延迟一样较大的降低评价等级。很多研究结果证明时间延迟是空难的罪魁祸首之一。地面模拟器作为现代运输机动态控制特性有效的研究工具,可以确定运输机在飞行控制系统中能接受的时间延迟等级,但是需要更多的飞行模拟数据来对相应的地面模拟结果作精确的校核和修正,从而确定这些等级。同时也需要进一步提高地面模拟器的保真度,特别是对系统高阶影响的保真度。(摘自《飞机工程》2008, No. 3)

试论大型运输机的抖振

戴思宗

飞机抖振是由气流分离产生的气动力激振,引起结构的响应。抖振还可能伴随着如失速、上仰、机翼下坠、摇摆、偏头、机头摆动等现象,从而危及飞机操纵品质与安全性。若激发严重,会使飞机不能飞行或引起毁灭性破坏。

经常性的抖振载荷可能严重影响到结构的疲劳寿命,运输机的抖振影响到驾驶具的操作并直接影响到旅客的乘坐舒适性。因此在飞机使用飞行包线内,不应有令人讨厌的抖振。在型号研制中,以 $C_{L\beta} \sim Ma$ 表示的抖振判据是决定运输机总体参数翼载的主要依据之一。对于抖振,运输机将按结构疲劳载荷和旅客舒适性要求来限制,而战斗机则根据操纵品质要求限制。

1 发生抖振的流动机理

抖振源于气流分离,描述气流分离的典型模型是流动在分离点脱离物面,在此点表面摩

擦力变为零，且气流出现倒流。基于附面层概念和粘性剪切力的气流分离的古典模型并不是导致气流分离的唯一机理。上、下表面的两个附面层在后缘相遇并形成尾流，诱导并形成旋涡，若此旋涡足够强就能促使近壁面流动停止并产生分离。此种分离是由涡量的诱导速度引起，而非由粘性引起。

跨音速流时，物面上局部流速达到音速，流动呈混合流形式。在超音速区后部的逆压梯度会引起气流分离，且出现一道或几道激波。激波与附面层的干扰在激波系的下面呈气泡形式。由于激波引起的强烈振荡有可能形成一个非定常周期性运动，这被称为激波诱导分离。

1. 1 流经直机翼上的流动

直机翼上的前缘分离气泡引起激振的特点是由分离点的低频脉动引起的振动比较小，而在重新附着区压力恢复值高，激振达到最大值。附面层在逆压梯度作用下临近分离点， Ma 数一定时随迎角增大，分离气泡迅速向后缘扩展，此时后缘压力发散，于是受激振影响范围增大，抖振随之增强。

1. 2 流经后掠翼上的流动

小后掠翼在亚音速时前缘或后缘分离开始发生。当此种分离在机翼上形成气泡，一般都激起严重抖振。跨音速时，近似于平行前缘出现强激波，流动情况更加恶化。

后掠翼上的流动特点是存在混合流动。跨音速时后掠翼上的气流流动可能包含沿翼展变化强度的激波、前缘或后缘气泡和旋涡。此时， Ma 数的小量增大都可能改变激波或气泡重新附着点的位置。

1. 3 流经细长机翼上的流动

尖前缘的细长机翼上的流动特点是一种简单的旋涡型流动，此种流动从亚音速到超音速均占优势，旋涡将产生非线性升力，此种流动并不产生严重的抖振。但在正常飞行包线外的大迎角飞行时，旋涡将发生破裂，气流分离，易产生严重的抖振。

2 抖振判据

衡量抖振的判据通常以过载“ g ”的峰值来表示，根据对乘员的感受分为 4 个等级，分别为：

- (1) 开始抖振： $\pm 0.035 \sim 0.1g$ ，可以感受到；
- (2) 轻度抖振： $\pm 0.1 \sim 0.2g$ ，能明显感觉到，对驾驶飞机无影响；
- (3) 中等抖振： $\pm 0.2 \sim 0.6g$ ，使人厌烦，严重影响到对飞机的驾驶；
- (4) 严重抖振： $\pm 0.6 \sim 1.0g$ ，大于几秒钟就不能容忍，飞行员无法驾驶飞机。

图 1 示出了抖振升力系数随飞行 Ma 数变化的典型边界。

图 1 典型抖振边界

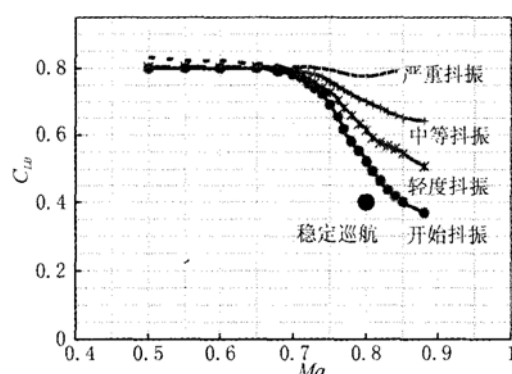


图 2 示出了二维翼型上的典型流动边界。

A 点相应于起飞和着陆时的最小速度，假定出现在大尺度前缘分离的一条线上，B 点为达到最大速度情况，而 C 点相应略高于阻力升马赫数的巡航速度。此图包含着激波的出现及其对应于可能出现严重抖振开始的一条线。

图 3 示出了某机翼典型风洞试验的结果，给出了在机翼上某一点 P 测得的均方根压力脉动随迎角的变化关系。随着迎角增加，形成局部超音速区和一道尾激波，此激波沿上、下游振荡。在激波振荡、逆压梯度和附面层增厚的综合作用下，引起压力脉动的增大。当激波逼近并通过传感器位置，压力脉动迅速增大。随着附面层的分离，激波向上游运动时，压力脉动迅速下降，当重新附着线越过 B 点前移时，压力脉动增至第二个峰值。分离气泡扩大到下游时，局部压力脉动则减小，而抖振继续从“中

等”水平往“严重”方向增大，因为抖振是对机翼上总的激振的响应。图中示出了中等抖振点和严重抖振点，由此可以决定飞行包线。

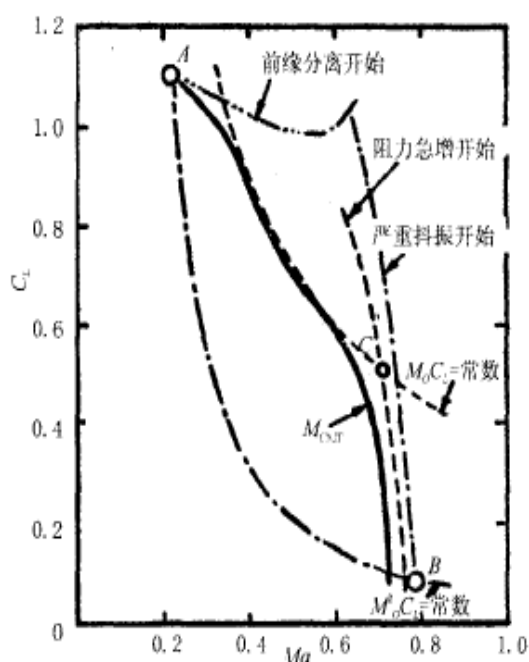


图2 二维翼型上的典型流动边界

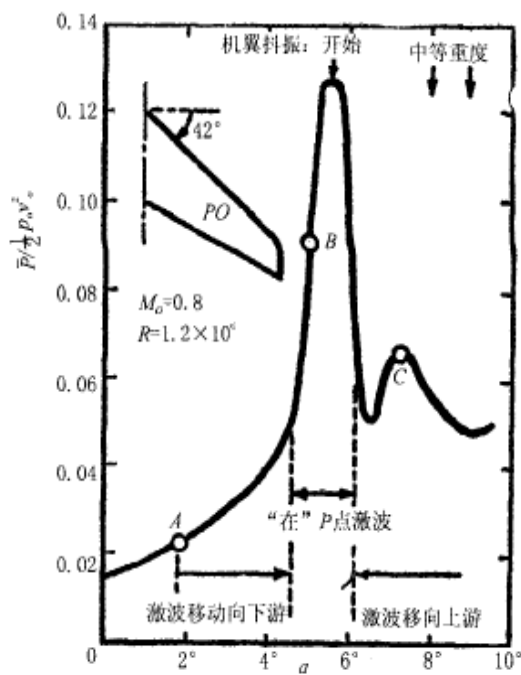


图3 某后掠翼上一点的压力脉动

3 抖振测量

预测抖振是一项十分复杂和困难的工作，主要依赖于飞行试验和风洞试验。应该同时以几种不同判据研究抖振发生，几种方法相互补充，从而合理准确预示抖振发生。典型的试验包括测量翼根弯矩、脉动压力、压力分布、升力和力矩系数及后缘压力系数等。测量附面层增长，特别是分离前、分离后的重新附着，以及机翼响应，此种结果将用于评价理论计算以及模型流动中的尺度效应。

3.1 飞行试验

飞行试验是评定抖振预测准确性的唯一方法。

a. 加速度计记录 在飞机重心或翼尖处安置加速度计，测量该处的脉动响应，重心处的法向加速度+0.05g的脉动量为典型的抖振开始量值。

b. 驾驶员评判意见 驾驶员凭亲身感受作出的评判，自然不太准确，但最具权威性。

c. 机翼表面压力测量 测量机翼表面分离和附面层重新附体后的脉动压力值，以及直接测量翼根动态应变等。

3.2 风洞试验

风洞试验仍然是目前预测飞机抖振边界最准确、可靠的方法。抖振边界的深入研究，特别是进入抖振边界之后的气动力特性，仍将依赖于刚性模型的风洞试验。j. p. 哈楚依克指出，在运输机方案研究中大约需要三分之一以上的风洞试验时间，用来研究抖振。

在风洞试验中用来测量抖振的方法很多，用得最多的有以下几种：

a. 翼根弯矩法 由模型试验测量非定常翼根弯矩来评估开始发生抖振，这是比较实用、可靠的方法。风洞试验时机翼根部用应变仪测量弯矩，测出机翼整体累计激发，就能确定机翼开始抖振。此种方法的结果对多数机翼平面状态和厚度分布与飞行试验结果十分一致。此外方法简便，可以用刚性模型在测力试验的同时进行。但对高紊流度或高噪声风洞有些试验现象就难以解析。

b. 后缘压力发散法 后缘压力发散对分离首先发生在后缘的机翼如超临界机翼，或者

在激波处,或在前缘形成一个分离气泡并快速增长的机翼可以合理地预示抖振开始,但必须正确选择测量压力的展向位置。

C. 升力系数斜率拐折法 经常用定常气动力曲线来解析抖振开始,如升力线($C_L \sim \alpha$)拐折点。此方法对小后掠机翼,在整个 Ma 数范围过于乐观,其原因可能是由于机翼上某处发生分离,相应升力损失由其它部分升力增加来弥补。

d. 轴向力系数 轴向力曲线斜率的转折和明显反号是一种常规的测力抖振判据,当机翼弯矩法不能确定抖振时此方法特别有用。

e. 翼尖加速度计法 在翼尖安装加速度计,测量激振力。

f. 机翼后缘压力脉动测量 应用声学方法、快速压力响应方法或用传感器在机翼后缘进行压力脉动测量。

风洞试验中,除了用上述方法测量抖振外,还经常应用俯仰力矩曲线斜率失稳、机翼后缘尾流发散、激波位置、激波下游 Ma 数大于音速、流谱观察、滚转力矩偏离、用薄膜表面摩擦应变片作流动分离检测及热线接头作紊流速度测量等进行综合分析确定抖振。

4 抖振预计

通过流场计算预计抖振一直是气动力研究的一个重要方向。最先用的非粘性流经验法,用亚音速位流解。使用风洞试验给出超音速区和结尾激波位置,进而发展用有限差分法,嵌入的激波自动在解中出现。应用小扰动方程,处理有升力机翼尾涡求解三元表面的复杂关系。

用于抖振预测的附面层计算,要求找到气流分离的位置及其发展,而气流分离的判据与机翼的形状参数有关。

根据过载“ g ”峰值的临界判据,检查峰值处 Ma 数趋近1时阻力开始发散,则认为抖振出现。此方法最简单,但准确度也最差。

无粘流场计算有一种方法涉及激波上游的压力与后缘压力发散之关系,其根据激波上游压力对激波位置的关系,提供一条经验抖振边界曲线。另一种则是根据激波上游 Ma 数(或压力)与机翼、翼型的几何关系而得到经验抖振边界。

用来预测抖振的另一种方法是计算出气流分离位置,假定分离点与激波位置重合时开始发生抖振。为了计算后掠翼展向流动粘性影响,三元附面层计算推广到可压缩流并应用到抖振计算中。当靠近机翼表面流线改变方向平行于机翼前缘时,判定发生了气流分离,当分离线到达机翼任一剖面的90%弦长位置,即为出现抖振状态。

全机复杂流场求解技术的发展,流动方程从求解无粘线性方程、无粘非线性方程逐步升级到求解欧拉方程、到了90年代的随时间变化的全粘性 $N-S$ 方程。这些流动方程可以更精确预计激波、附面层诱导分离与激波强度、位置,从而可以较准确预测抖振的发生与发展。

5 影响抖振的因素

根据飞机几何参数和风洞试验结果间的关系,选择适当的参数组合,来预测抖振发生。研究参数对抖振品质的影响时假定抖振强度和分离流之间存在着线性关系。

a. 关于后掠角和相对厚度 机翼后掠角与相对厚度的匹配对抖振特性影响较大。机翼相对厚度的影响随后掠角增加和 Ma 数的减小而减小。要达到所谓的无抖振的飞行走廊,要用较大的相对厚度配之以大的机翼后掠角。而较小的相对厚度,随着后掠角的增大,抖振边界趋向于出现在较低升力系数时。

b. 关于梢根比 机翼梢根比对抖振的影响与厚度无关,与 Ma 数的关系也不大。梢根比减小,抖振边界可以提高。

C. 关于展弦比 展弦比对抖振边界的影响并不很大,较低 Ma 数时增大展弦比,对提高抖振边界有利。较高 Ma 数时增大展弦比,抖振边界则降低。

d 关于弯度 机翼弯度对抖振边界的影响为:随着弯度增大抖振边界提高,随着厚度的增加弯度的影响减小。

e. 关于 Re 数 Re 数对抖振边界的影响最为显著,也是十分敏感的,其总的趋势是 Re 数增大“轻度抖振”边界提高,高 Ma 数比低 Ma 数的影响强烈。

6 超临界机翼抖振

常规翼型在高 Ma 数时压力分布形成强激波,在翼型表面产生一个大的正压梯度,引起附面层分离,产生严重抖振。超临界机翼缓解了超音速流和强激波,并减小了波后不利的压力增长,对抖振产生有利的影响,即可推迟给定升力系数时抖振发生的 Ma 数,给定 Ma 数时则增大抖振升力系数。

超临界机翼跨音速时会有两条抖振开始边界、机翼上表面附面层分离将引起大升力时的抖振,而下表面的分离将引起小升力时的抖振。由于超临界机翼在跨音速时结尾激波的前移不那么快,因此抖振可能不如常规机翼那么严重。

由于超临界机翼压力分布对雷诺数的敏感性,风洞试验结果应用到飞行中的相关性需要好好研究。另一方面,超临界机翼在一定范围内缓解了激波强度,推迟了抖振,减轻了抖振强度,但深入抖振边界之后的情况如何尚不得而知,如果单从阻力发散程度来推测也许变得更加严峻,因此研究超临界机翼的抖振一点都不能放松。

7 结束语

研究抖振是一件十分困难的工作,因此在型号研制一开始就必须给予足够的重视。 CFD 技术的巨大进步为抖振早期预计提供了一种实用的手段,进一步发展气动力数值计算方法,准确预计抖振开始发生,特别是不同程度深入抖振边界后发生的气动特性,有着重要的价值,也有许多问题有待研究和解决。飞行试验是鉴定飞机抖振特性的权威方法。试飞结果将最终确定飞行边界,同时可为完善设计计算方法提供依据,并用于建立从分析预计、风洞试验到飞行验证的相关性。

型号研制过程中,预计抖振特性的最普遍和最实用的方法目前仍然是风洞试验。利用风洞试验可以测量到不同状态时,抖振开始和抖振强度,同时可以通过各种试验技术观测到流动机理和发生的现象,如附面层的成长、增厚,开始分离的位置、分离区扩展或重新附着;又如分离气泡的类型,旋涡的产生、成长及破裂;激波附面层的干扰,激波位置的移动与脉动压力的产生等,这些结果将为气动力改进设计指明方向。

国外在抖振研究上,已做了大量的工作,有许多资料可供借鉴。为了能在型号研制上应用此项技术,必须研究属于自己的技术。(摘自《飞机工程》2008, No. 3)

先进的齿轮传动涡轮风扇发动机技术

李 杰

0 引言

当前大推力(推力大于 70.00kN)高涵道比涡扇发动机中风扇大多是由低压涡轮直接驱动的,由于风扇直径很大,风扇转子必须在较低的转速下工作,使得低压压气机、低压涡轮的转速大大低于它们的最佳工作转速,为达到发动机的总体设计要求,只得增加低压压气机及低压涡轮的级数。

如何保持双转子涡扇发动机结构相对简约的优点,同时又使风扇和低压压气机以各自应有的恰当转速工作,发挥各自的最佳效率,理想的办法之一就是在低压压气机和风扇之间加装一套减速机构。通过减速器,将转速降低到最佳状态以驱动风扇工作,使低压涡轮、风扇和低压压气机均在最佳转速下工作,减少发动机级数。

齿轮传动涡轮风扇发动机(简称 GTF 发动机,下同)正是依据这一理念而设计的先进涡轮

风扇发动机,它是美国普惠公司为赢回正在逐渐失去的民用发动机市场而研发的先进大推力高涵道比涡扇发动机。

1 GTF 发动机的结构、原理及特点

齿轮传动涡扇发动机并不是新概念, Honeywell (霍尼威尔) 的 TFE731 商务喷气飞机发动机和 LF507 支线喷气飞机发动机已具有了齿轮传动涡轮风扇结构, 但仅有美国的普惠公司生产出了具有更大推力的齿轮传动涡轮风扇发动机(GTF 发动机), 该机具有较低的重量和高的可靠性。

GTF 发动机的原理十分简单, 即在双轴涡扇发动机的低压压气机和风扇之间加入一个齿轮减速器, 其结构见图 1。

GTF 发动机齿轮传动系统结构由一个低压涡轮驱动的中心齿轮、五个星型齿轮、一个与风扇联接的外环齿轮组成, 其结构示意图见图 2。

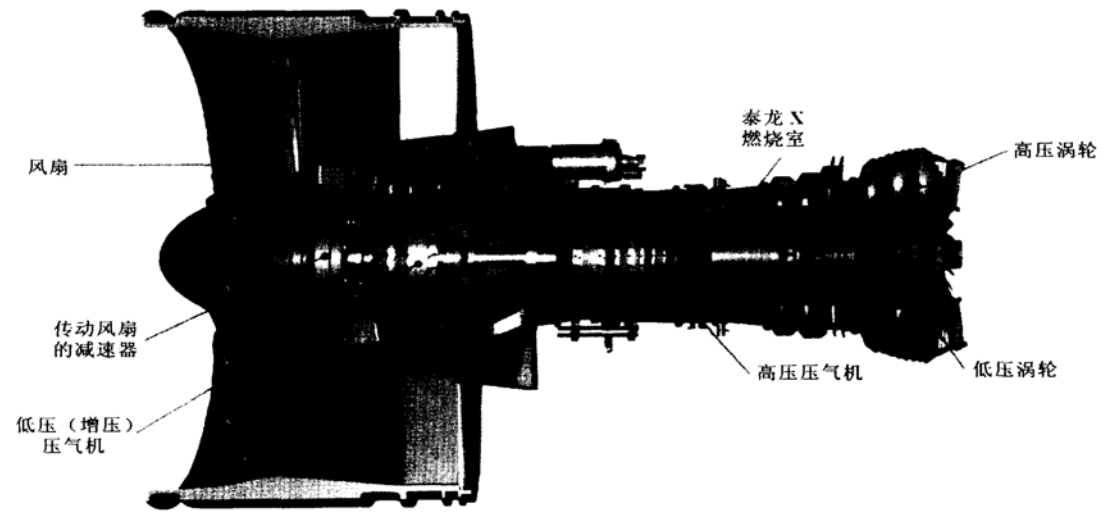


图1 GTF发动机结构解剖图

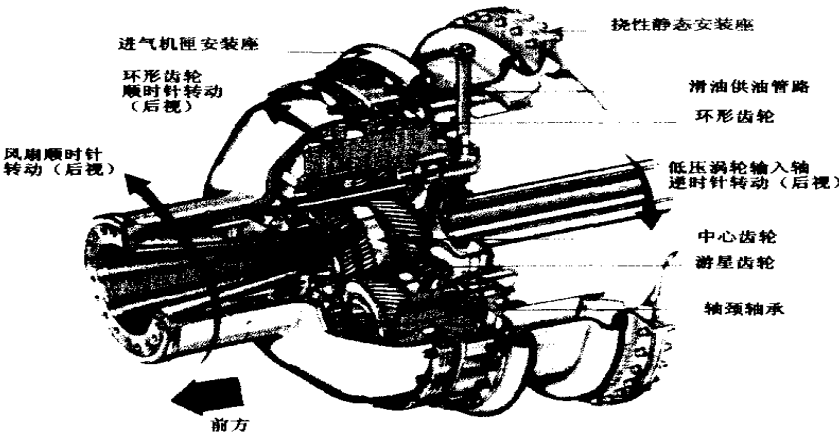


图2 GTF发动机齿轮传动系统结构示意图

GTF 发动机验证机采用了 PW6000 涡扇发动机的核心机, 减速器使风扇可独立于低压压气机和涡轮而运行, 发动机低压涡轮和风扇轴之间的齿轮传动系统是柔性联接。GTF 发动机与传统涡扇发动机相比具有以下特点。

I) 涵道比大

GTF 发动机的涵道比(BPR)为 10~12, 是空客 A320 和波音 737 飞机正在使用的发动机的

两倍以上，其油耗率比传统涡扇发动机降低 12%，提高了推进效率。增加风扇直径可以提高涵道比，但风扇的转速必须降低以保持叶尖速度，从而使损失和噪音最小。

2) 风扇转速和噪声低

GTF 发动机中风扇由减速器驱动，在低压涡轮转速满足要求的情况下，风扇与低压压气机相比可在较低的转速下工作。

通常风扇直径越大，其转速必定越小，而涡轮是高转速工作，若不增加齿轮减速器，更大更慢的风扇要求更大更重的低压涡轮去驱动。非齿轮传动涡轮风扇发动机的转速是在风扇和低压涡轮最佳工作转速之间折衷的选择，这使风扇和低压涡轮都不能在最佳工作转速下工作。

为降低风扇噪声，GTF 发动机的风扇并未工作于最恰当的叶尖切线速度(u)下，而是采用了 324 m/s 较低的速度(PW4084 为 413.3 m/s、TRENT800 为 478.4 m/s、GE90 为 376.3 m/s)，这有利于减小噪声，但叶尖处对空气做功不利。普惠公司利用先进的计算流体动力学 CFD 对叶尖进行了处理，使它具有较先进的性能。

3) 重量轻

GTF 发动机验证机仅有 18 片后掠式风扇叶片，叶片作成双弧形、无中间凸肩与空心，而相应的标准型非齿轮传动发动机要有 22~24 片叶片，故风扇系统中减轻了重量。

一般标准的发动机具有 3500 片低压压气机和低压涡轮叶片。而齿轮传动涡扇发动机仅具有大约 2000 片，抵消了采用减速器使发动机质量增加的影响。

GTF 发动机不仅质量轻且气动性能好，预计可节省 40% 的维护成本。

4) 采用多项新技术

在 GTF 发动机中，普惠公司融入了其他先进技术(见图 3)。其中包括：下一代 TALON (先进低氮氧化物技术)的低排放燃烧室，先进的高压压气机，成套高压涡轮技术。

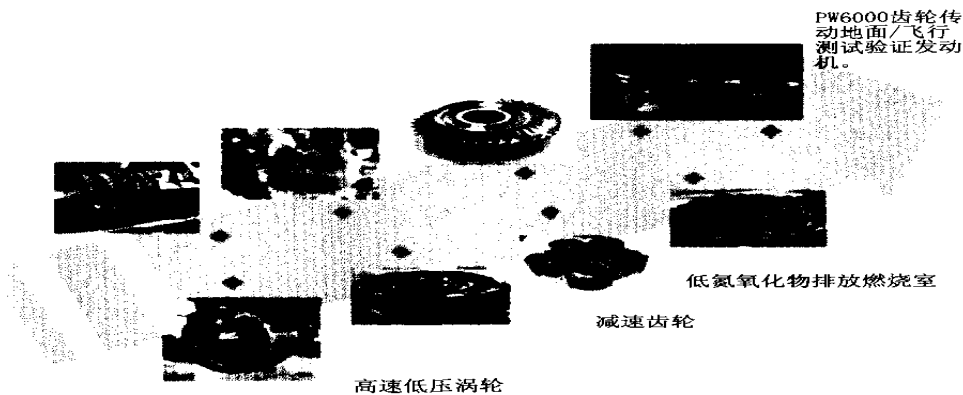


图3 GTF发动机应用的新技术及其进度示意图

富油-快冷速混-贫油(RQL)TALON 燃烧室具有先进的燃油 / 空气喷嘴和混合器，金属衬壁(浮壁)，及先进的冷却控制，以便发动机在起飞、高海拔巡航和着陆时都具有更低的氮氧化物排放，在高 / 低海拔条件下平稳点火性和卓越的可靠性。

高压压气机技术具有结构紧凑的特点，采用了整体叶盘与悬臂式的静子叶片结构。高压涡轮应用了先进的气体动力学，先进的冷却控制和密封技术。

普惠公司正在研究轻型材料风扇叶片和复合材料风扇叶片，新型风扇叶片将会被用在生产型齿轮传动涡扇发动机上。研发了新型热防护涂料，预期可以显著提高发动机的耐久性和在役飞行时间。

低压涡轮采用了欧洲[CLEAN (Component Validator for Environmentally — friendly Aero — Engine)]环境友好发动机部件有效性技术验证研究项目的技术，使低压涡轮仅有 3 级。设计特点包括：切剪过的叶冠，质量较轻的钛铝叶片，并增加叶根到叶尖之间的截面积，从而

进行了减根设计。图 4 为齿轮传动涡扇发动机的低压涡轮单元体实物。



图4 GTF发动机的低压涡轮单元体

2 GTF 发动机的关键技术

减速器装置是普惠公司的为获得 GTF 发动机原理的 15 个项目中的一个，关键技术是齿轮传动系统设计参数的确定。

高速大功率减速器是齿轮传动涡扇发动机成败的关键。由于具有众多的高速大负荷齿轮与轴承，工作条件恶劣，零件数多，很难保证高的工作可靠性。

减速器设计参数的确定是普惠公司技术创新所在，技术含量极高。设计参数的确定涉及传动齿轮的材料、齿型、公差、磨损容许量、设计极限以及整个减速器的性能极限、效率目标和耐久性等，且低压转子和风扇之间的减速器必须是柔性联接。

对于选定的减速器的设计参数，要进行大量的实验和验证，要有专门的齿轮系统试验设备，试验设备要具有模拟飞行状态和运行特性的能力。实验和验证的种类多，时间长，需投入较长的研发时间和大量的资金。普惠公司在减速器的研发上已经历了数代，时间已超过 20 年。

3 GTF 发动机的进一步研究与发展

GTF 发动机在尺寸上适合发动机推力为 62kN~134 kN 级别的新飞机。与现有的发动机相比，GTF 发动机的油耗将降低 12%，维护费用将降低 40%，而噪声和污染物的排放将减少一半。

目前，普惠公司在佛罗里达测试场开始地面测试的是 GTF 发动机的验证机(见图 5)，其所储备的关键技术将为 2008 年起动的生产型 GTF 发动机奠定基础。验证发动机将进行 100h 地面测试，完成地面测试后，GTF 发动机将在普·惠公司的波音 747 空中试验台上对其进行另外 100h 的飞行测试，以研究其性能和对操作性能进行研究。



图5 装在试车台架上的齿轮传动涡轮风扇验证发动机

风扇驱动系统和热管理系统将在不同的飞行条件下进行测试，包括失重和风车状态，以及不同的机动载荷和偏转条件。

三菱支线喷气飞机(MRJ)将由推力约为 62kN~76 kN 的 GTF 发动机驱动，而庞巴迪 c 系列飞机发动机的额定推力约为 102 kN，是同样先进的核心机的更大推力的版本。普惠公司还计划将 GTF 发动机用于驱动空客

和波音公司的下一代单通道客机。

对于 GTF 发动机来讲，其最大的威胁来自发动机开式转子技术(即桨扇发动机，或无涵道风扇发动机)，普惠公司也认为开式转子技术所提供的改进会超过 GTF 发动机。因为，开式转子发动机的燃油消耗更低，但噪声和与飞机安装上的复杂性使开式转子发动机的优势大打折扣。所以目前普惠公司正致力于 GTF 发动机的标准化，以便提供先进的涡轮风扇发动机，期望应用齿轮传动涡扇技术既可获得开式转子的燃油效率，又不会带来任何噪声和与飞机安装上的问题。

为了降低 GTF 发动机研发的成本和风险，普惠公司将采取合作研发的模式。合作伙伴有负责风扇驱动齿轮系统的 Avi0 公司、负责生产高速低压涡轮的 MTU (德国墨尼黑发动机和涡轮联合有限公司)，负责涡轮排气机匣的 Volvo Aero (沃尔沃航空公司)以及负责细长型引擎舱的 Goodrich (古德里奇公司)等。

4 结束语

20 年来，GTF 发动机的研发投入已超过了 10 多亿美元，虽然目前仅被低端的三菱支线喷气(MRJ)飞机和庞巴迪 C 系列飞机选定为动力装置，但随着齿轮传动涡扇技术的进一步研究与应用，GTF 发动机可能将成为 2020 年前的下一代单通道飞机的首选发动机，其技术特点及发展趋势，对我国大飞机发动机的设计生产具有一定的参考价值。(摘自《航空动力技术》2008，No. 9)

降低航空器相撞风险

刘德懿

我国民航的快速发展使得空中交通活动总量也同步快速增长，为了满足航空运输企业对空域的需求和解决航班延误问题，这两年来，民航空管部门加大投入，不断采用新技术、新规范，如扩大雷达管制范围，缩小纵向、侧向间隔；实施缩小垂直间隔最低标准（RVSM），缩小垂直间隔。但是，有些基础性问题，如空域的使用、管理权，管制员不足使扇区开放不充分等，尚未完全解决，致使有些不了解情况的媒体或旅客对空管产生误解。与此同时，我国民航正处于一个快速发展、不断深入推进和扩大改革开放的时期，这又会产生新的问题和矛盾，如空管体制改革，飞行员、管制员短缺，大力推进英语陆空通话等。

近半年以来，飞行高度层差错现象持续增加，从而加大了航空器相撞的风险性，对飞行安全和空管的正常运行造成极大的威胁。2007 年 11 月 21 日起，我国成功实施了 RVSM，即在高度层 8900 米（含）与 12500 米（含）之间，将原来 600 米的航空器垂直间隔最低标准缩减为 300 米，尽管实施 RVSM 带来了诸多好处（与国际接轨、经济性、增加空域容量、减少延误），但是，飞错高度层则增加了航空器相撞的风险。

航空器在空中运行过程中，因管制员（ATCO）或机组（PF）原因致使航空器飞错高度层所造成的后果是最为严重的，轻者航空器 TCAS 告警，航空器做紧急机动动作，旅客受伤；重者航空器相撞，机毁人亡。故此，空管部门对管制员原因造成的飞行冲突最为重视，同时处罚也最为严厉；相反，若是管制员处置因飞行员原因造成的飞行冲突果断、及时、得当，空管部门对管制员不仅通报表彰而且还重奖，而航空公司则对飞行员严厉处罚。

因此，为了减少管制员、飞行员指挥错或飞错高度层的行为，从而降低航空器相撞的风险，不仅每一位飞行员和管制员必须高度重视、认真对待，而且民航管理部门、各空管单位、航空公司也须综合考虑导致空中运行差错的所有诱发因素，制定防范措施。

一、管制员常出现的空中运行差错

1. 管制员指挥航空器到错误的飞行高度层

管制员在实施管制服务过程中出现的“错、忘、漏”是造成指挥航空器到错误飞行高度层的主要原因，管制员精力分配不当、疏忽、疲劳等多是“错、忘、漏”发生的直接诱因，这与长期高负荷工作有着直接或间接的关系。管制员的“错、忘、漏”主要有：呼错航班号，口误高度指令，忘记飞行动态，对飞行冲突漏判、误判等。

2. 管制员未能监听并纠正飞行机组对管制指令的复诵错误

完整的管制指令程序是管制员发出指令，飞行员复诵管制指令，管制员监听检查确认飞行员复诵的管制指令，最后是监控飞行员的执行过程。但是，不少管制员把主要精力放在发指令上，而对监听检查飞行员复诵管制指令时常疏忽，以至于造成不听或漏听飞行员复诵错误的管制指令，从而造成空中运行差错，产生飞行冲突。例如：2007 年 12 月，某进近管制区，管制员发指令：“climb and maintain 1200 meters（上升到 1200 米保持）”，A 航班飞行员复诵：“climb and maintain 2100 meters（上升到 2100 米保持）”。由于当时扇区高位运行刚过，区域内只有两架飞机，管制员便放松了警惕，未能监听到飞行员复诵的错误，造成 A 航班与另一下降到 1800 米的航班发生冲突。

为了防止管制员在上述两个重要环节出错，民航空管部门制定了许多规章制度和具体的工作指引程序，不断强化管制员的安全意识、责任意识，同时不断提高管制员个人的综合素质和管制技能水平，加强团队协作配合和班组资源管理，把导致“错、忘、漏”的可能性降到最低。

二、飞行机组常出现的空中运行差错

飞行机组出现的空中运行差错大致可以分三种情况：（1）未经管制员许可上升或下降；（2）不按 ATC 指令上升或下降（包括穿越高度层）；（3）调错高度窗。

在实际运行过程中，第一种情况即未经管制员许可上升或下降出现的概率是极少的，一般是在飞行流量很少或是下半夜飞行时容易出现；第二种情况比较常见，这是机组听错或执行了不是发给自己的 ATC 指令，这属于无线电陆空通话方面的问题。例如：1 月 7 日，A1323 航班将管制员发给 B323 的指令当成发给自己的指令并错误地执行了该指令，造成与 C2483 航班在广州区域内发生飞行冲突；1 月 22 日，A9969 航班在郑州管制区域不按管制指令下高度，造成与 B7877 航班发生飞行冲突。第三种情况常见于外航机组。例如：1 月 30 日，某外航航班在广州区域内调错高度，造成飞行冲突；2 月 1 日，某外航航班在北京区域内擅自下降高度，造成了空中运行差错。

目前，大型民用客机一般为“二人制”定员（机长和副驾驶），监控飞行员（PM）的职责是读检查单、通信、监控操纵飞行员（PF）完成指令任务；操纵飞行员（PF）的职责是对飞机诸元的控制、飞机的形态、导航等。在飞行过程中，正确、毫无阻碍地完全理解 ATC 的指令，及时、正确执行 ATC 的指令是很重要的，也是空地配合的关键。为此民航局和各航空公司对无线电通话程序也有十分明确的要求：（1）监控飞行员（PM）负责通信联络，不允许操纵飞行员（PF）包揽通信工作；（2）PM 在复诵完管制指令后应向机组通报管制指令，PF 方可实施指令；（3）若有机组成员对管制指令有疑问时，必须向管制员证实，而不是机组内证实。

三、无线电陆空通话技术存在的问题

对飞行安全而言，几乎所有的飞行员和管制员都认为，双方正确、完整、畅通的无线电通话和精湛的技术一样重要。管制员和飞行员之间的语言交流问题是导致飞行事故的一个重要原因，美国国家航空航天局研究表明，影响航空安全的因素 70%以上都和人与人之间的语言交流有关，包括以上的管制员、飞行员的空中运行差错，大多数原因都是跟无线电陆空通话有关。

尽管各方都努力使无线电陆空通话更加简洁、标准化、程序化，但无线电陆空通话本身

就存在严重的先天不足，导致频频产生严重后果。最典型的事件是1977年3月27日，在西班牙圣克鲁斯 TENERIF 国际机场，一架荷兰航空公司的波音747机组对正跑道请求起飞，管制员说：“OK，STAND BY（好，请稍等）。”事后，录音调查表明，通话中的“STAND BY”被严重干扰了，机组只听到OK，没有听到“STAND BY”就错误地以为同意起飞，而此时一架美国泛美航空公司的波音747客机还未退出跑道，当时机场又被大雾笼罩，这就造成两机无法目视的情况下相撞，这次事件使583人死亡，造成4.25亿美元的直接损失，成为史上最大的一次空难。事后认定造成这起空难事件的直接原因是管制员在管制过程中使用了口语用语，给机组造成歧义，而笔者则认为是无线电陆空通话技术方面存在严重的缺陷，“STAND BY”被干扰了是什么原因？

每一位长期从事管制工作的管制员都深有体会，无线电干扰（本文指发话器开关被第三方按下、卡住，影响到他人的正常通话，俗称卡话筒，而不是外部的干扰）的情况较频繁，绝大多数只对管制工作造成短时干扰，不会产生后果，但如果产生后果则会很严重。例如：2007年7月某日，A7068与A7868航班某进近区域内下降高度，管制员发指令“A7068下高度900米”，但是两个航班同时下高度，导致A7868与另一出港航班发生飞行冲突。事后录音调查表明，通话中的“70”被干扰了，两机组均认为是叫自己，并且复诵时又卡住了，以致造成了飞行冲突。这是因为无线电陆空通话技术目前来看是落后的，是有缺陷的，对飞行安全是个隐患。它的通话方式只能一方说话，全部收听，若有第三方发话或即使不发话但按一下话筒同样会干扰到另一方的正常发话，如果干扰了重要且有附加条件的管制指令，指定的飞行员收到的就是不完整的管制指令，那么产生的后果将很严重。在空管日常的运行过程中，卡话筒的情况是频频发生的，只是绝大多数未造成后果而已。

《空中无线电陆空通话用语》中要求：（1）先听后说，应避免干扰他人通话；（2）应熟练掌握送话器使用技巧，应在开始通话前按下发话开关，待发话完毕后再将其松开。可是，有些飞行员（特别是刚刚从事飞行的飞行员）没有认识到干扰他人通话产生的严重后果，或是未能熟练掌握送话器技巧，没想就说，按话筒很随意，即使一言不发，也干扰了他人的正常通话；包括个别机务员，在维护时，也会无意识地按一下话筒。

可见，无线电陆空通话技术本身就存在严重的缺陷，随着无线电通讯技术的日臻完善，完全有技术支持改变陆空通话方式，或实现可视双向（或单向）通话，或实现双频（管制员专用一频率发指令，飞行员收听；飞行员专用另一频率发话，管制员收听）通话，从而保证管制指令不受第三、第四方干扰。若能成功实施，那将大大提高民航的安全水平，消除无线电陆空通话中的根本性缺陷。或许我国将成为引领国际民航无线电陆空通话技术发展方向的国家，为提高国际民航的安全水平做出贡献。

四、完善系统，消除隐患，防止差错，降低航空器相撞风险

“保证飞行安全与加速流量”是管制工作的目标和内容，也是一对矛盾，安全水平的高低与空中流量的快慢是密切联系的，安全水平高则空中流量大，安全水平低则空中流量小。民航安全形势保持了较长时间的平稳后，高位运行的状态并未缓解，这使得目前民航安全风险依然很大，安全隐患依旧未减，安全关口前移、重心下移的同时，更要加大各种“资源下移”，更加关注一线保障安全人员的思想动态，解决实际问题，高屋建瓴地完善系统，防止和减少管制员、飞行员的运行差错。笔者有以下建议：

1. 民航管理部门可以调研陆空通话技术存在的问题，尝试推动陆空通话技术的变革，消除陆空通话中的根本性缺陷。

2. 民航的快速发展将持续一个时期，而民航专业人员的缺乏将制约整个行业的发展，而专业人员的培养和成熟是一个长期的过程，故各民航单位要有一定的前瞻性，做好专业人员的培养、储备工作，为解决多开扇区、减轻航空人员高负荷提供人员保障。

3. 空管一体化并未包含一部分地方机场的空管，而地方机场的飞行量也迅猛增长。地方

机场空管存在的管理体制不顺，安全管理、监管不很到位，人员思想不稳定，吸引不到优秀人才等问题对整个空管安全构成长期的安全隐患。

4. 完善空管专业岗位设置及人员配备标准，细化管制人员的岗位工作时间，确定培训、开会、学习是否属于上班时间，制定休假、疗养制度，从根本上解决空管人员超劳、疲劳上岗问题，为减轻高负荷、缓解工作压力提供制度保证。这才是防止“错、忘、漏”最佳方式，也是走民航强国的必由之路。

5. 基地飞行员、本地管制员可以合训通用专业部分，例如中（英）文陆空通话标准、特情处置方案等。语言具有模糊性和意义不确定性，加之地方口音，有时候很容易引起误会。例如某次，A 飞机在等待点等着进跑道起飞，另一架飞机着陆后，A 飞机申请进跑道，管制员说：“继续等待”，飞行员复诵：“进去等待”。可见，飞行员、管制员若能合训中（英）文陆空通话标准、特情处置方案，将促进双方沟通，增进理解，减少误会，这对提升民航的安全水平、完善管制与飞行系统，对提高空管的运行效率将起到积极的作用。

总之，各空管单位、各航空公司针对空中运行差错持续增多现象应提高警惕，飞行机组在接收管制员发布飞行高度指令时须慎之又慎，管制员应认真监听机组的复诵，确保飞行机组遵守操作规章和程序，实现保证飞行安全和加速飞行流量的目标。（摘自《中国民用航空》2008，No. 8）

高原机场风切变探测系统的 构建分析及研究展望

孙贵文

引言

我国西部地区的高原民航机场，由于海拔高、地形条件及净空条件较差、气候复杂，导致机场的正常使用率低、因气象原因引起的航班不正常比例较大，切实提高对机场飞行区雷暴、湍流、风切变等天气的预警能力是未来高原机场气象服务的迫切要求和重要工作内容，其中机场终端区风切变探测系统的构建模式及配置方式是当前急需研究的问题。

本文在对风切变探测系统的认识和分析基础上，重点论述了系统的构建评价分析思路、系统构建模式分析中的风场结构特性分析难点及主要研究工作要点；提出了对地形引起的特殊风场结构特征分析所需的简易实验系统设想；作为系统布站方案的依据之一，还对系统中三种主要风场探测设备的应用优势与局限进行了初步论述。

一、对风切变探测系统及其构建关键的认识

机场终端区风切变探测是一个不易解决的航空气象难题，一直倍受世界各国航空部门的高度重视。虽然空管及飞行对风切变的探测和预警要求已非常迫切，但由于我国民航对于风场综合探测尚处摸索阶段，目前对风切变探测系统的构建模式、组成、技术实现要求等尚无明确的描述和指导，国内尚无机场建设风切变探测系统，也无具体的系统构建模式可供借鉴和参考。结合机场风场探测和预警业务技术需求，并对国外风切变探测系统及其构建模式有关资料的初步分析，本文对机场风切变探测系统的认识是：

(1) 机场风切变探测系统是在对机场终端区的风场特征进行综合分析评估的基础上，根据评估结果而建立的对机场风场实施综合探测的系统；

(2) 风切变探测系统应覆盖整个机场终端区，同时在技术体制上应可探测降雨天气和晴空条件下的风场结构；

(3)组成风切变探测系统的设备具有多样化的特点,从获取风场探测数据的角度,机场终端区布置的多普勒天气雷达、激光雷达和局部区域的多套风廓线仪均为风切变探测系统的组成部分,加上设置于机场及临近区域的若干关联典型点的地面测风站等,组成符合特定机场风切变预警需要的业务系统。

因此,机场风切变探测系统是多技术应用及综合探测站协作观测条件下实现机场风切变预警的系统,具有系统复杂、探测要求高、针对性强的特点,且探测系统应针对具体机场的地形及风场特性,在进行综合气象研究分析与评价的基础上构建和配置。系统构建的关键和主要工作内容,是对机场终端区风场结构特征的分析与评估,以及在此基础上对综合探测站布置方案的确定、探测和预警应用时系统中多站点协作观测数据关系的研究。

二、构建模式评价分析及实验设想

(一)构建模式评价分析思路

机场风切变探测系统构建模式的研究是一个严谨的科学过程,系统构建的基础和关键,是对机场终端区常年风场特征及其结构特性的综合分析,其中包括因地形导致的特殊风场结构特性的分析与评价。在此基础上,以满足系统探测要求和系统构建的经济性为原则,结合对现代可用探测装备的技术体制和性能特点分析,确定机场及其临近区域内对获取终端区风场具有代表性、关联性、对比性的典型探测点,获得多探测手段结合使用、满足风场探测需要的系统构建模式。

因此,机场风切变探测系统构建模式研究的主要工作要点为:

(1)从机场及其临近区域地理气候特征及累积气象资料入手,获得终端区常年风场结构特性与规律。

(2)若机场原布置有多普勒天气雷达(或可引接),则应对一周年以上的雷达探测资料进行分析。分析的重点是风场径向分量所表现的特殊结构形态,并对强对流天气伴随的典型风场在一定程度上进行识别和反演,以得到飞行终端区上空降水或微弱雨势条件下的基本风场特性。

(3)为获取终端区范围内因地形引起的特殊风场结构特性,可使用该区域地理信息系统资料,根据边界层流体动力学原理进行一定程度的地形影响分析,获得跑道两端进近航道区域内因地形引起的特殊风场特征的定性分析结果;具备条件时应建立可用的实验分析系统,重点针对进近航道等重要区域在各种条件下的风场特性进行探测分析,获得关联区域特定探测站点与进近航道风切变发生之间的简易数值关系。

(4)在该地区多年风向频率方向产生大风的限定条件下,分析因地形引起进近航道上产生特殊风况的地域范围,获得最严格条件下可导致进近航道产生湍流的地形区域边界线,作为探测建站布置的依据之一。

(5)对现代可用风场探测技术装备的探测性能进行分析(包括主要探测设备技术体制及对风场探测的应用优势和局限),以满足对降雨和晴空两种天气条件下的风场探测、满足因地形引起的局部风场探测为目标的设备系统配置原则。

(6)在上述分析基础上,分析和确定具备典型性、代表性、对比性的具体风场区域,获得掌握终端区风场综合探测建站所需要的具体探测点布置方案和探测站组成类别。

由于终端区风场结构特性的获取比较困难,加之风场结构的复杂性和多变性,任何风切变探测系统的构建分析均不可能寻找到完整的数值关系模型。在一般条件下经上述各方面的分析最多能做到简易定量分析,有条件时建立针对性的分析实验系统,获得定性、定量分析相结合的简易数值关系,尽量加大构建模式的精细度依据。

(二)简易实验系统设想及模式分析难点

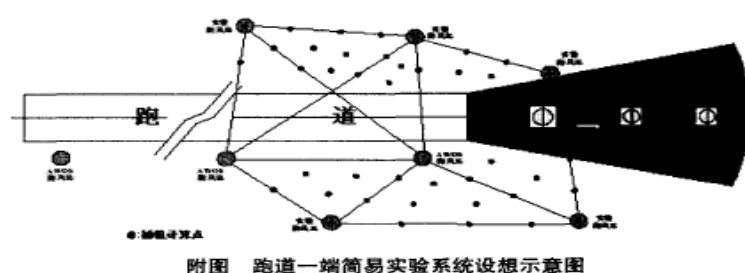
1. 简易实验系统设想

低空风切变是导致飞行事故的大敌,因地形引起的低空风切变和湍流现象在高原机场比

较普遍，这些风切变和湍流有时会出现于进港进近区域、离港航路及其周围空域。因此系统构建模式评价最重要的一个方面是因地形引起的特殊风场结构特征的分析，这也是确定高原机场风切变探测系统探测站布置方案的主要依据。

为分析因地形引起的特殊风场结构特征，需建立具备风场特性分析的实验系统，以此进行常年的观测、分析和总结评价。由于风场探测的复杂性，获得连续数值关系的实验系统往往比较庞大，为构建风场探测系统而前期即建立庞大的实验系统是不现实的，因此提出简易实验系统的设想。

简易实验系统是为获取跑道两端的重要区域(进近航道)异常风场(湍流、风切变)发生时与特定测风站(已布 AWOS 测风站、预设实验测风站)之间的数值关联特性，即在流体动力分析基本确定地形影响的典型区域内设置 5 个左右的地面气象观测站(实验测风站)并设置一套高度层剖析性探测设备(如最低探测高度较小的移动风廓线仪)，在下滑到 15% 的展开范围内分段布置探测，以捕获进近航道区域异常风场的发生。如附图所示。



在时间轴上连续观测以捕获进近航道区域风切变的发生，对比风切变发生时 5 个地面实验测风站、AWOS 测风站的风要素特性；在实际布置的测风站数据基础上通过插值法分析等手段，获得所布置实

验测风站及其连线界定区域内预设站点(图中小黑点)同一时刻的风矢量数据群。通过这样的插值分析，寻找到风切变发生时包含实际布置站、插值计算点在内的风矢量数据与风切变发生点之间的数值关系特性，对能相对明显判定风场异常的点进行统计和筛选，以作为系统布站的备选点，同时这些点的数值变化特性可作为未来风切变预警应用时的关系判别规律。

由于布站密度有限，这种简易实验分析系统得到的仅是关联范围内预设探测站点与监测区域风切变发生之间的简易定量关系。另外，即使建立了这样的实验系统，其中的探测设备(风廓线仪)在一定的时段内也不一定能够捕获和分析得到风切变(尤其是水平风切变)的发生，因此实验系统还必须进行常年的观测和联合统计，且根据探测情况和地形分析进行站点位置的调整，使其更具局部数值化采集的实验意义，以增强实验对风切变探测系统建站布置方案的定量依据成分。

2. 模式分析难点概述

特定机场风切变探测模式分析的难点之一是可用累积气象资料的有限性，这对新建机场尤其突出。对累积气象资料的分析可获得机场终端区常年风场的初步规律特性，但是目前我国气象观测站布置密度还比较稀疏，从一般气象观测站点布置密度条件的角度，机场终端区这样一个小片区还不足以达到布置一个地面气象观测站的密度格点。地方气象部门建立的观测网以地面站居多，即使有高空探测站，其采用的高空探测体制导致观测站数据采集的高层不连续、要素单一等特点。因此，统计数据超过十年的临近观测站对于风场数据分析的代表性不强，这对于建立机场风场探测站点布置的分析需要还远远不够，仅具有一定的概念性、统计性帮助。

风切变探测模式分析的难点之二是因地形引起的特殊风场结构特征的地形动力分析。对场区尤其是进近航道区域因地形引起的风场特征分析，可采用的理论手段涉及边界层流体动力学原理的应用和分析，这样的分析手段针对跨度几百公里的山脉而言尚有一定的理论分析依据；但对于机场这样的小区域地形风场特征分析，更多关注的是小型山系甚至丘陵地形对风矢量变化的影响，这涉及地面粗糙度、湍流动能与分湍流的关系等方面的理论基础，而这

种细微尺度地形影响下的风场变化分析,在当今气象知识理论体系中尚无相对吻合的关系模型可供参考。

另外,在建立简易实验分析系统时,对进近航道展开区域内分段布置的高度层探测设备的选择也应慎重。由于飞行区障碍物保护的限制,在该段展开区域内不易架设测风塔。所以在目前的技术条件下,以移动风廓线仪承担实验中风场探测设备(风切变探测站)相对较为合适,但因技术体制的原因,一般风廓线仪对近地面层(如 100 米以下)的探测是无效的,实验系统中应尽量选择最低探测高度 50 米的移动风廓线仪,以满足实验过程中对近地层异常风场的探测要求。

三、几种主要风场探测设备的应用优势和局限简述

机场终端区布置的多普勒天气雷达、激光雷达和风廓线仪是提高风切变探测成功率的主要系统设备。在风场数据探测效能方面,因技术体制的差异导致这些探测设备在探测性能方面具有特定的优势和局限。

(1)微波多普勒天气雷达对雷暴等对流天气具备大面积探测预警能力,且覆盖范围较广。但因波长选择的原因,其主要在下雨时运作,对晴空条件下风切变、微下击暴流等天气的探测能力受到明显的限制;且由于扫描取样体制导致的综合分辨力较低,对由地形引起的局部风场很难进行有效监测。

(2)激光雷达属空间高分辨率探测系统,能解决和补充多普勒天气雷达在晴空和微弱雨势条件下的风场探测缺陷,适用于晴空环境下对特定距离空间风场的测定。因工作波长较小,除具有精细的角分辨能力、距离分辨能力外还有极高的速度分辨力和较宽的测速范围,可有效测定风速分布情况和风场的空间分布,因此激光多普勒雷达是提高机场风切变预警成功率的主要探测设备。激光多普勒雷达与微波多普勒天气雷达协作使用,可起到探测性能互补和相辅相成的作用,能极大提高风切变预警成功率。

(3)风廓线仪主要测定地面以上不同高度的风向和风速。由于技术体制及系统原因,其作用主要体现于仪器上空固定小范围空间风场的剖析性探测。因此,在高原机场,为满足风场探测的空间完整性需要,其主要设置于进近航段等重点区域。

作为机场风切变探测系统构建模式分析的重要工作,必须对现代可选探测技术装备在各种条件下风场探测性能的应用符合性进行详细评价和分析,以便在对终端区风场结构特征的分析与评价成果基础上,确定风场综合探测建站所需要的具体探测点布置方案和探测站组成类别。

结语

机场风切变探测系统构建模式的研究是涉及气象分析、地形分析、探测技术、软件技术等综合性课题,在现有条件下具有较高的技术难度。在目前国内尚无具体的系统构建模式和分析经验可供参考和借鉴的情况下,还需要进行一系列的应用研究,获得我国现有条件下机场风切变探测系统的建设分析思路和构建通用性原则,以指导未来系统建设及满足相关业务运行的需求。(摘自《空中交通管理》2008, No. 10)

空中交通管制教学设计研究

李勇军

一、引言

近几年来,我国航空运输各项指标全面快速增长,目前民航运输总周转量、旅客运输量已居世界第二位,仅次于美国。据国家民航局有关部门预测数据显示,到 2010 年全国民航

运输飞机总量将接近 1600 架,比 2005 年新增 700 架左右。在这种背景下,我国民航空管系统也得到了前所未有的发展,2007 年底,我国民航空管运行一体化和政事分开改革已基本完成。预计到 2020 年,我国将建立 5 个高空管制区、8 个扩大的终端管制区和 23 个进近管制区,分别具有日处理仪表飞行 3000、1500 和 800 架次的能力。这需要建立一支知识结构丰富、基础理论扎实和管制技能过硬的空中交通管制员队伍,同时需要及时建立一整套更科学、更完善的空中交通管制培训教学体系,以满足空中交通管制发展和改革的需要。

我国民航目前有空中交通管制员 3500 名左右,其中一线管制员约 2500 名,他们中有大学学历的占 90%,平均年龄约 35 岁。近几年,我国民航每年都有几起因空管原因而发生的工作差错或事故征候,由此我们可以看出,以人为本,提高管制员的综合素质,是做好空管工作的基础,是保证空运安全非常重要、关键的一个环节,也是实践科学发展观的具体体现。为了使管制员的工作技能、业务素质适应飞行流量快速增长的需要,必须通过培训提高这支队伍的素质。但是高素质管制队伍的形成,不是一朝一夕的事情,是需要经过长期不懈的努力,更需要及时建立一套系统的、科学的培训教学体系。

二、分析空管系统教学工作的现状

目前,我国空中交通管制教学工作主要由一线管制业务部门兼任。笔者认为这曾有较好的实效性,但随着空管事业的不断发展,其局限性也越来越突出。

1、部分管制学员在见习工作中暴露出的问题有“死、碎、单、浅、慢”等。“死”就是学的死,死记硬背,不会动脑筋。“碎”是指学的知识零碎,一个个知识点分散、孤立,构不成网络。“单”是指思路单一,考虑问题时,不善于从多角度、多方面入手,不会举一反三。“浅”就是看问题肤浅,只看到问题的表面,看不出问题的实质,以及问题与问题之间的内在联系。“慢”即思维的节奏慢,反应不灵活。上述任何一个问题都会影响管制学员见习的进程和效果,也会成为制约管制学员未来顺利成为熟练管制员的瓶颈。

2、部分管制教员在带培过程中暴露出的问题有方法单一、重经验轻理论等。教员直观主教,忽略学员的学,学员成为被动接受知识的“容器”,信息交流的方式是单一的。由于教员不够重视对学员活动的反馈,学员缺乏学习的主动性和积极性。

3、在管制学员的技术考核和问题诊断方面,管制教员也暴露出重经验而忽视科学方法、重结果而忽视过程等问题。这样往往能发现存在的问题,而在解决问题方面却缺乏科学的方法和具体步骤。

以上在空中交通管制教学活动中出现的种种问题,其本质是管制学员与知识技能之间的矛盾,管制教员的“教”与管制学员的“学”的矛盾,管制教员与教学评价之间的矛盾。解决这三方面矛盾是管制教学工作的当务之急,也是一项复杂、重大的系统工程。

三、空中交通管制教学设计

任何研究都是建立在前人的研究成果及相关理论基础之上,本文也不例外。本文的研究内容是基于教学设计和学习理论的空中交通管制教学设计,因此在进行相关研究之前,笔者首先通过查找相关文献,整合学习理论和教学设计成果及管制员人为因素研究成果,为全文奠定研究基础。

(一)教学设计的概念及其理论基础

1、教学设计是应用系统方法分析研究教学的问题和需求,确定解决它们的教学策略、教学方法和教学步骤,并对教学结果做出评价的一种计划过程与操作程序。教学设计不再是简单的设计之后加以实施的问题,而是一个在“学一教”的具体情境中、在互动中发展演化的过程。

2、教学设计的理论基础主要由教学理论、系统科学理论、学习理论、教育传播理论四部分组成。从教学设计作为一门独立的学科至今 30 多年期间,教学理论、系统科学理论、教育传播理论相对稳定,变化不大;但学习理论却有着突飞猛进的发展。学习理论在变化发

展的过程中,对教学设计理论影响最大的莫过于行为主义理论、认知主义理论和建构主义理论。

3、学习理论的定义及学习理论的发展

(1)学习理论是教育学和教育心理学的一门分支学科,描述或说明人类和动物学习的类型、过程,以及有效学习的条件。

(2)自上世纪初第一个学习理论提出到现在,人们对学习的理解,按其出现的时间顺序,可以归纳为三种观点:行为主义学习理论、认知主义学习理论、和建构主义学习理论。

① 行为主义学习理论

行为主义学习理论认为,学习就是反应的加强,一切学习都是通过条件作用,在刺激和反应之间形成联系的过程。个体在学习中获得的是习惯,习惯则是刺激与反应之间反复联系和强化的结果。一旦刺激和反应间的联系形成了,只要原来的或类似的刺激情境出现,原习惯性反应就会自动出现。学习是一种行为的改变,且这种改变主要通过尝试错误而得以实现,在无目的的重复尝试中,失败的反应会逐渐削弱,成功的反应会自动地得到加强,直至最终形成固定的刺激和反应间的联结。

研究行为主义最有影响的是 20 世纪 40-50 年代美国新行为主义心理学家斯金纳。其主要观点有: a、操作性条件反射论。通过实验,他发现了一种不与已知刺激直接联系、由可操作性动作即可引发的自发性反射(而不是那种由已知刺激直接引发的应答性条件反射),从而为人类学习找到了一种可操作、可控制的机制。b、反应概率强化论。学习是由刺激引起的反应概率(准确—牢固—速度)上的一种变化,强化是增强这个反应概率的一种手段。c、程序教学法。斯金纳应用操作性条件反射理论,创造了“教学机器”,倡导“小步呈现、积极反应、及时反馈、自定步调、提高效果”的程序教学,导致了 60 年代的程序教学运动。

② 认知主义学习理论

认知主义学习理论认为,学习是一个知识的获得过程,是一个包括输入和输出的信息加工的主动过程,学习者是一个活动的积极参与者,个体已有的知识和经验在新知识的获得过程中发挥了十分重要的作用。由于外部输入信息的刺激,激活了主体长时记忆中的相关信息,为新信息的“消化和吸收”提供了必要的机制。客观事物的基本特征是可知和相对不变的,因此,知识也是稳定的,学习者可以从教师所传递的知识中获得与教师相近的理解。

研究认知主义最有影响的是 20 世纪 60-70 年代美国心理学家加涅、布卢姆等为代表的联结—认知主义学派,由于兼取行为主义“联结”学习理论和认知主义学习理论二者之长,得到更多学习者的认同,成为 70~90 年代认知主义学习理论的代表性学派。

③ 建构主义学习理论

建构主义是认知主义的进一步发展,建构主义自身还处于百家争鸣、众说纷纭的阶段。但其与认知主义学习理论的最大不同在于更强调知识的主观性。建构主义学习理论认为,知识只是一种解释、一种假设,个体对客观世界的理解都依赖于自身的“解释结构”(认知结构),理解是一种以主体已有的知识经验为基础的主动的建构活动。这种理解只能由学习者本人基于自己的经验背景而建构起来,取决于特定情景下的学习历程。学习者依照知识之间的逻辑关系,以基本原理和概念为核心,形成良好的、统一的经验体系(知识结构)。

4、教学设计模型分析

从它诞生到现在才 30 年左右的历史,但是,它的更新换代却快得惊人——第一代教学设计 ID1(肯普模型)(如图 1 所示)尚在普及中,第二代教学设计就诞生了;第二代教学设计 ID2(史密斯—雷根模型)(如图 2 所示)刚刚兴起,第三代教学设计 ID3(乔纳森 CLE 模型)(如图 3 所示)又出现了。其模型及发展如图 4 所示。

图1 IDI (肯普模型)

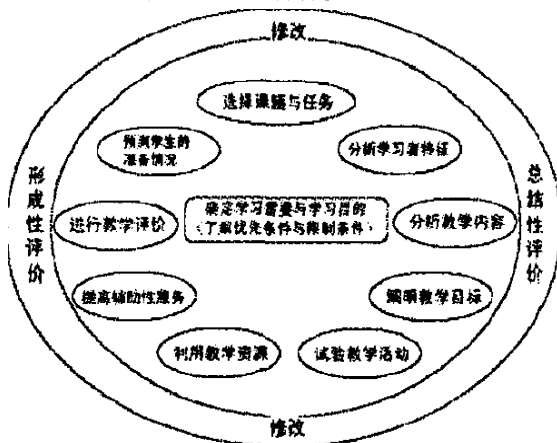


图2 ID2 (史密斯—雷根模型)

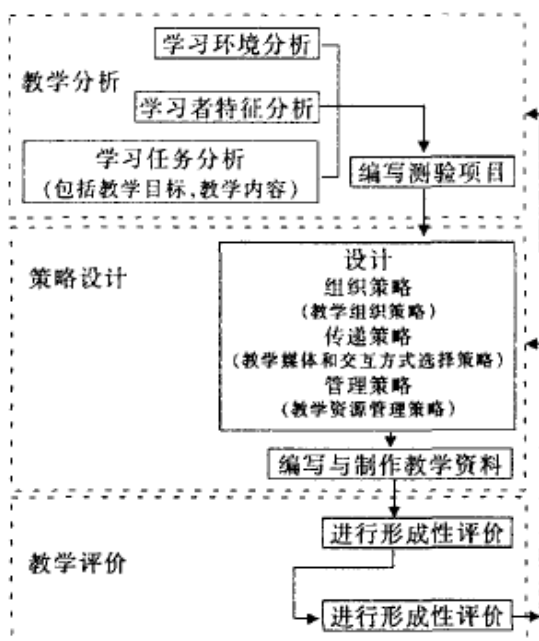
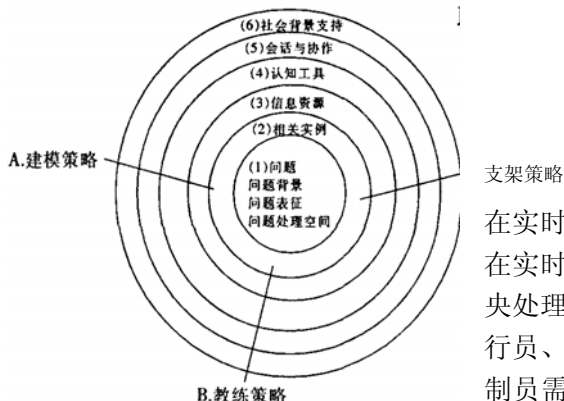


图3 ID3 (乔纳森 CLE 模型)



通过以上三种教学设计模型的对比分析,我们不难发现教学设计由 ID1 到 ID3 实现了教学活动以“教”为中心向以“学”为中心的发展。然而,这并不意味着 ID3 需完全取代 ID2 和 ID1,不同内容的学习有不同的学习目标,而三代教学设计对不同目标的学习各自都有相对的长处和短处,笔者认为对“动作技能”的学习, ID1 优于 ID2 和 ID3;对“知识概念”的学习, ID2 又优于 ID1 和 ID3;对“问题解决”的学习, ID3 则优于 ID1 和 ID2。

(二)空中交通管制实际工作对教学设计的要求

任何理论研究成果的运用都离不开实际运行环境,都需与实际工作紧密地结合。空中交通管制是一项高风险的智力劳动,需要空中交通管制员不断获取信息,分析评估动态,果断做出判断决策,发出指令信息,随时为运行中的航空器调配安全的管制间隔,及时处理各种突发特情。它给管制员的思考时间很短,而且发出的指令在极短的时间里影响空中飞行状态。管制员的工作责任重大,事关人民群众的生命和财产安全,关系到党和国家的声望和名誉。管制工作是在时间压力下进行的,调解冲突、排定顺序、拉开间隔都是

在实时的环境中进行的,没有时间做深思熟虑。在实时空中交通管制工作中,管制员充当着“中央处理器”的角色,管制员的原始信息来源于飞行员、其他管制员、雷达显示屏、进程单等,管制员需将诸多原始信息进行一系列加工(识别、比较、分析、判断、实施等),最后再通过陆空通话对机组发出管制指令。因此空中交通管制工作是一项高风险、高强度的智力劳动,对管制员的信息加工能力提出了较高的要求。笔者认为在具体管制教学设计工作中需要将理论知识与实际工作有机的结合,将教员的“教”与学员的“学”相结合,将事物的客观规律与人的认知规律相结合。

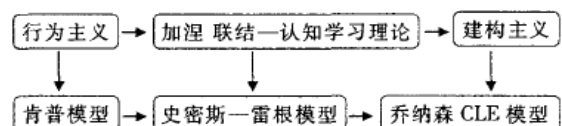


图4 以“教”为中心向以“学”为中心发展

航空器性能、飞行组织与实施、通信导航、航行情报与航图等。空中交通管制发展所形成的新理论有空中交通管制员人为因素、新航行系统(CNS / ATM)、空管安全管理部门新颁发的有关条例条令、案例分析、国家颁发的有关民航运输的新法律法规、国际民航组织关于 ATC 工作的新发现等。而空中交通管制实际工作是一项高风险、高强度的智力劳动。那么怎样将理论知识与实际工作相结合呢?笔者认为空中交通管制模拟机是连接管制理论知识与实际工作的重要桥梁之一。模拟机教学需通过有计划、有目的精心设置(包括情景、飞行计划、典型冲突、有效考核测评等),在考察学员模拟工作能力的同时,考察学员对相关理论知识的掌握情况。

但就目前空管系统模拟机的具体情况看,有以下几个因素的制约:

(1)模拟机的仿真程度还不够

①模拟机中的机型性能与实际机型性能有较大的差距。

②模拟机训练过程中的陆空通话与实际情况有较大的差异。其具体表现为:模拟机训练过程中的陆空通话是一对一的,而实际工作中的陆空通话是一对多的。实际工作繁忙时陆空通话的紧迫感,高压力、高强度感是难以模拟的。

(2)目前模拟机相配套的基础训练的教学效果与实际工作要求、需求有较大脱节。

2、将教员的“教”与学员的“学”相结合

现代教学观和教学理论认为:教学过程是一个多层次、多因素的复杂系统。教学过程是由若干要素构成的。教学过程的构成要素由教师、学生和教学内容三个基本要素构成。教学活动是一个复杂的过程。在教学过程中教学要素不是孤立存在的,而是与教学过程的方方面面发生着联系。同时教学要素之间还相互影响。因此,在管制培训教学工作者应充分考虑教学过程的各个因素,选择适当的教学策略、教学方法、教学手段。另外,教员需与学员保持沟通,在客观条件允许的前提下为学员的“学”创造良好的学习环境、学习条件。例如:利用空管内网系统建立学习平台,分类开设教学资料库等(包括相关理论、规章制度、信息数据、案例分析等)。

3、将事物的客观规律与人的认知规律相结合

1956年,由布卢姆(Bloom, B. S.)等人的《教育目标分类学第一分册:认知领域》正式出版,标志着教育目标分类学的研究拉开了序幕。到了1966年,十年的时间内,在认知、情感和心理动作领域都初步完成了教育目标分类。50年来,布卢姆的教育目标分类学(taxonomy of educational objectives)产生了巨大的影响,他的著作至少被翻译成22种文字。美国全国教育研究学会(NSSE)1994年年鉴,曾专门对布卢姆的教育目标分类学40年历程及其贡献作了回顾。

正像布卢姆认知目标分类学是数十位专家共同研究的结晶一样,最正规的修订工作也是由一个专门的学术团队完成的,其领衔者是当代著名的课程理论与教育研究专家安德森(Anderson, L.W.)以及曾与布卢姆合作研制教育目标分类的克拉斯沃(Krathwohl, D. R.),另外还有著名教育心理学家梅耶(Mayer, R. E.)和测验评价专家阿来萨(Airasian, P. W.)等近10位专家。这一研究是根据对布卢姆分类的长期应用之后,结合美国实施课程标准的教育改革,于20世纪90年代中期开始酝酿,在2001年完成(时值布卢姆患病刚去世不久),出版了《面向学习、教学和评价的分类学——布卢姆教育目标分类学的修订》一书。

新的分类学采用了“知识”和“认知过程”二维框架。知识是指学习时涉及的相关内容,包括了从具体到抽象四个类别:事实、概念、程序和元认知,其中,概念和程序的抽象程度

有一定的交叉，即有的程序性知识比最抽象的概念性知识更具体。认知过程涉及学习时要掌握的学业行为表现（业绩），包括了六个类别：记忆、理解、应用、分析、评价和创造，这是依据认知复杂程度由低到高来排列的。其二维关系如图 5 所示：

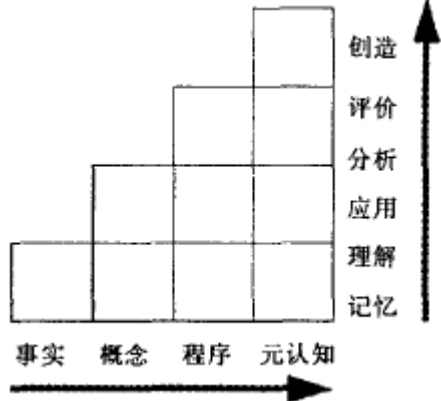


图 5 “知识”和“认知过程”二维框架

因此，在具体的管制教学过程中，需充分尊重客观规律和理解学习者的认知规律，并通过教学设计，将二者有机地结合起来。笔者认为在考核和诊断的环节，我们不仅要重视学员在考核中所表现出的结果（看的见的表现），也需重视过程（看不见的表现即思维过程）。例如：将管制员人为因素研究的相关成果合理地运用于管制学员的考核、诊断和评价。

（三）空中交通管制教学设计框架

基于对空中交通管制教学设计的初步研究，笔者认为空中交通管制教学设计可分为两个层次：

教学系统设计层次和教学过程设计层次。其关系如图 6 所示。

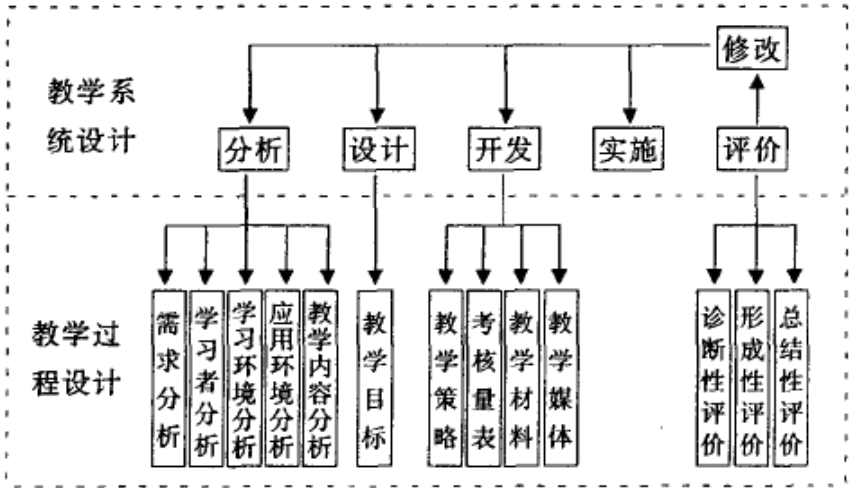


图 6 教学系统设计和教学过程设计层次

四、结束语

随着我国经济又好快发展，中国民航将迎来持续、稳定、快速发展，空中交通管制行业将迎来非常广阔的发展前景。根据具体管制培训项目，利用相应的学习理论知识进行管制教学设计，必将大大提高管制培训的质量和效率，明显提高管制员的业务能力和综合素质，更好地保障航空器安全、正常、高效运行，从而满足飞行流量快速增长和空中交通管制改革和发展的需要。（摘自《民航科技》2008，No. 6）

增进理解互信建设和谐空管

吴朝忠

理解互信是一切良好合作的开始。空管作为国家对空域进行管理，维护空中交通秩序，对航空器进行指挥调配，确保飞行安全的重要行业，要求从业人员必须要有较强的专业技能和协调配合能力，因此，增进理解互信，不仅是提高保障能力的内在要求，也是营造愉快工作氛围、良好发展环境，建设和谐空管的现实需要。

一、增进理解互信是和谐社会建设的重要内容

构建社会主义和谐社会，核心在于不断增进人与人之间的和谐。在现实生活中，人与人相逢共处是一种缘分，如果大家都能珍惜这种缘分，相互理解，从而相互关心，相互支持，求同存异，就能形成团结和谐的良好局面；反之，如果人们彼此排斥，互不相让，摩擦不断，就不利于维护团结，就会影响工作的正常开展。

关于和谐，《国语·郑语》中说：“以他平他谓之和。”我国最早的字典《说文解字》解释“谐”：“谐，詒也。此与龠部龠皆异用，龠皆，专谓乐和。”《尔雅·释乐》：“龠，乐之竹管三孔，以和众声也。”从字源学的角度来看，“和谐”一词都是指不同的事物、元素或性质能够和谐地共处于一个统一体中，并在一定条件下相互沟通和融合，都表明了不同的事物、元素或性质既统一又转化的关系。哲学意义上的所谓“和谐”则指的是差异的统一。这里所谓差异，可能是一般性的区别，也可能指特别性的对立。所谓统一，指的是融洽。一首优美动听的乐曲总是由不同声音——比如中国古代的五音或者西方音乐的七音——的高低、快慢、强弱等构成的。其他诸如美味的菜肴以及美丽的绘画等均可仿此而论。

和谐的理念也是中国文化的精髓。《礼记·中庸》指出：“和者，天下之达道也”。在春秋时代，《国语·郑语》中即有“和实生物，同则不继”的议论，在此，“和”是指有差异的统一，“同”则是指无差异的绝对统一。《论语·子路》中亦云“君子和而不同，小人同而不和”，在此，“君子”和“小人”并不是用来区分人的地位高下，而是指人的道德理想与追求，人与人之间可以有矛盾有差异，但“君子”追求的是人与人之间的互补、和谐与合作，而“小人”追求的却是人与人之间的无差异与雷同，甚至推行顺之者昌、逆之者亡，由此又必然产生不和。由此可见，“和而不同”作为中华民族的一个伟大思想，它强调的其实是各种矛盾的统一与均衡，追求的是和谐而又不是千篇一律，它允许有差异而又不彼此冲突，实现的是在和谐之中共生共长，在差异之中相辅相成。

党中央提出建设和谐社会的伟大目标，从历史和现实的角度考量，和谐社会首先是和而不同的社会，这里所谓不同，指的是人与人——包括个体的人和群体的人——的不同，人与社会的不同，人的自我的身与心的不同，以及人与自然的和谐。所谓和，用胡锦涛总书记的话说，就是“各尽所能，各得其所，和谐共处”。其次，和谐社会应该是一个运行良好的社会，即“民主法制、公平正义、诚信友爱、充满活力、安定有序、人与自然和谐相处”。它首先包括人与人(包括个体的人和群体的人)的和谐，人与社会的和谐，人的自我的身与心的和谐和人与自然的和谐，核心则在于人与人之间的和谐。

渴望理解是人之常情。现实中每个人都渴望理解自己，也渴望自己能理解他人，更渴望被他人理解。不理解自己的人，是难以把握自己的人生航向的；不理解他人的人，是难以团结自己生活和事业中的团队的；不被他人理解的人，是难以挣脱孤独和苦闷阴影的。只有理解自己，也理解他人，同时让他人理解的人，才能在求索的漫漫路途中不昏不聩，不做不矜，不伶不子。电影《高山下的花环》曾感动了一代人，这部电影之所以能产生强烈的社会影响，除了成功塑造了对越自卫还击战军人的形象，展现了他们无限丰富的崇高的精神境界外，更重要的一点就是它真实地展现了这些共和国的英雄们不被常人所理解一面，引起了无数人的共鸣。1986年，一篇题为《理解万岁》的演讲一经报道，立即成为了无数人的心声，直到现在依然叫得非常响亮，充分说明了人们渴望理解和理解缺乏的问题。

现实生活中，由于市场经济的蓬勃发展和社会竞争的加剧，以及社会文化和价值观念的日趋多元，人民群众个体意识、自我意识和自我欲望的提高，客观上增大了人和人之间的差异，由此带来的隔阂、摩擦甚至对立也越来越多，这对形成团结互助、协作共赢的良好社会风尚，建设诚信友爱、充满活力、安定有序、和谐共处的和谐社会提出了严重挑战。如何最大限度地促进人与人之间的和谐，消除分歧、化解矛盾、减少内耗、统一意志，把精力用到促进工作上来，把心思放到谋求发展上来，把工夫下到实现安全目标上来，增强理解互信是

基础。理解和谦让可以化干戈为玉帛，可以使情感得到升华，可以使人与人之间的距离缩短，可以使冰封的心融化。只有相互理解，才能相互信任，人和人之间才会充满和谐，充满关爱、尊重，进而促进社会和谐。

二、建设和谐空管必须要增进理解互信

要建设和谐空管，必须要增进理解互信，这是由空管工作的特点和发展形势决定的。

安全是和谐空管建设的目标和基础，要做到这一点，理解互信是关键。空管工作对内需要管制、情报和气象、通信、雷达、导航等技术保障部门密切合作，对外需要和机场、航空公司、军航等单位相互配合，即便是在一个部门之内，人员也是各有分工，一个工作流程包含诸多环节，各项工作任务地完成和目标的实现，只有靠每个工作人员精诚团结，相互理解合作才能保障任务的完成、目标的实现。如果相互之间推诿扯皮、磕磕绊绊、心存偏见，不能求同存异，心不往一块想，劲不往一块使，那么空管安全就无从谈起。而且空管工作实效性强、工作要求高，责任重大，必须要求相关单位和人员合作要密切、配合要默契、支持要得力、衔接要流畅，否则，也会对工作造成影响。这些隶属关系不同、利益诉求不同、经历性格不同的人们要共同做到这一点，相互之间就必须充分理解，理解就是不同的单位和不同的个人相互接触的“润滑剂”，理解了对方的工作性质、处境甚至苦衷，就能设身处地为对方着想，竭尽全力，克服困难，同心同德完成任务。

而且随着中国民航业的发展，空管行业规模越来越大，行业要求越来越高，部门和人员分工越来越细，涉及的范围和服务的对象也在不断增加，尤其是全国八大区管中心的建设，把原来分属于几个省区的高空管制集中了起来，管制范围也从原来的北京、上海、广州扩大到了华北、华东、华南、西北，从而形成主要指挥网络，有利于统一指挥和资源共享，必将推动我国航空业更好更快发展。这就意味着，单兵作战已成往昔，往往几十个席位、几百套设备、好几个省区的人马同时工作，相互间充分理解，相互信任，默契配合显得尤为重要。另外，空管一体化运行后，要把各地区空管局、空管分局的各种资源有效整合起来，发挥一体化运行的优势和效果，就必须有效消除文化、地域、环境和部门差异带来的心理隔阂，只有相互理解，才能相互信任，相互支持，才能实现互利共赢，推动空管系统和谐建设。

另外，和谐的空管也意味着人与人之间的和谐和人与单位之间的和谐。同事之间关系融洽，和睦相处，干群之间相互支持，诚信友善，个人和单位之间互相信任，风雨同舟，个人心情愉快，协调顺畅，这样才能心无旁骛，全力做好安全工作，这都必须增进相互间的理解互信。

三、缺乏理解互信对安全工作的危害

缺乏理解互信对安全工作的危害非常多，主要体现在以下几个方面：

（一）影响队伍团结稳定

相互不理解，就会产生误解、不满和对立情绪，就会偏听偏信、相互猜疑、搬弄是非，搞人身攻击甚至公开对抗，也会导致相互之间“冷对抗”，与邻为壑、冷若冰霜，不讲革命情谊，不顾同事感情。一旦出现这样的人和事，就会对队伍的团结和稳定造成严重影响，人心涣散，一盘散沙，凝聚力和战斗力就无从谈起，安全自然就毫无保障。反之，如果一个队伍之间充满理解互信，那么就会焕发出无穷的战斗力。美国空军著名战斗机飞行员鲍勃·胡佛经验丰富、飞行技术高超。在他长长的试飞生涯中，他试飞了多种机型，几乎把美国那个时代最先进的飞机都飞过了。一次，他接受命令参加飞行表演，完成任务后飞回洛杉矶，途中飞机突然发生故障，问题十分严重，他临危不惧，果断、沉着地采取了措施，奇迹般地把飞机迫降在机场。飞机降落后，他和安全人员检查飞机情况，发现造成事故的原因是用油不对，他驾驶的是螺旋桨飞机，用的却是喷气式飞机用油。负责加油的机械工吓得面如土色，见了胡佛便痛哭不已。因为由于他一时疏忽，差一点令胡佛命丧蓝天。然而，胡佛并没有对他大发雷霆，而是上前轻轻抱住那位内疚的机械工，真诚地对他说：“为了证明你干得好，

我想请你帮我做飞机的维修工作。”这位机械工后来一直跟随着胡佛，负责他的飞机维修，胡佛的飞机维修从来没有出现过任何差错。正是有了这样一个相互理解的团队，才成就了鲍勃·胡佛。

(二)消解安全保障合力

有了理解和信任，相互之间没有血缘联系的人和人就会成为生活中的朋友、工作上的伙伴，不理解、不信任，就没有合作、就不会为了一个共同的目标而奋斗和付出，安全保障就形不成合力，各自为政，各顾各的结果就是坏事、误事，不能成大事。现实工作中，由于缺乏理解，一些单位搞本位主义、山头主义，互相掣肘，拆台不补台；同事之间互相心存芥蒂，工作中勾心斗角，耗费大量精力、时间，无心工作；上下级之间缺乏理解信任，提意见、发牢骚，搞小动作，领导整天为此忙活，分散了安全保障精力，在这样的单位工作生活，人都很累、很压抑，情绪、心态很难保持正常，安全保障大受影响。当前，不同的调查数据都显示，空管员工普遍感觉到压力大，除了工作，缺乏理解造成的人际关系紧张、上下级关系不和谐是重要的原因。

(三)影响空管人才队伍建设

个人能力要得到充分发挥，必须要有一个宽广的舞台，有了理解互信，这个舞台就有人搭，就能搭建起来，否则就会面临没有舞台的困境和尴尬。古今中外，凡是人才辈出的时代和国家，君臣之间、人臣之间无不是充满理解互信，国君用人不疑，疑人不用，臣子为国分忧、为民请命，将帅之间鼎力相助，肝胆相照，才能成就一代伟业，造就煌煌盛世。盛唐皇帝唐太宗，凡是自己认可的人必定加以录用，很少去怀疑他们的能力。魏征是唐太宗时期的有名重臣，他敢于直言进谏，因而被唐太宗重用。魏征进谏时，从不给太宗留任何情面，而太宗也从不听信谗言，一直任用着魏征，也正因为太宗对大臣们的信任，使得他们抱着心怀感激之情竭尽全力为太宗效力，才出现了唐朝的盛世。《三十六计》中的离间计正是看重了这一点，通过有意加大不理解，播散不信任的种子，使之互相猜疑，形成内乱，分崩离析，然后乘隙而攻之。楚汉相争时的刘邦之所以能击败项羽，很大程度上得力于离间计。没有信任和理解，个人就是有经国济世之才，也会一事无成。

(四)阻碍改革持续推进

改革是推进空管系统提升安全保障能力的重要途径，空管系统进行的改革尤其是一体化改革效果非常明显。古往今来，但凡改革，必定涉及到各种利益关系的调整，单位和个人之间、班子成员之间、干部之间、员工之间如果没有充分的理解互信，必定会给改革带来各种阻力。相互理解，才能相互支持，相互配合，求同存异，包容共进，才能统一思想、统一意志、统一目标，才能给改革带来排除万难的勇气和信心，才能扫除一切阻碍改革的因素。

四、加强理解互信势在必行

当前，民航和空管系统改革已经基本完成，要实现民航分家不分心和空管系统东西南北一家人的目标，合作共赢，团结共进，就必须要加强理解互信；空管系统内专业分工越来越细，各种专业之间“专业壁垒”越来越明显，专业的差异不断增大可能带来的思维方式、思想观念的差异也必然会增大，要让不同专业的人心往一块想，劲往一块使，就必须首先要让大家相互理解，相互包容；空管队伍人员不断增加，各种新鲜血液不断注入，新加入人员和目前的干部职工队伍在年龄、思想意识、观念方面都有明显差异，要把整个队伍团结起来，必须要提倡相互理解，相互尊重；空管从业人员思想越来越活跃，价值观、人生观、世界观日趋多元，如果没有理解互信，就没有团结互助，战斗力和凝聚力就无从谈起。因此，加强理解互信势在必行。

理解互信增进融洽、减少隔阂，促进团结、减少摩擦，赢得理解、减少埋怨。对上，信任组织；对下，信任群众；对等，信任同事。讲诚信、讲事实，讲客观、讲主流，不戴有色眼镜评价事物。理解互信才共赢，自私失和则两亏。同心才共赢，遇到困难，干群同心，虽

然暂时有损失，但融洽了干群关系，也是共赢；与此相反，干部不作为，群众不冷静，小事升级成大事，结果财产损失、环境受损、人心背向，没有赢家，这是“真正的失败”。理解互信是大智慧，携手同心是大和谐，只有更新理念，心系全局，善于舍弃，敢于牺牲，真信才真赢，至同才至赢。这个道理同样适用于当前的空管工作。

理解互信首先要加强学习，提高个人素质，提升个人境界。素质不高，就会缺乏责任意识、全局意识、心胸狭窄、互不体谅，意气用事，甚至互相拆台；境界不高，就会锱铢必较，阳奉阴为，弄虚作假，私欲膨胀，个人至上，嫉贤妒能。要克服这些严重影响同志间理解互信的问题，就必须要加强学习。学习是完善自我、提升境界的必由之路，是增长才干、提高素质的重要途径，只有通过全面系统的政治理论学习，才能提高自己的理论素养、思想素质和党性修养，树立正确的世界观、人生观和价值观，不断提升精神境界，真正做到“心底无私天地宽”，从而倍加珍惜团结友好的大好局面，珍惜同志间的友谊，珍惜合作共事的机缘，不说不利于团结的话，不做不利于团结的事，相互理解，相互信任，在为完成共同的事业而并肩奋斗的过程中实现自己的人生价值。

理解互信要领导干部带头。“统将有一份龌龊，则哨营必有三分，兵夫必有六七分”，充分说明单位要和谐，领导干部是关键。领导干部之间要做到理解互信，就必须牢固树立正确的权力观念，时刻清醒认识到，领导干部的权力都是人民赋予的，党的根本宗旨是全心全意为人民服务，只要真正做到情为民所系，利为民所谋，权为民所有，共产党员就不存在特殊的个人利益，只有这样，领导干部才能时刻站到党和国家的事业高度认识问题、考虑问题，领导干部才能彻底摆脱个人意气，同志间才能互相理解，互相信任。只要领导干部精诚团结，那些搞不团结的人就会到处碰壁，那些不团结的言论就会无机可乘，单位和谐稳定的大局就不会受到影响。同时，领导干部只有言行一致，才能获得群众的理解和信任，说一套，做一套，群众就会反感，就会怀疑。

理解互信必须要做到友善的换位思考。树上没有两片形态完全相同的叶子，世上没有两个性情完全相同的人。每个人都有自己的个性、爱好、修养和经历，要理解他人，就得从心理上变换角色，设身处地为他人多想一想。

理解互信要做到善解人意。我们每个人都希望自己是善良的，或许我们曾默默地做了许多扶弱助困的善事，可是我们又付出过多少努力去理解别人呢？我们总说别人不理解自己，可自己又何尝更多地理解了别人呢？很多时候，我们错过了走近他人心灵的机会。

理解互信必须要宽容。“泰山不让土壤，故能成其厚；河海不择细流，故能就其深。”豁达者理解狭隘的人，所以才能从容地面对斤斤计较；仁者理解小人，所以才能以德报怨、以恩释仇。“虚室生白、有容乃大”。宽容的前提是尊重。在“主旋律”之外，在法纪原则之内，宽容“缺点”、包容“杂音”，“百花齐放，百家争鸣”。包容，强调思想独立，不随波逐流，不盲目跟风，“和而不同”，就是鼓励探索、允许尝试，宽容“失败”。

理解互信要体现真正的人文关怀。生活中，我们并不乞求别人的物质援助和金钱施舍，其实我们渴望的只是一点点理解。所以，不理解别人是一种缺憾，不被别人理解是一种痛苦。理解无疑是培养一切友情之果的土壤。凡是理解的阳光普照的地方，就会有友善的鲜花盛开。多一些理解，少一些误解，世界就会更加美好、和谐。人生活在世上，难免有摩擦，有误会，怎么样把摩擦和误会减少到最低，这就要人们互相理解，互相尊重，互相谦让，无论是亲请、友情还是爱情，都要用尊重、理解和谦让来陪护。

理解营造愉快工作氛围，理解造就良好发展环境，理解产生凝聚力，理解产生战斗力，只有不断加强这方面的工作，空管系统才能更加和谐，安全保障能力才能从根本上得到提高。（摘自《空管文化》2008，No. 10）

如何在管制环境改变时 及时构建新的冲突模式

张振成 陈新辉

引言

空中交通管制服务的任务是防止航空器与航空器相撞及航空器与障碍物相撞，维护和加快空中交通的有序流动。在空中交通管制工作中表现为：解决飞行冲突并确保有序。可见，在空管工作中最重要的就是调配冲突，也就是说管制员总是处于某种冲突模式中，随着管制环境的改变，冲突模式也不断地转换。本文所讲的冲突模式是指在管制工作中，管制员针对于特定的管制环境所建立起来的某种解决冲突的理论体系，它往往是根据管制员的技能、知识和经验等形成的。

管制环境包括空中飞机数量及状态、天气情况、军航活动、空域资源、空管设备、人员及信息收集等方面，这些方面在工作中总是充满了变数，这就决定了空中交通管制活动的复杂性。管制环境的变化按其发展过程可以分为两种：在管制过程中，工作状态由“量”变到“质”变经历了中间过渡状态且这一中间过渡状态是稳定的，称为渐进式的环境变化，比如扇区飞行量逐渐增加，空军按计划开展活动等；如果没有明显的中间过渡状态或这种状态是不稳定的，称为飞跃式的环境突变，如空管设备的突然失效，空中飞机发生座舱失压等特情或冲突。对于前一种，通常经历的时间较长，管制员只要意识到管制环境发生了改变，就能相对从容地调整冲突模式；对于第二种通常过渡时间很短，需要管制员快速做出反应，对管制员来说是一个极大地考验。

管制环境的变化按其发展结果可以分为以下两种：有利的变化和不利的影响。管制员总是习惯于在一种正常的、稳定的管制环境中工作，因为在这种情况下，局面是可控的，管制员的精力能量消耗较小，有利于较长时间的保持良好的精神状态，有利于保障空管安全。当管制环境向不利的方向变化时，将刺激管制员的心理，影响其情绪，甚至打乱管制员的管制预案，颠覆其冲突模式，增大其精力消耗，势必给工作带来一定的压力，如果不能及时构建新的冲突模式和跟进冲突，就可能发生问题。当管制环境向好的方向变化时，我们也不可以掉以轻心，因为之后的一段时间内，管制员很容易产生松懈心理，这也是一种生理需要，消耗了较多精力之后，生理方面势必要求有一个休息的过程，但这个过程对于管制工作是极其不利的。所以这个时候我们要采取些措施避免产生这种松懈心理。

一、引起管制环境发生变化的因素

1. 天气

各个地区每年都会随着季节变化出现低云、低能见度天气，雷暴天气，给机场的正常起降和航路飞行带来不同程度的影响。

2. 空军

在我国，所有空域都属于空军，只有几条国际航路已移交给民航，民航班机偏出航路航线要事先征得有关军航部门的同意。出于国防的目的，空军要经常进行场内、场外训练、转场飞行以及大规模军事演练等活动，这些活动中的大部分都是有计划的，民航都有相应的避让方案和操作要求，因此带给我们的困难都是可以预期的。

3. 特殊情况

特殊情况包括，(1)空管设备方面：通讯失效、雷达失效及设备系统降级等；(2)飞机方面：飞机发生增压失效、发动机故障、客舱起火等不正常情况。这些都是我们工作中不愿意遇到的。

4. 流量控制

工作中我们经常会遇到这样一种情况：本来扇区流量比较平稳，有进有出，管制员应对自如。然而，当前方某管制单位因某种原因突然进行流量控制或者不能接收部分航班时，后续又有流量不断涌入扇区，瞬时扇区流量达到高峰，使得我们疲于应付。

5. 班期时刻表的调整

每次班期时刻表的调整都可能使扇区流量走势发生一定的变化，航班走向也可能发生较大的变动，在还没有熟悉其规律前，我们可能会在某段时间内手忙脚乱，从而导致出错几率的增加。

6. 人员的搭配

班组资源管理以及班组文化建设中，我们常常使大部分人员相对固定搭配，以便小组内、搭档间有较深地了解，达到互助、互补的目的，进而形成良好的班组文化。有时因工作需要人员进行人员调整或者顶替班时，工作环境发生了改变，这可能也会对我们产生一定的影响。

二、管制环境变化的主要表现形式及应对方法

1. 管制扇区内流量突然增大

这是一种较常见的表现形式，可能是正常的扇区流量高峰期，或航班大面积延误后突然涌出，或是因为前方流量控制的突然加大。这时，最好的解决办法是通过增开扇区及时分流，必要时对外发布流量控制。

2. 管制扇区的冲突类型、特点发生了变化

这种情况多半是因为天气原因造成了航班的绕飞及改航，使得扇区原有的航线不复存在，原有的冲突特点也发生了较大变化，比如航班走向发生了改变，单向航路变成了双向航路，出港扇区变成了进出港扇区等。这时，我们应沉着冷静，立足于当前的管制环境，从当前的虚拟航线中寻找规律，分析特点，快速调整思维模式以及操作习惯等，利用已有的管制技能和经验，形成一套新的行之有效的冲突解决模式，化殊为常。

3. 特殊情况的发生，使得局面趋于复杂和混乱

在空中交通管制中，这种情况总是难以避免的，而且几乎是不可预期的，属于飞跃式的环境突变，这种突变是一个突然出现、迅速发展的爆炸式过程，解决这类问题通常只能采取条件反射式的瞬时控制，快速应变，果断采取措施，将影响降到最低的程度，通常遏止突变结果的恶化在客观上非常困难。

三、影响管制员及时构建新的冲突模式的几个因素

1. 管制员的身体和心理状况

(1)管制员身体状况的好坏直接影响着管制员的工作状态，而在正常的管制工作中，对管制员影响最大的就是疲劳。一方面，空中交通管制工作的性质和任务容易引发疲劳，长时间处于单调的工作状态以及任务繁重长时间的高度紧张都会引发疲劳；另一方面，管制员可能由于某种原因没有足够的休息时间消除工作所带来的疲劳，以致一些管制员带疲劳上岗，进一步增加了疲劳的累积，严重影响了管制员的工作状态。

(2)人的行为是受心理意识支配的，管制员也不例外。差错和事故与人的心理和行为有着密切的联系。一般来说，人有什么样的心理和行为，就会出现什么样的安全工作状态。如果每个管制员都从思想上重视安全，并认识到自身工作的重要性以及对空管安全的意义，熟练掌握了本单位、本岗位的科学知识、操作技能，明确了本岗位的安全责任，清醒地认识到了本岗位安全工作的重要性、发生事故的危害性，就能有效地控制、减少甚至杜绝各类差错和事故的发生。管制人员从事的是高强度脑力和一定程度体力相结合的复杂劳动，身体和心理素质是其重要的工作基础，对保证专业技能的正常发挥具有非常重要的意义。管制人员必须有稳固的个性化心理素质和生理素质，其心理和生理的有效应激反应能力，是及时构建新的冲突模式的重要物质条件。

2. 管制员的知识、经验和能力。

(1)事实上,在管制工作中所采取的许多行动都是建立在管制员原有知识和经验习惯的基础之上的。一方面,丰富的经验和良好的习惯可以熟练操作,减轻工作负荷;另一方面,在条件已经发生了变化,过去的经验和习惯已不适合当前的管制环境时,如果管制员仍按旧有的经验和习惯的行为方式去应付,就可能导致错误的发生。

(2)管制员的能力除了管制技能,还包括对信息的处理能力,主要表现在注意、感知、记忆、决策、执行决策等方面,即人对信息进行加工的全过程。由于注意容量的有限性、选择性及集中性的特点,有时会使管制员对一些重要的信息产生遗漏或疏忽。如扇区流量很大时,管制员可能因集中精力处理某件事情,而忽视了即将发生的冲突。另外,管制员的记忆能力也会因为空管任务的时间压力和工作负荷压力而降低。对于管制员,不仅要从实际工作业绩来考察这些人员的专业知识、经验和能力水平,而且要通过定期测试、在职培训来提高他们的专业素养,为及时构建新的冲突模式建立有效的个体运作基础。

3. 班组风格

空中交通管制单位一般是由多名管制员组成班组工作,时间一长,会相互影响,相互适应,逐渐形成一个较稳定的班组决策风格。这种风格隶属于班组氛围或空管系统文化,它制约着包括所有班组成员的思想和行为。人或多或少存在从众心理,个人的观念及行为由于群体的引导或压力,向多数人相一致的方向变化。班组决策风格通常是由带班主任、老管制员、教员、业务骨干等所建立并逐步成型和巩固起来的。班组决策风格的同化力使管制学员在不知不觉中被吸附或融入该模式中。

4. 安全管理水平

这主要表现在单位的管理水平、技术水平、劳动环境、劳动组织等方面,都容易对单位职工产生较大影响。如果空管单位的管理水平、技术水平高,劳动环境舒适,劳动组织合理,就会使职工对本岗位产生兴趣,激发职工对工作的热爱、对事业的信心,从而增强安全责任感。这对严格执行安全操作规程和各项规章制度,提高工作效率和保障空管安全具有积极的推动作用。

5. 空管资源的管理与利用

空管资源的合理管理与充分利用,是影响管制员构建新的冲突模式和跟进冲突的重要方面。空管资源主要包括:信息资源(航线、气象、航班及其它相关信息)、设备资源和班组资源等。信息资源是管制员明确任务、安排计划、制定调配方案的基础。对信息的收集是否完全,对信息的了解和掌握程度如何,以及是否清楚信息资源与管制工作的关系,将直接影响到空中交通管制的准确性和安全性,也是管制员能否及时发现工作中存在问题的依据和前提条件。管制员对空管设备性能的了解和掌握情况,也在一定程度上影响着管制员的决策水平。班组资源是空管活动中重要的、可变的和易被忽略的资源。所以,加强空管资源的管理和利用,是提高管制员的决策能力,保证空管安全的重要环节。

四、如何快速构建新的冲突模式

针对以上几个因素,可以看出,要想在管制环境变化时,使管制员意识到这种变化,并能快速建立新的冲突模式和跟进冲突,形成正确的决策,我们必须从以下几个方面努力:

(1)加大培训力度,拓宽培训思路,不断提高管制员的工作能力,丰富其经验知识,这是做好管制工作、保障空管安全的基础。空中交通管制是一项需要专业技能的工作,一个合格的管制员须具备相应的能力以及丰富的知识、经验,否则空管安全无从谈起。另外还应该对过去空管活动中的经验教训进行分析总结,并借助于雷达管制模拟训练等辅助手段,来达到提高能力、积累知识经验的目的,从而提高管制员的决策水平,当管制环境改变时能及时构建新的冲突模式。

(2)提高安全管理水平,增强安全管理意识,培养员工养成良好、积极的工作态度。对管

制员工作态度的培养是一项长期的重要任务，可以从三个方面入手：首先，要提高管制员对空管工作的认识，使其明确空管工作的重要性及意义，并使之内化为自我的认知观念。其次，要充分调动一切积极因素，激发管制员对空管工作的兴趣。第三，要严格管理制度，通过系统、规范的管理使管制员在工作中形成良好的行为习惯，养成对工作兢兢业业、认真负责、一丝不苟的作风。

(3)有效管理及合理利用一切可用的空管资源。空中交通管制活动就是管制员运用自己的能力对空管资源进行有效管理与合理利用，从而实现空管安全目标的过程。管制员要对空管资源进行有效管理与合理利用，一是要明确空管资源对空管工作的重要性，及空管资源所包含的内容。二是要学会如何运用所拥有的资源，知道怎样才能充分发挥各资源的优势。管制员只有做好以上两方面的工作，才能及时意识到环境的变化，并能快速建立新的冲突模式和跟进冲突，形成正确的决策。

综上所述，管制员能否意识到环境变化以及形成新的冲突模式，受其工作能力、工作态度、经验习惯、身体状况，单位的管理水平、班组文化以及对空管资源的管理与利用等因素的影响。只有管制单位不断提高管理水平，建立健全规章制度，及管制员不断提高自己的工作能力，丰富自己的知识经验，保持良好的工作态度，对空管资源进行有效管理与合理利用，管制员才能及时发现环境的变化并构建新的冲突模式，从而实现空管安全。(摘自《空中交通管理》2008，No. 10)

针对基层运行特点 构建空管安全文化新格局

周启武

在今年3月21日召开的全国民航空管系统“党建和思想政治工作研讨会”上，民航局空管局领导强调指出：“要以推进空管文化建设为重点，构建空管安全工作的新格局”，同时指出，“继承并发扬空管系统特有的优秀安全文化，使广大一线员工成为安全文化的执行者、传播者，使所有空管干部职工成为空管安全文化的实践者、创造者。”作为突显空管行业的安全文化，是全体空管人员价值取向的核心价值观，是实现系统正常运行、空管安全的最有效的管理形式和力量。因此，如何针对基层特点，加强空管安全文化建设，是我们必须面对不断学习研究和探索发展的课题。

一、牢固确立空管安全文化的核心，在坚持“以人为本”的管理思想上下功夫

有飞行就有管制服务。由于在飞行活动中存在着客观因素相撞的可能性和管制中能主动地预防主观性这一互为对立统一的矛盾，在空间与航空器飞行的结构上是一个具有复杂多层次的动态系统，在时间和运行上则是一个系统化、组织化的江苏空管分局周启武过程，这就要求空管人员不仅能在空间利用、动态监控、状态控制、冲突处理等方面快速获取、准确分析、正确判断信息，实施有效的协调、指挥、控制，倘若某个局部或环节出现问题，便有可能发生危险冲突，甚至飞行事故。因此，加强空管安全文化建设，必须坚持安全管理以人为本的理念，其核心在于力求满足员工需求的前提下，重在提高他们的综合素质，争取实现员工个体目标与空管整体目标的一致性。

一是确立一种理念：安全运行，人人有责

空管员工是安全生产的主体和安全的保障与创造者，是空管运行单位的最大财富，同

时也是创造安全和财富的受益者，体现了安全运行，人人有责而又有功的人本文化特征。因此，以尊重和满足员工的需求，确立其提升素质、全面发展的目标为前提，通过多种渠道和有效的管理机制，构建一种“为了人、关心人、尊重人、信任人、培育人、依靠人、凝聚人”的人文氛围。坚持“以人为本”的管理教育理念，一方面，要为广大干部员工营造和构建一个有利于成才、发展的氛围与环境，拓展多种培训渠道、加大培训力度，不断提高他们的综合素质和能力；另一方面，要及时帮助、解决员工中一些现实困难和问题，改善员工工作环境和休息场所(有条件可建立管制员休闲室)，努力提高广大员工的福利待遇并注重向一线员工、尤其是对管制员的倾斜，重视对管制人员退出一线岗位后的培养和安排等，为他们创造良好的工作、学习和休息环境，不断开掘其内在动力源，真正做到责任共担、荣辱共享。

二是培养两种意识：忧患意识和岗位意识

忧患，是一种前瞻意识，是一种进取精神，是一种强烈的责任感，可以使人时刻保持清醒头脑，克服盲目乐观。它不仅是管理者能力构成的一种要素，同时也是直接从事安全工作的空管员工必具素质。只有忧患在先，使命在前，责任在肩，才能以一种不懈的动力促进安全生产各项工作的落实，才能在具体岗位工作操作中保持一种对可能出现和发生问题做出快速反应、有效控制的安全意识，做到未雨绸缪，防患于未然。民航空管的安全生产既是系统的、相互关联的，同时又具有很强的独立性，尤其是管制岗位，往往是个人单独操作的，是安全防范关口的“前沿阵地”，诸多不安全事件的发生往往就是个人“失手”、“失语”造成的。因此，确保空管安全需从强化忧患意识和岗位意识抓起。

三是打造三种精神：敬业精神、团队精神和创新精神

空管工作是世界上风险最大工种之一，没有任何小事因其小而不值得去认真、去执著，也没有特别的大事大到尽了责还做不好，关键在于敬业，在于用心去做。对于每个空管人员来说，有敬业精神，就有高度的责任心和使命感，就能心无旁骛、全心投入，就能关注并把握每个细节。落实责任，坚持敬业精神是做好各项工作的前提和保证。由于空管工作是人、机、环结合非常紧密的工作，非一个单位、部门所能完成的，尤其具有“衔接”和协调的特征，个人的责任就寓含了团队的要求和精神。因此，作为一名空管人员不仅要具有“团结、友爱、敬业、精业”的精神风貌，而且还应有“理解、互助、支持、配合”的协作精神。这不仅是一个岗位、一个空管运行单位的运行需彼此协作和关照，而且是整个空管大系统运行不可丝毫忽略的重要环节。只有把个人和别人的工作协调、融入在一起，才能集合众智，顺畅运行，才能实现空管的共同目标、共同期望，才能最大限度体现空管人员的价值和成功。随着时代的发展和改革的深化，还要有一种站立时代潮头的紧迫感和勇于创新的昂扬精神，进一步解放思想，实事求是，以创新焕发激情、催生灵感，以创新解决面临的诸多新情况、新问题。以“允许你今天不会、不允许你今天不学，允许你今天落后、不允许你今天墨守”的意志品质做好当前工作，设计好未来。

二、不断打造空管安全文化的灵魂，努力把“安全第一、预防为主”的方针变为广大员工的自觉行动

“安全第一、预防为主”的方针是民航安全生产的运行规律和科学总结，是铁定的、不可动摇的。但年年讲不等于年年清醒，天天抓也不等于天天落实，根本的问题是没有把“方针”作为一种文化置入意识，摄入魂魄，成为习惯。因此把“方针”作为空管安全的灵魂不断打造，逐步变为广大员工的自觉行动，是实现空管安全长期稳定发展的本质要求。

一是安全教育经常化

牢固树立“安全第一，预防为主”安全思想和意识的主要途径之一是靠教育，但决非靠每月一两天或短期教育所能实现的，必须经常化。首先，要不断完善机制，使安全教育在时间、内容、人员、质量上都得到保证，并要贯穿安全生产全过程，不能时紧时松，重在长期坚持。其次，要灵活教育方法，让员工听得进，记得牢。一方面，安全教育要不断丰富内容，

避免枯燥乏味，努力使被教育者“入耳”；另一方面，安全教育不能搞空对空，要紧密联系实际，重在使被教育者有所“触动”。第三，“讲”“教”要分开。安全教育是以制度确定下来的一种特殊教育，有其明确的规定和要求，不能把一般的政治、行政教育、乃至行政讲事当成一码事，以其替代安全教育。第四，要运用多种教育载体，如在局域网开设“安全论谈”、“安全红绿灯”等栏目，提高安全教育的艺术性和趣味性；借用各种典型案例剖析安全思想，定期不定期地检查、考核安全思想；同时还可利用各种开会的机会把安全思想贯彻其中，使安全的警钟每时每刻地在广大员工耳边敲响。

二是安全监督网络化

在加强职能部门依据“标准”对运行单位进行检查、测定、指导、考核、讲评等工作基础上，要充分发挥各级管理人员和广大员工和积极性，上至空管分局，下至各运行单位各班组都设有监督员，构成层次衔接、职能互补，使之对安全生产的全过程实施不间断的督查，并针对监督效果适时对监督员进行讲评和培训。同时还要把现行信息系统的触角延伸到班组，使信息的收集、处理、传递、反馈体系更配套、快速，力求把安全生产中存在的隐患和可能发生的问题消灭在萌芽状态，并做到信息共享，一人、一单位吃堑，全体长智。

三是安全运行程序化

针对空管安全的特点，研究制定出一套诸如信息处理、方案拟订、工作交接、内外部协调、飞行调配，以及在复杂气象和特殊情况下的各种运行程序。程序一旦确立，就要坚决执行，没商量，不变通，不走样，就是在程序的步骤和内容上不缺项、不缩水、不走捷径，不以任何借口搞随意性，严格按程序操作。实践证明，管制服务是一项程序性很严密的工作，不守操作程序是一定会发生问题的，只是时间的迟早而已。因此，建立并严格程序化操作是空管运行的内在规律要求。

四是安全讲评制度化

安全讲评要区分层次并形成制度。作为空管分局一级，要坚持雷打不动地周讲评、月分析、季考核、年中(终)全面总结讲评，其间还要贯穿党委会、安委会的分析讲评。作为分局的下属运行单位，其安全讲评的时间还要相应缩短，形成安全讲评与安全教育互动的效果。制度是制约，效果是目的。各级管理层在讲评中，要有上一级或分管领导参加并作出评价，切不可为讲评而讲评，把制度化变为形式化。

五是安全评估规范化

依据民航上级对空管安全水平宏观指标的要求，针对空管分局的工作任务和性质，应建立健全安全评估的内容、程序和机制。在目前普遍开展安全审计的基础上，为巩固其审计成果并深化安全精细化管理，使空管安全在制度、管理、运行、教育、培训、设备等不同的类别层面上都有相应的标准和要求，按照每季一次抽项、每年一次全面评估的要求纳入到安全生产的工作计划中去，以此增强安全预防的前瞻性。安全评估的标准、内容、程序等建议由民航局空管局统一制定，每年一次的安全评估建议由地区空管局组织或委托空管分局交叉组织进行。

三、紧紧把握空管安全文化的精髓，把“严格”贯穿安全生产的全过程

严格管理、严格要求是伴随“安全是民航永恒主题”的长期行为，是民航业的性质与特点所必需的管理理念，是民航长期实践中不断创造出的安全文化的精髓之一。实践证明，失之于松，失之于宽，失之于软，失之于散是安全的大敌。安全工作做好了，最基本的做法就是“严格”。因此，理解和贯彻空管局领导提出“求严、求精、求实”空管安全文化精髓的思想，需首先将“严格”融入到空管安全管理的各方面，并与时俱进地赋予具有空管特色的新内涵，否则“精”、“实”也就无从谈起。

一是严格制度

规章制度是空管安全的基石和保障，一项制度就是一个命令，它是刚性的、不讲条件的，

不准就是不为。作为集高科技和高风险于一身的民航空管业，严格制度不仅是保证空管安全以及各项工作正常运转的必备条件，也是每个空管人员必备的基本素质。当然，严格不是严厉，诚如民航局李家祥局长指出，“严格要严在‘格’上”。因此，要与时俱进地在不断完善规章的前提下，强化空管人遵章守纪的意识，建立一套学习、检查、考核的措施，把执行制度的情况纳入到对每个空管人素质的评价和晋级使用中去，促使制度的权威性和执行的自觉性融入到每个空管人的头脑和行动中去，使之感到严之平常、严之习惯，逐步成为常态。

二是严格标准

由于飞行量的快速增长，出现了许多新情况新问题，其中流量高速增长与相对薄弱的流量管理能力的矛盾尤显突出，加上设施设备科技含量不断增加、人员不断更新，在人、机、环和信息协调规范的标准与要求越来越高的形势下，原来运行的标准和要求已不能适应其发展的需求，应不断地更新和修正。在严格安全管理的前提下，要严格空管运行的各项标准，不论是技术保障还是情报服务，都不能有丝毫的掉以轻心。尤其是飞行管制，在飞行大流量或繁忙时刻，在航班大面积延误时，更要以严格的标准、严格的规范把控好空管工作的一言一行。

三是严密协调

空管协调的组织是否严密，不仅关系到飞行“正常”的问题，而且直接关系到防相撞工作的落实，对飞行安全的影响极大。作为空管分局一级，除了与本单位内部通信、导航、雷达、气象、情报等内部协调外，与场内的机场、航空公司，与场外关联的空管分局或相邻的管制室也有着许多环节的协调，一着不慎将有可能造成严重后果。尤其是现行军民航飞行冲突大，严重制约了民航流量的增加和影响飞行安全的可靠性。为此，空管分局要与方方面面特别是与军航方面制定详细、便于操作的协调计划，明确协调内容，规定协调程序，区分协调责任，把整个协调工作纳入到法制的轨道，真正实现空域资源共享。同时要不断强化大民航的协调意识，不断培育一种空管团队精神，把强化协调意识融入到与民航共荣辱的强烈责任感和使命感之中。

四是严谨作风

由于航行管制客观上存在着时间性、动态性、连续性和不确定性等方面的特点，以及作为常人又难免存在着随意性和惰性等方面的因素，这就要求管制人员必须有良好的素质，尤其是严谨的工作作风。日常工作中的“错、忘、漏”与其说是责任因素倒不如说是缺乏严谨的作风，即细节精神。培养严谨作风就须弘扬细节精神，在安全管理实践中努力强化“用心工作、严密操作”的理念，即全神贯注，聚精会神；掌握情况，心中有数；严守规章，程序操作；规范用语，不漏一情，并逐步形成习惯。为此，一方面，要努力创造良好的环境文化，营造一种抓细微、抓落实的浓郁氛围；另一方面，也是特别重要的方面，各级管理人员，都要力戒“漂浮”，努力克服作风“飘”，身子“重”的问题，从办公室“走”出来，到一线、到岗位，加强现场管理，勤督、勤查，用自己的身体力行感染和引导员工，以自己关注细节、落实细节的严谨作风感染和影响广大员工，这既是领导执行力的必具素质，也是一个单位良好作风培养、形成的根本途径。

五是严格训练

空管的专业性和技术性是很强的，随着人员的补充，设备的更新，新情况的出现，要求空管人员的知识和业务技能永远处在一个不断学习、更新和提高了的动态之中，因此，除加强上岗前和岗位的基本技能培训外，还需有计划、分层次地进行理论教育、实际操作、英语能力以及观察力、记忆力、判断力、表述力和快速反应等能力的训练；树立和实践先进的培训理念，从传统的单纯培训个人，转变到既培训个人又重视培训班组上来。在此基础上，严格考核标准和技术等级评定。另外，有必要加强国内外同行的横向交流，参观学习，以启发思维，创新理念；特别是在克服与纠正“错、忘、漏”方面，不但需全行业经验互补，合作

攻关，而且要不断创新增加其科技含量。

四、坚持空管安全文化的基本要求，把“及时、准确、果断”的服务贯彻到运行的每个环节

航空运输业的飞速发展，空中交通流量不断增加，空中情况愈加复杂，对空中交通管制提出了更高的要求。“及时、准确、果断”地提供优质服务，是提高空中管制水平，加速飞行流量、减少流控导致的延误以及运输飞行的性质和特点对空管工作的基本要求，从当前的现状看，尤要重视并抓好以下几个问题。

一是加强管制班组管理，提高现有人才资源的效能

管制班组是空管运行保障的基础单元。在当前注重空管班组成员性格因素、知识结构、年龄差异、管制经验、工作作风等方面因素优化配置的前提下，针对其运行保障中存在的问题，要通过全面提高带班主任综合素质和带管能力、加强班组民主管理、完善班组激励机制、创建学习型班组、注重班组思想政治工作、保持班组成员结构相对稳定等工作，使之发挥最大的潜能，从源头上把握“基本要求”落实的可靠度。

二是严格通话程序、标准，提高陆空通话质量

空中管制的直接手段就是管制员与飞行员的信息交流并提供服务。在把握正常通话质量的前提下，尤其要重视当流量高峰波道使用拥挤时，当机组对调配方案不理解或持有异议时，当机组遇有险情心情紧张时，当机组对管制员的指令缺乏信心产生质疑时，当遇有危险天气等险、特情时的通话，如果汉语表达的不简练、不准确、或言不达意，甚至模棱两可、似是而非，尤其是英语说得不准确、不标准，就可能发生空地双方信息交流的“梗阻”，不仅影响正常，更是影响飞行安全。因此，除加强对管制人员指挥用语及其语言表达能力的训练外，要严格通话用语标准化、规范化，真正做到及时准确、言简意赅、干脆果断。

三是对潜在突发情况要有先期的预见，提高应急处置能力

管制工作最大的特点之一就是信息多变、具有很大的不确定性，无疑会影响“基本要求”的实现。因此，一方面，在一天工作之始，要针对当天的任务、天气、保障环境和条件以及可能出现其他情况有一个基本的分析、预见并做相应的准备，在可能的突情发生后能处惊不乱、冷静从容地指挥、协调；另一方面，在平时正常工作中要重视以科学方法优化管制决策过程，以灵敏的思维和快速反应面对各种复杂情况，从而不断提高管制决策的安全性、有序性、可调性、和应变性，从而不仅在平时，而且在应急情况下也能及时、正确、果断地决策，提供优质服务。

五、打牢空管安全文化的物质基础，精心维护，合理投入

空管安全物质文化是空管精神文化、制度文化等各种文化存在的外在形式，具有形象性和生动性。人们往往通过物质文化来了解和感受其精神文化和行为文化。因此，打牢空管安全物质文化必须重视软、硬件系统的相互兼容和同步发展，在注重提高人员素质的前提下，要十分重视对硬件的投入比例和对现行设施的维护及其缺陷的解决，以发挥空管安全文化的最大潜能。

一是树立大空管意识，实现有限资源共享

在实现民航空管“一体化”领导和管理的体制下，一方面，要不断提高其思想认识，更新和改进管理理念和方法，使我们真正适应并融入其中，牢固树立大空管意识；另一方面，在突出建设“三大管制中心”的前提下，要重视对干线机场的通信、导航、雷达、管制自动化等设备的更新改造，重视发挥其对支线机场的联动、带动和影响作用，特别是要顺应航空运输发展的新趋势，切不可只顾了“一线”而忽视了“二线”。要确立全国空管一盘棋的思想，在其硬件资源上要实现共享，尤其是相邻的空管分局，以弥补其某个方面的不足或空缺。

二是大力加强对设备的维护管理，充分发挥现有设备的最佳

民航业的发展和需求，促使空管设备不断地更新换代。对此，要在不断学习、吸收引进

技术的前提下，特别重视提高日常维护的精度，把设备的不良率降至最低。一方面，把原在换季时需要进行的各项工作贯穿在日常维护工作中，做到预防在前，工作在先；另一方面，建立健全一整套的设备档案、运行资料、维护台账等数据库，严格监察其“健康”状况，尤其在管制自动化发展迅速的今天，要求各类设备信息在系统中综合使用，因此对设备运行中相互关联所带来的新问题要引起高度重视和及时发现，避免由此产生的新风险。

三是打造和营造浓郁的人文关怀气息

进一步美化有利于广大员工心情舒畅、身心健康、提高工作效率以及能留给外界美好印象的内外部环境；建立适合空管员工开展各类活动的文化体育场所，并积极组织开展多种多样的活动，不断地丰富广大干部员工的文化生活；进一步改进、改善广大员工的工作和生活条件，把员工最关心、最直接、最现实的利益问题作为党委的工作重点，并予以及时解决和落实；进一步深入开展凝聚力工程，对家庭有困难、工作有挫折、身体有疾病、思想有障碍等方面问题的员工，要及时地关心、帮助，让人文关怀的每个细节使广大员工切身感受到物质文化的催化作用，从而激发并物化为做好岗位工作的热情和行动。（摘自《空中交通管理》2008，No. 10）

TB-20 飞机 IO-540-C4D5D

发动机点火系统常见故障浅析

许涛

1 简介

IO-540-C4D5D 发动机是“阿维科·莱康明”工厂生产的六缸直接驱动、水平对置气冷式航空活塞发动机，装于法国宇航局苏柯达工厂生产的 TB-20 飞机。该发动机点火系统采用的是高压磁电机点火系统，由磁电机产生高压电，并通过高压导线传输到点火电嘴，供电嘴点火。整个点火系统由生产、控制、分配电流以点燃发动机气缸中的油气混合气的零部件组成，由发电系统和分配系统两个子系统组成。IO-540-C4D5D 发动机点火系统部件由磁电机、磁电机 / 起动开关、起动振荡器、点火电嘴、高压导线等组成。

2 故障及分析

系统的常见故障与各组成元件密切相关，产生故障的部位，涉及到从磁电机到电嘴，从电缆到磁电机开关等各方面，而产生故障的具体原因也是多种多样的，不可能一一叙及，下面将根据日常维护经验对 IO-540-C4D5D 发动机点火系统的几个主要部分的常见故障进行浅析，找出故障原因，并对故障判断方法和日常维护注意事项进行一些探讨。

2. 1 电嘴的故障

1)故障现象

当发动机在额定状态(2000RPM)下工作，试验磁电机时，发动机有明显的振动，排气管有放炮声，掉转速 200RPM 以上，有时甚至达到 400RPM 还多，其下降速度慢而不稳定，经过一段时间的烧电嘴，情况会有不同程度的好转。

2)故障原因

① 电嘴间隙不正常。在正常情况下，每类电嘴都具有规定的电嘴间隙。但由于电极长期受到电侵蚀和燃气中的硫、碳和铅水的化学腐蚀作用，会使中央极逐渐烧蚀成椭圆形，电嘴间隙将逐渐增大；若使用过程中，旁极受到机械碰撞或间隙校正不当，也会使间隙变大或变小。如果间隙大于规定值，会使击穿电压升高，但磁电机所产生的电压是一定的，所以电

火花强度就减弱，造成点火困难，甚至不能产生火花；如果间隙过小，则电极间电阻减小，高压电路的电流增大，克服线路电阻所消耗的能量增大，以至供给电嘴产生电火花的能量减小，使电火花的强度减弱，同时，电嘴的间隙减小，还有可能使电嘴间隙处因积炭造成短路而不产生电火花。

② 电嘴挂油、积炭、积铅或受潮。发动机工作时，如果滑油压力过大、涨圈磨损密封性差，都会使大量滑油进入燃烧室，造成电嘴电极间挂油，使电阻加大。如果长期工作在富油状态下，由于燃料不能完全燃烧，残余的炭粒就会附着在电嘴上形成电嘴积炭。同时，由于使用含铅量高的 100 号或 95 号航空汽油，燃烧时形成氧化铅沉积在电嘴上，形成电嘴积铅，特别是下部电嘴积铅严重。此外，如果保管维护不当，潮湿的空气和水分进入电嘴会引起电嘴受潮。这样就会使高压电路在电嘴未产生火花前就产生通路，使磁电机的二次线圈的感应电动势下降，电火花的强度也随之减弱，积炭或积铅越厚，漏电越严重，甚至会使电嘴不能跳火。

③ 绝缘磁管(套)裂纹、脱落。在发动机工作过程中，由于气缸内压力、温度的急剧变化，电嘴承受着巨大的机械冲击和热冲击，加之维护工作的不当(如电嘴受到撞击、摔伤和拆装时不按规定等原因)，都可能导致绝缘瓷管的裂纹，甚至脱落。当磁管裂纹时，在电嘴的中央极和壳体间就会沿着裂缝产生放电现象，耗费一部分电能，使电极间的火花减弱，当裂纹严重时，则还可能产生不了电火花。外场常见的裂纹部位是中央极绝缘套的锥体部分，以及绝缘管的端部和中段。

④ 有外来物。如在清洗电嘴时，将铜丝刷上的铜丝遗留在电嘴内，以及在装电嘴时涂石墨油膏过多而掉在电极上，致使电嘴的中央极和壳体“搭铁”，相当于并联一个电阻很小的分路电阻而短路，使电嘴不跳火，造成发动机振动明显。

3)故障判断

① 根据发动机振动情况进行判断。当试验磁电机时，如果发动机振动比较明显，一般是电嘴或高压导线的问题(磁电机个别分电站有问题也可能造成振动)。发动机振动是由于各个气缸爆发压力不均引起的，在一般情况下，电嘴或高压导线有故障时都是个别的，不会全部都有问题，这样就会使个别气缸爆发压力小，使发动机受力不均而引起明显振动。

② 通过烧电嘴进行检查，烧电嘴后情况有所好转的，一般是电嘴的挂油、积铅和积炭问题。

③ 在试验磁电机时，若发动机点火系统工作不正常，可将油门收回使发动机在慢车工作，关闭正常的磁电机，让有问题的磁电机工作 2—3 分钟，然后不烧电嘴停车，拆下有故障的那排电嘴查看是否有不工作的，如果电嘴个别挂油则一般是电嘴或高压导线有故障。

④ 为了判明是电嘴工作不良还是高压导线或磁电机工作不好，可将有怀疑的上下排电嘴对换装上，如果开车试验该边磁电机好了而另一边磁电机有了振动则说明是电嘴的问题；如果问题依旧则说明不是电嘴的问题。

2. 2 高压导线的故障

1)故障现象

高压导线的故障现象与电嘴的相似，其不同点是：掉转速下降速度较快；反复烧电嘴对其均无影响，甚至恶化。

2)故障原因

① 高压导线磨损。由于发动机工作时有振动，若高压导线在传输线路上捆扎不牢或捆扎不到位，而与发动机之间有相对移动时，就可能使得高压导线的绝缘层磨损，严重时甚至裸露出中间的导线而造成短路，高压电就输送不到电嘴。

② 高压导线绝缘层老化、损伤。在高压导线与电嘴的连接接头处，或由于布线不当而造成的高压导线靠近发动机排气系统处，由于受到发动机工作时的高温影响，容易使导线的

绝缘层老化,发生裂纹、变粘,而影响其绝缘性能;在维护中若拆装不当,造成导线扭转,会使高压导线受到机械损伤,甚至使导线脱丝而短路;水分进入高压导线内部,使绝缘性能降低。这些都会使高压导线发生漏电现象,造成电嘴火花减弱或不能跳火,特别是在电嘴弯管部分最容易出现,漏电处有发黑的漏电现象(黑烟熏过的痕迹)。

⑨ 高压导线接触不良。如高压导线与分电桩之间,高压导线与电嘴之间等。

3)故障判断

在气缸头温度比较高时,如果试验磁电机时发动机振动明显,则可能是高压导线的问题,因为高压导线的绝缘层随温度的升高,其绝缘性能下降,更容易漏电,使发动机振动变得明显且可能干扰飞机无线电。

2.3 磁电机的故障

1)故障现象

磁电机发生故障时,供给电嘴跳火的高压电降低,因此,在实验磁电机时,由于电嘴火花不强,发动机掉转速也比较多,一般在 200RPM 到 300RPM 之间,这是与电嘴故障相同处,但磁电机内部机件发生故障对整个上排或下配电嘴都有影响,所以在实验磁电机时,不会引起发动机明显的振动,排气管放炮也不明显。故障严重时,由于输出电压很低,当转换磁电机开关后,可能所有该磁电机的电嘴都不跳火,而造成发动机停车。

2)故障原因

① 断电器间隙不正常或断电器触点接触不良。断电器间隙过大或过小,都会使二级电压降低,电嘴火花减弱,发动机功率减小。断电器间隙发生变化的主要原因是:不断跳火花时的电侵蚀、调整臂的松动、胶木摇臂的磨损等。如果接触点有油污、表面氧化、金属转移和弹簧片弹力不足等,都会使接触电阻增大,断电时的低压电流减小,而造成二级线圈感应电动势下降。

② 线包绝缘性变差。当线包受潮和磁电机温度过高时,会使绝缘性变差,在线包与磁电机壳体之间发生漏电现象,而使二级线圈的感应电动势降低,并把线圈的放电部位烧黑。如果线包的绝缘性变坏,烧电嘴时间越长,线包的温度越高,其绝缘性越差,试验磁电机时掉转越多,当发动机冷却后再开车情况又有好转。

③ 磁电机内部高压电导出部分接触不良,产生强烈的电火花,使分配到电嘴的电压降低,且会把跳火部分烧坏。

④ 分电盘裂纹。产生裂纹后,在裂纹处会发生漏电现象,也使二级线圈电压降低,影响电嘴跳火。

⑤ 磁电机定时不准。由于定时不准,使提前点火角过大或过小,都会使发动机功率和经济性下降。

⑥ 断电器的弹簧片折断和低压导线在接线处掉下,出现上述现象都会使低压电路断路,磁电机不产生高压电。

⑦ 电容故障。磁电机电容损坏或容量降低会使电容消火花的能力消失或减小,断电器触点跳火花强度加大、时间延长,而使一级线圈电流减小,二次线圈电压降低。如果电容线磨损严重,与壳体搭接,会使低压线圈搭铁,断电器不能断开低压电路,二级线圈就产生不了高压电,电嘴不跳火,试磁电机时发动机会停车。

3)故障判断

① 磁电机有故障时,除个别分电站漏电或分电间隙过大而引起振动外,一般情况都是使二级电压降低而影响整个由该磁电机所管辖电嘴的工作,往往是调转多,振动不太明显。

② 当发动机振动不太明显时,为了判断是磁电机故障还是电嘴和高压导线的故障,可以利用加大负荷的方法来试验磁电机,即在 2000RPM 时变大矩,发动机转速下降 500RPM 左右,这时由于转速减小,磁电机产生的高压电有所降低(或不变),而进气压力则由于发动

机负荷的增大而提高,因此电嘴的击穿电压升高,这些都使点火困难,同时整个高压电路上的电压也随之升高,这样,如果高压导线有漏电的故障则漏电会更加严重,电嘴原先有漏电的话也会使漏电加剧,这些都使能量损失大大增加,电嘴跳火更加困难,发动机振动会更加明显。但如果是磁电机的故障,加大负荷试验则一般不会有上述现象,因为磁电机有故障主要不是引起发动机振动。

③ 通过烧电嘴进行检查,烧电嘴后,随着发动机温度的升高情况越严重的,一般是磁电机的故障。

④ 在试验磁电机时,若发动机点火系统工作不正常,可将油门收回使发动机在慢车工作,关闭正常的磁电机,让有问题的磁电机工作 2—3 分钟,然后不烧电嘴停车,拆下有故障的那排电嘴查看是否有不工作的,如果电嘴普遍有挂油现象则说明是磁电机有问题。

2. 4 磁电机开关的故障

磁电机开关是通过低压电路“搭铁”或“不搭铁”的方法来控制磁电机不产生或产生高压电的。磁电机开关的转轴及接触点因经常转动又无润滑会磨掉少量金属末在底盘上,严重时会造成磁电机开关失效。磁电机开关到磁电机低压线圈之间的导线磨损断开,会使磁电机开关无法将低压电路“搭铁”,而造成开关失效,试磁电机时不掉转,开关关断位关不断。

2. 5 起动振荡器故障

起动振荡器发生故障时,就不会输出一个大的电流到左磁电机的低压电路,而起动时由于转速较低,磁电机低压线圈产生的电流太小,断电器断开时二次线圈就产生不了高压电,电嘴不能跳火,造成无法起动。振荡器的弹簧片由于长期反复的工作容易疲劳断裂,振荡器不工作,发动机就无法起动。

3 结束语

本文简单地介绍了 Lycoming IO-540-C4D5D 发动机的点火系统,通过对 IO-540-C4D5D 发动机点火系统各个部分故障的分析,对于一些常见故障有了基本的认识和判断的方法,其它 Lycoming 系列发动机点火系统的工作原理与此相同,结构上也有很多相似之处。随着我国通用航空事业的发展,小型航空活塞式发动机必将得到更加广泛的应用,希望本文对维护发动机点火系统的机务同行能有所帮助。(摘自《民航科技》2008, No.6)

发动机超温案例分析

毛浩权 郑逢亮

错误执行 MMEL “O 项” 程序及未按 FCOM 程序人工启动发动机导致启动时 EGT 超温

1、事件描述

2007 年 7 月。某架 A319—131 飞机,由于点火 A 系统被保留,1 发点火系统 A 跳开关 A03 被拔出。首先启动 2 发第一次显示点火为 A,但随后出现启动失效,自动冷转,随即启动活门关闭,机组人工关断电门及点火开关,等待约三十秒再次启动 2 发成功。随后机组启动 1 发,第一次现象与 2 发第一次启动一致,第二次提起主开关时,当时点火即刻显示为 B 随后消失,等待大约 40 秒未出现任何点火信息,此时 EGT 快速上升,当 EGT 温度即将达到 635 度红区范围时,机组执行人工关车并冷转 30 秒,EGT 温度随后下降,EGT 最高时达到 636.3 度。

2、原理分析

V2500 发动机 EEC 按照 A—B—A—B 的顺序选择点火系统,不能自动选择工作的点火

通道。所以当某个点火通道故障时，MMEL 的 O 项操作是使用人工启动发动机，因为人工启动方式使用双点火。参考图 1 所示 DFDR 数据图表。

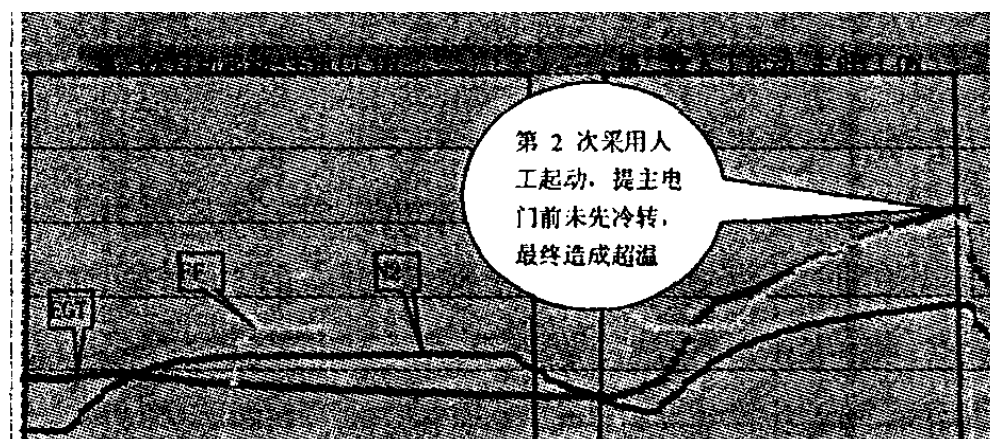


图 1

第 1 次启动 1 发使用了自动启动程序(提起主电门后并未立即喷油，而是首先冷转了 34 秒)，EEC 选择的是有故障的点火 A 通道，当然第 1 次点火不成功，EEC 退出启动程序冷转。在 N2 转速下降到 11.8%时(按手册要求为了保护启动机 N2 要小于 10%才能再次接通启动机)，第 2 次尝试启动 1 发，采用的是人工方式(提杆 2 秒后即喷油)。但没有按照 FCOM 明确的要求——当 N2 达到最大冷转转速时接通主电门，而是在 N2 只有 11.8%时就接通了主电门。此时 B 通道点火指示出现，EGT 上升，说明点火成功。此时 N2 转速并未立即上升而是继续降到 10%以下。和正常喷油点火的最大冷转转速(通常为 23%)相差很多，燃烧室内气流量无法满足正常燃烧要求，处于富油状态，因此燃烧能量无法有效推动涡轮作功而是转化为热能，使得 ECT 上升，一直到 636.3 度超温。

3、标准操作程序

MMEL 02—74—31: 当 1 个点火通道失效保留时使用人工启动发动机。FCOM 3. 04. 70: 人工启动发动机时当 N2 达到最大冷转转速时接通主电门 (FCOM 注释: 最大冷转转速为冷转过程中 N2 不再上升)

4、结论及建议

- (1)错误执行了 MMEL O 项操作程序，成为诱发本次不正常事件的源头；
- (2)未按 FCOM 手册执行人工启动程序操作，再次的错误操作最终造成了发动机超温；
- (3)连续的操作失误造成发动机 EGT 超温的严重后果，一定程度上表明机组对于标准操作程序不熟悉，需要加强该类方面的培训力度。

未正确按中断起动程序中断起动发动机导致热起动

1、事件描述

2008 年 7 月，某架 A319—131 型飞机自动起动左发时由于点火故障，第一次起动失败，机组中断自动起动后进行第二次自动起动时出现 EGT 超温警告，但 EGT 指示不高，400 摄氏度左右。检查 AIDS ENG START(10)报文中有“CODE: 4430 REASON: EGT”信息。参考 TSM80-00-00-810-814 AMM71-00-00-710-043 下载 DFDR 译码后确认起动过程中 EGT 最高达 406 摄氏度持续 1 秒钟，没有进入超温区，但出现 EGT 上升过快现象。随后试车检查正常。

2、原理分析

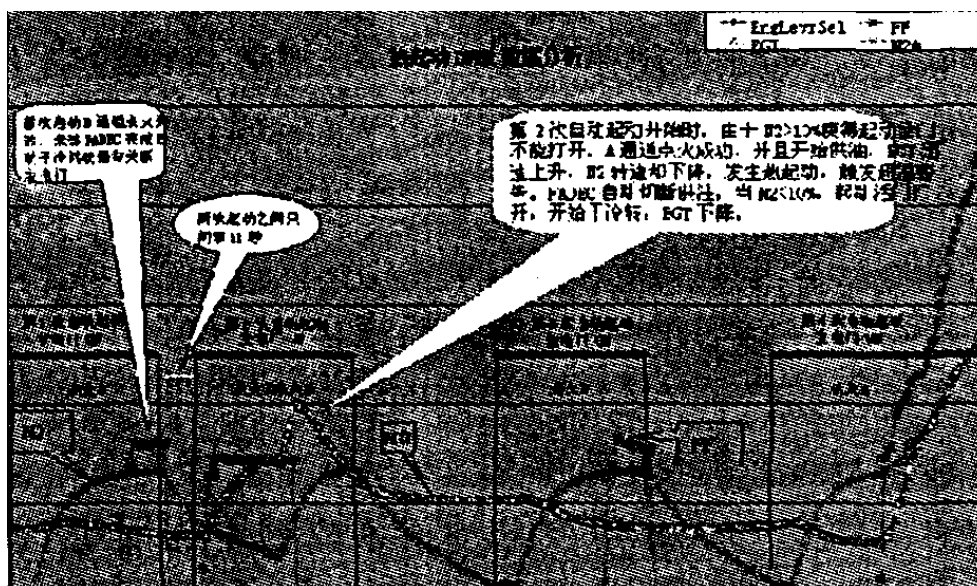


图 2

图表 2 发生热起动时的 DFDR 数据，从中可以看出出现热起动的原因。

(1)首次自动起动过程中由于点火 B 失效，所以虽然喷油 15 秒，但没有点燃，因此 EGT 未上升，在 FADEC 自动中断起动之前，机组就关断了主电门——不符合 FCOM3. 02. 70P7 的操作程序，正确的程序是自动起动时，当 FADEC 探测到点火起动 20 秒内无点火将会自动切断燃油，关掉点火，然后自动干冷转以吹除燃烧室内的残余燃油。当自动干冷转结束时，再将主电门置于 OFF。

(2)强制中断第 1 次起动后 11 秒，主电门再次被接通。此时 $N2=16.88\%$ ，由于起动活门没有打开(起动活门要在 $N2<10\%$ 才重新打开)， $N2$ 继续下降。而此时点火切换成正常的 A 通道，并且也开始供油，点火成功。由于 $N2$ 转速太低，EGT 迅速上升，FADEC 探测到热起动，自动切断了供油，开始干冷转。干冷转 20 秒后被人强制终止。EGT 温度开始下降，触发了超温警告，然后警告一闪后消失(实际并未超温，应理解为热起动)——不符合 FCOM3. 02. 70P7 的操作程序。第 2 次起动应选择人工起动。并且自动起动失败后。要等自动干冷转结束后才能将主电门置于 OFF 位。

(3)接下来又进行第 3 次自动起动，此时点火又切换成了故障的 B 通道。其结果和第 1 次起动一样，起动失败。但起动却又一次被强制干预中断，不同的是经过了 40 秒的间隔才开始了第 4 次自动起动。此时 $N2$ 已下降到了 10% 以下，起动活门打开， $N2$ 转速上升，点火切换为正常的 A 通道，自动起动成功。

3、标准操作程序

FCOM3. 02. 70P7 要求在地面自动起动过程中发生点火起动故障时，要等 FADEC 自动完成中断起动和自动干冷转程序，当 ECAM 上“自动干冷转在进行中”的提示消失后再将主电门置于 OFF 位，在此之前，不要人工强制中断，然后进行人工起动发动机。

4、结论及建议

(1)机组在未执行完中断起动和自动干冷转程序时，人工强制再次起动发动机，是本次不正常事件的直接原因；

(2)在航班正点的压力下，有可能诱发机组的急躁情况，“好心办坏事”便由此而生。应当加强对机组的按照标准程序操作的教育。使得所有的人都认识到“按章操作”才是真正为航班正点的最好贡献。

结束语

机组操作是否能遵循标准操作程序进行，不但影响航空安全，而且影响航班的正点保障。

以上两起发动机超温事件，虽事件的成因各有不同，共性的一点就是违反了标准操作程序。无论起因如何，机组的操作失误，往往导致各方面非常被动的局面。作为机务维修人员，不但要熟悉机务维修的手册和资料，而且熟悉 FCOM 等飞行手册，亦可以在故障判断和排除时，与机组的交流沟通中起到至关重要的意义。（摘自《民航科技》2008，No. 5）

飞机空中故障特情诊断专家系统

吴强 王瑾

引言

飞机空中诊断系统构建利用数据链传输的特性，建造地空传输通道，把飞机上的各种姿态信息数据转换后，传回地面指挥控制台上的飞机空中实时监控诊断自动控制系统，实施在线故障监控诊断。故在对飞机的故障诊断进行深入研究的基础上，利用专家系统故障诊断和人工神经网络等领域的理论和方法，建立智能诊断系统模型。

1 混合式推理机制构建系统

为充分发挥基于案例知识规则的专家系统与神经网络推理方法的优势，构建基于 CBR 推理和基于 ANN 推理的混合型专家系统，两部分相对独立工作，以管道式结构及通过数据通道实现松耦合。

2 系统推理机的构建

2.1 人工神经网络推理机设计

神经网络推理机采用三层感知器模型，采用 BP 算法，其隐含层节点数采用经验公式：

$$H = \lfloor \sqrt{M * N} \rfloor + 1 \quad (1)$$

式中，M 为输入层节点数；N 为输出层节点数；H 为隐含层节点数，H 表示向下取整，1 为 0~1 之间的整数。

传统的 BP 算法存在局部极小和收敛速度慢的问题，故在常用的改变学习率与增加动量项的改进方法的基础上，提出改进了的 BP 算法。在隐含层输出计算上采用双曲正切函数，得到式(2)：

$$g(x) = \frac{e^x - e^{-x}}{e^x + e^{-x}} \quad (2)$$

输出层输出增加了变因子 的 Sigmoid 函数，能加快网络的收敛速度，得到式(3)：

$$f(x) = 1 / (1 + e^{-x}) \quad (3)$$

九的取值一般都要经过实际的验证。相对原始 BP 算法，改变的公式包括：样本 P 的隐含层神经元 i 的输出为：

$$aP_i = g(Ew_i X - b_{ii}) \quad (4)$$

为映射(0, 1)区间的连续函数，其中作用函数 g(x)为双曲正切函数。输出层输出为：

$$YP_f(Zv_{ha} - b_{II}), \quad (5)$$

t+1 时刻输入层到隐含层的连接权值变化量为：

$$\Delta w_{ij}(t+1) = \eta * w_{ij}(t) + \beta * \delta_i^p * x_j^p \quad (6)$$

t+1 时刻隐含层到输出层的连接权值变化量为：

$$\Delta v_{ii}(t+1) = \eta * v_{ii}(t) + \beta * \delta_i^p * a_i^p \quad (7)$$

t+1 时刻输入层到隐含层的阈值变化量为:

$$\Delta b_{i_1}(t+1) = \beta * \delta_i^p \quad (8)$$

t+1 时刻隐含层到输出层的阈值变化量为:

$$\Delta b_{l_1}(t+1) = \eta * \delta_l^p \quad (9)$$

上述各式中, x_j 为第 j 个输入节点上的输入信号; y_l 为第 1 个输出节点上的输出信号; a_i 为第 i 个隐层节点上的输出信号; W_{ij} 为第 j 个输入节点到第 i 个隐层节点的连接权值; b_{ij} 为第 i 个隐层节点的阈值; v_{li} 为第 i 个隐层节点到第 1 个输出节点的连接权值; b_{lj} 为第 1 个输出节点的阈值; δ_i^p 为输出层神经元 l 的反向误差; δ_l^p 为隐层神经元 i 的反向误差; η 、 β 为预先选好的学习率, 一般在 (0, 1) 取值。

利用 VB 工具对改进的 BP 算法进行仿真, 设计能自由选择输入、输出层与隐层节点个数的仿真控制界面, 这与实际中的飞机故障诊断的多系统、多模式情景相类似。

改进后的算法在较少样本的情况下就能很好地收敛, 同时在输入、输出节点数目确定的情况下, 通过训练能找出比较合适的隐含层节点数, 从而使训练的准确性与速度性能较好的提高。

在仿真中, 学习率预先设定好, 取 $\eta=0.5$, $\beta=0.6$ 。为测试算法对参数选择的敏感程度, 选择不同的参数值, 仿真结果如表 1(期望误差精度 $E=0.00001$)。

表 1 不同参数组合下的改进算法训练结果

参数 λ	0.4	0.5	0.2	0.8	1	1.1	1.3	1.8
参数 η	0.4	0.5	0.5	0.1	0.5	0.5	0.6	0.5
参数 β	0.5	0.5	0.5	0.2	0.7	0.6	0.7	0.6
迭代次数	890	670	1830	1514	176	210	156	2167
收敛时间(s)	4.77	3.85	7.87	6.79	2.44	2.64	2.33	8.56

从表 1 知, 改进算法对参数 λ 的选择有一定的要求, 即是在 0.8~1.5 之间取值, 则对网络的收敛影响不大。对参数 η 和 β 的取值也有要求, 一般在 0.5~0.7 之间, 否则将会影响到收敛的速度。总的说来, 3 个参数在取值区间内不同取值, 只对收敛的速度稍有影响, 但不会引起网络的振荡或发散。

由上述仿真结果可见, 改进算法在范围内取值时收敛速度快, 有效克服局部最小的缺陷, 并对较少的训练样本和很小的收敛精度具有良好性能。

2. 2 基于案例规则的推理机设计(CBR)

设计的应用背景是比较讲究实时的系统, 即是“在一个确定域下, 系统对问题的应答有一个严格的时间界限”。在应用中, 系统的正确性不仅依赖于计算的逻辑结果而且依赖于结果产生的时间, 在极短的时间内, 正确定位出故障点, 并给出处理意见。

CBR 系统不需要进行规则匹配(RBR 系统在处理实时任务时, 其搜索 / 匹配时间要占全部时间的 90%), 类似的案例可通过检索出来直接得到解答。

相似度是案例和案例之间的相似程度的一种度量。具有一个或多个相似特征的案例具有相似性。案例的相似性与案例相似的特征数目和每个特征的相似程度有关, 而且常常是模糊的。

该推理机采用权值最邻近模型进行匹配, 匹配函数为 NN(Nearest—Neighbors)函数, 算法公式为:

$$\text{SIM}(n, p_k) = \text{NN}(n, p_k) = \frac{\sum_{i=1}^m (\omega_i * \text{SIM}(a_i^n * a_i^{p_k}))}{\sum_{i=1}^m \omega_i} \quad (10)$$

其中, n 与 p_k 分别表示新案例和第 k 个旧案例, a_i^n 与 $a_i^{p_k}$ 分别表示对应新案例的第 i 个特征值, ω_i 表示第 i 个特征的权重。 $\sum_{i=1}^m \omega_i = 1$, $\text{SIM}(\ast)$ 是一个用于确定某个特征两两相似度的函数(即隶属函数)。

一般情况下, 会有 2 种不同属性的特征值: 数值型和字符型。对数值型的模糊相似度函数取平均分布函数, 则新案例特征 f_0 与对应就案例特征 f_{k_n} 的相似度为:

$$S_i = 1 - \frac{|f_{0i} - f_{ki}|}{b - a}, \text{ 其中, } [a, b] \text{ 为 } f_i \text{ 的取值区间。对字符型相似度计算公式为:}$$

$$\text{SIM}_i(V_1, V_2) = \begin{cases} 1 & \text{if } V_1 = V_2 \\ 0 & \text{if } V_1 \neq V_2 \end{cases}, \text{ 则新旧案例的多个特征值的混合因素相似度为:}$$

$$S = \sum_{i=0}^n \omega_i * S_i, \text{ 而其中的权重 } w \text{ 计算则结合主客观方法, 同时考虑了飞机空中故障诊断的特点及故障模式的特性, 提出了按类的信用概率统计法来计算。}$$

设该类型问题有 m 个事例, 每个事例有 n 个事例特征。 $W_i = (W_{i1}, W_{i2}, \dots, W_{ij}, W_{in})$, $i=1, 2, \dots, m$, 其中, w_{ij} 表示第 i 事例第 j 事例特征的权值, W_i 表示第 i 事例的事例特征权值的分布,

且量 $\sum_{i=1}^n w_{ij} = 1$ 。此外, 为说明第 i 事例的事例特征权值分布 w_i 的可信度, 引入一个评价值(或信用概率值) r_i 。 r_i 值越大, 就说明 W 的数值分布就越正确, 反之亦然, 其值的确定由专家综合评定给出, 一般在 $(0, 1)$ 间。 W'_k 表示所求事例的第 K 个特征权值。有公式(11):

$$w'_k = \frac{\sum_{i=1}^m r_i * w_{ik}}{\sum_{i=1}^m r_i} \quad \sum_{k=1}^n w'_k = 1 \quad k=1, 2, \dots, n \quad (11)$$

对已知事例中的每个特征权值 w_{ij} , 初始时可由领域专家根据经验与部件的故障间隔时间、相互关系等综合确定。同时为了使权重更加客观体现出故障发生频率对诊断结果的影响, 改变了以往权重不变的传统做法, 在一段时间的系统运作后(3个月为周期), w_{ij} 根据下式来更改:

$$w_{ij}^{\text{后}} = [1 + (\frac{\text{体现为 } j \text{ 特征的故障次数}}{\text{体现事例 } i \text{ 的故障次数}})_{\text{后}} - (\frac{\text{体现为 } j \text{ 特征的故障次数}}{\text{体现事例 } i \text{ 的故障次数}})_{\text{前}}] \times w_{ij}^{\text{前}} \text{ 且也满足 } \sum_{i=1}^n w_{ij} = 1 \text{ 的要求。}$$

3 专家系统的构建

3.1 基于关系数据库技术的专家系统

专家系统的核心是知识库与推理机, 其知识库的主要功能是对知识进行存储和管理, 而数据库则是对数据进行存储和管理, 因此功能相似, 处理对象则有所不同。专家系统的推理与数据库中的检索也相似, 都是匹配过程。以基于产生式规则的推理为例, 每次推理过程就是将输入事实与规则前提进行一次匹配的过程, 这种匹配过程在数据库中可看作是对规则的条件部分的查询检索, 而查询检索是数据库管理系统最基本的功能, 因此专家系统的推理机制在数据库中可借助检索功能实现。

3.2 系统结构框图与流程

设计的故障诊断专家系统的逻辑结构如图 1。

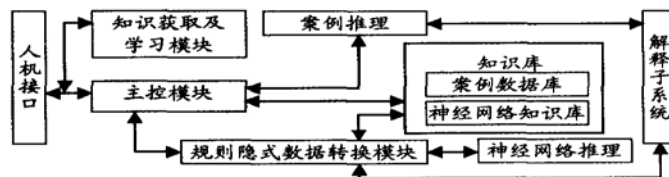


图1 故障诊断专家系统结构框图

专家系统的诊断流程如图2。

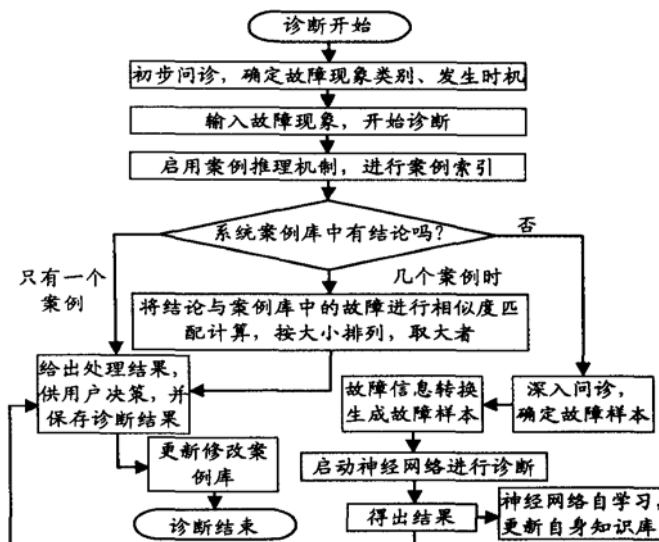


图2 专家系统诊断流程图

在诊断手段失败，不能得出诊断结果时，系统最后还准备了备份诊断问询方案，处理由于人为操作差错而引起的飞机某些零部件出现异常的情况。

3. 3 实例应用

根据上述设计思想，构建了一个简易的故障诊断专家系统原型，采用 FoxPro 构建主体，VC++构建神经诊断模块。其部分运行结果界面如图 3。该原型在诊断中采用预置文本和策略的解释方法，对诊断过程进行了解释说明，在实例诊断中，CBR 诊断搜索时间在十几秒之间，而神经诊断的时间就只在几秒范围(不包括训练时间)，因而在时间上满足要求。同时还有许多功能模块，如案例诊断日志记录、飞机各个子系统的功能原理故障树模块、系统数据库的管理模块、备份诊断模块等。

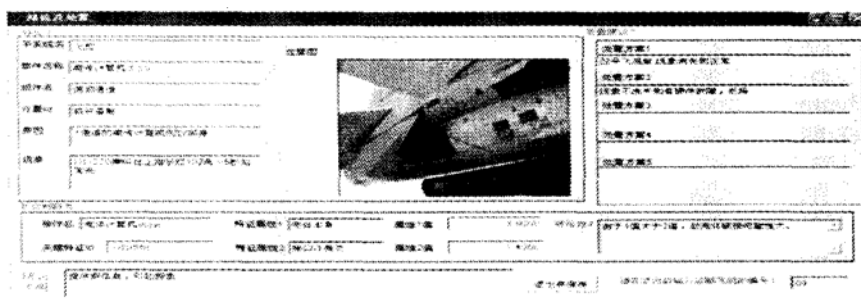


图3 故障结论及处置方案界面

4 结论

该模型不仅满足战机故障领域的诊断维修需求，而且模拟了维修专家的故障诊断能力，具有较强的适应性和综合性。该模型已在部队的实际飞行训练与维修中得到验证，具有一定的实用价值。（摘自《兵工自动化》2008，No.10）

飞机前座舱盖故障分析

徐志刚 傅国如 吕凤军

1 引言

一架飞机在飞行过程中发生飞掉前座舱盖的飞行事故征候。检查发现，前座舱盖应急锁开锁，左右应急抛盖作动筒活塞杆伸出，但应急抛盖手柄保险丝完好。抛盖薄膜活门撞针引发销未拔出，撞针引发销 0.5mm 铜保险丝完好，撞针在起始位置未工作。对抛盖薄膜活门进行分解检查，抛盖薄膜活门的衬套和膜片装配未见异常，膜片已经爆破，在抛盖活门壳体内找到 3mm 宽的圆环形残片。抛盖薄膜活门的膜片为厚度 0.1mm 的不锈钢薄膜，呈扁平圆盘状。应急抛盖作动筒工作，飞机应急抛掉前座舱盖。本文对膜片异常爆破的原因进行了分析和验证。图 1 为膜片在薄膜活门

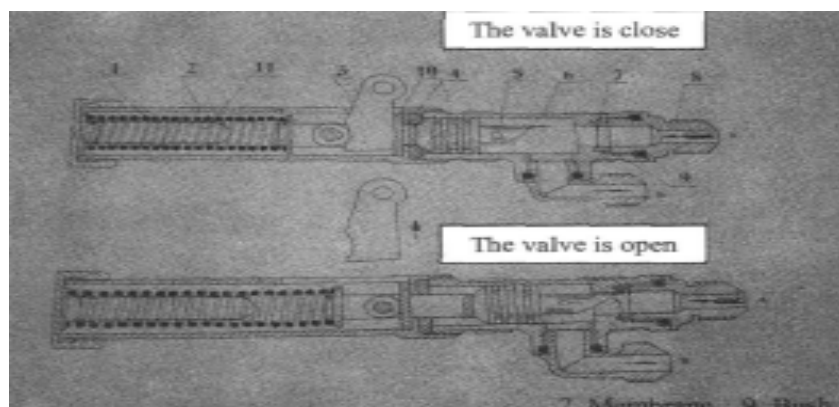


图 1 薄膜活门工作示意图

Fig 1 Sketch of diaphragm

2 试验过程与结果

2.1 膜片的宏观及微观检查

首次送检的 3 件膜片(1#为爆破膜片,2#和3#为新膜片)见图2。图纸规定膜片外圆为 $\Phi 12\text{mm} \pm 0.2\text{mm}$,内圆为 $\Phi 8.4\text{mm}$,高为0.8mm,对同心度没有规定。测量膜片尺寸,外圆为 $\Phi 11.9\text{mm}$,内圆为 $\Phi 8.4\text{mm}$,高为0.8mm,符合图纸要求。

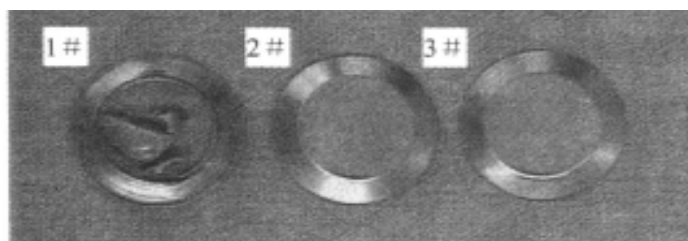


图 2 膜片的凸面

Fig 2 Convex surface of the membranes

检查 1 #膜片,发现膜片的凸面有两道明显的交叉压痕(图 3~图 5),两道压痕相交形成扁月牙型的压陷,破口的走向基本上是沿着第二道压痕的轨迹,此外压痕部位还有多条小裂纹,说明在高压冷气作用下,二次装配形成的挤压伤造成了膜片的爆破。破口的微观形貌是剪切韧窝,韧窝有明显的方向性,表明膜片爆破是由外向内,膜片爆破属于非正常破坏。

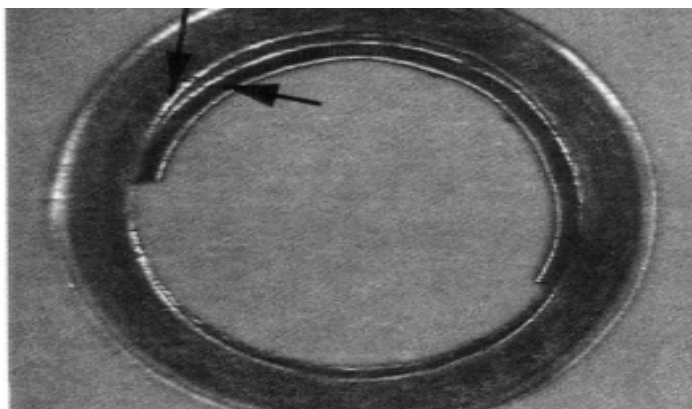


图 3 1#膜片凸面上两道交叉的压痕

Fig. 3 Two cross traces on convex surface of the broken membrane



图 4 1#膜片凸面上的压痕

Fig. 4 Traces on convex surface of the broken membrane

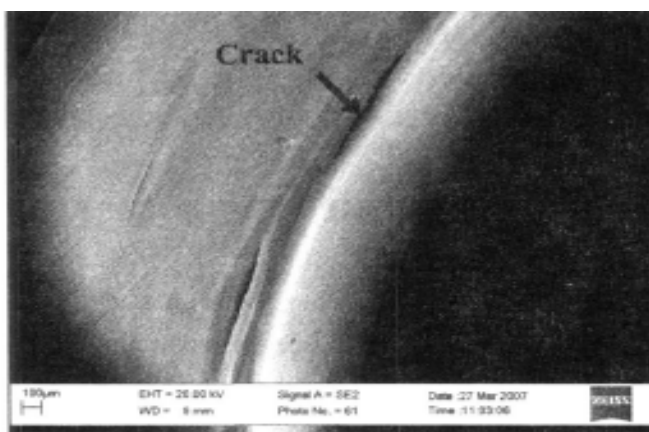


图 5 爆破膜片凸面压痕上的裂纹

Fig. 5 Cracks in the broken membrane

与 1#膜片相比，2#、3#膜片原始加工痕迹清晰，没有明显的划伤、凹坑等加工缺陷。

2.2 材质分析

膜片由 1Cr18Ni9Ti 不锈钢压制而成，用能谱仪对爆破膜片进行化学成分分析，确定膜片材料为 1Cr18Ni9Ti 不锈钢。用膜片残片磨制金相试样。观察结果表明，膜片金相组织正常，夹杂物含量不高。说明膜片的材质正常。

2.3 生产公司的图纸比较

制造抛盖活门的公司有两家，两公司间的活门壳体、衬套、膜片是通用的。根据两公司提供的衬套图纸完全一样；衬套 20° 凹锥面与 $\Phi 8.5\text{mm}$ 孔交接处为 $R0.3$ ， 20° 凹锥面粗糙度为 $6.3\mu\text{m}$ 。两公司膜片图纸略有差别：A公司的膜片 20° 凸面转角为 $R0.3^{+0.5}$ ，B公司的膜片 20° 凸面转角为 $R0.3$ 。可以看出，装用不同公司的活门产品，衬套与膜片的装配间隙略有差别。其中B公司生产的膜片 20° 凸面转角R为自由公差，衬套与膜片贴合度可能要差些。

2.4 膜片爆破的验证试验

用故障机前舱盖薄膜活门进行地面耐压试验，验证应急抛盖冷气系统是否漏气和薄膜活门膜片的耐压程度，同时进一步验证抛盖薄膜活门装用不同批次膜片后的工作情况。抛盖活门安装好后在试验台上进行试验时，冷气充至 6.86MPa ，膜片突然爆破。

为了进一步查清膜片爆破原因，又做了两次试验。第一次用故障薄膜活门重新装用新膜片(活门壳体和衬套均为原故障件)，冷气充至 16.17MPa ，膜片未发生破裂，第二次用故障薄膜活门壳体与 A 公司生产的活门衬套配合装新膜片，冷气充至 16.17MPa ，膜片未发生破裂。对比两次试验后膜片的压痕，发现两片膜片的压痕有所差异，怀疑故障薄膜活门原装衬套(B 公司生产) 有质量问题。

继续做五次耐压试验，第一次用故障薄膜活门壳体与原装衬套配合进行试验；第二次用新薄膜活门壳体与原装衬套配合进行试验；第三次用故障薄膜活门壳体与新衬套(B 公司生产) 配合进行试验；第四次用新薄膜活门壳体与衬套(A 公司生产) 配合进行试验；第五次用故障薄膜活门壳体与衬套(A 公司生产) 配合进行试验。五次试验均未发生薄膜活门膜片爆破。

通过上述验证试验，进行的八次地面耐压验证试验，只发生一次膜片爆破故障，说明薄膜活门膜片发生意外爆破的机率比较小，膜片发生意外爆破可能与一些偶然因素有关。

2.5 膜片和衬套的痕迹观察

膜片共发生两次爆破，即飞行中的爆破和验证试验中的爆破。在体视显微镜下和扫描电镜下观察在飞行中和验证试验中爆破的膜片、衬套表面痕迹。两膜片凸面上的压痕有明显的差别，飞行中爆破的膜片有两道相交的压痕，为扁月牙型压陷(图 3)；验证试验中爆破的膜片凸面压痕(图 6)，可见，膜片虽有其它压痕，但压痕浅而且与断口平行。将故障活门壳体、衬套和新膜片装配后进行的试验中，膜片未发生爆破，膜片上的压痕也与飞行中爆破的膜片压痕有明显差别，即浅压痕与正常压痕基本平行。其它验证试验中未爆破的膜片上都只有一道均匀的压痕，即一次装配时产生的痕迹(图 7)，未见异常。

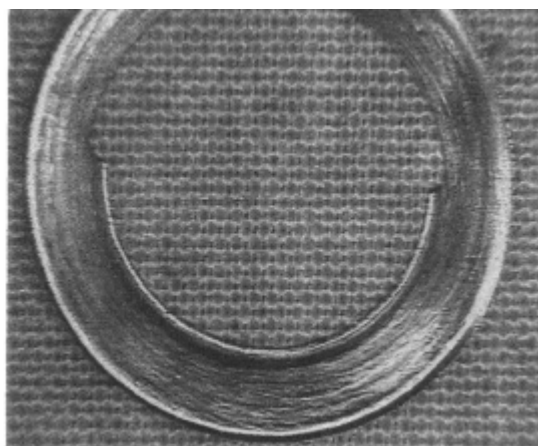


图 6 试验时发生爆破的膜片凸面压痕

Fig.6 Traces on convexity of the tested membrane

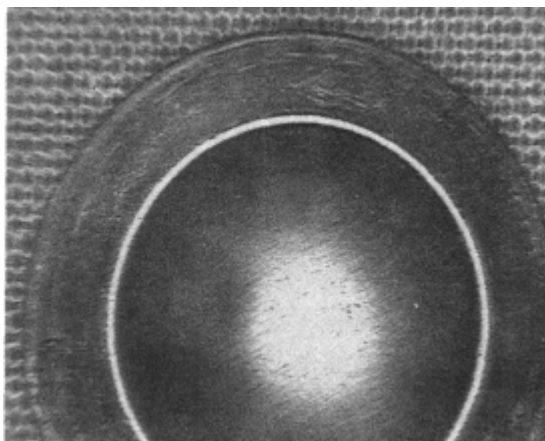
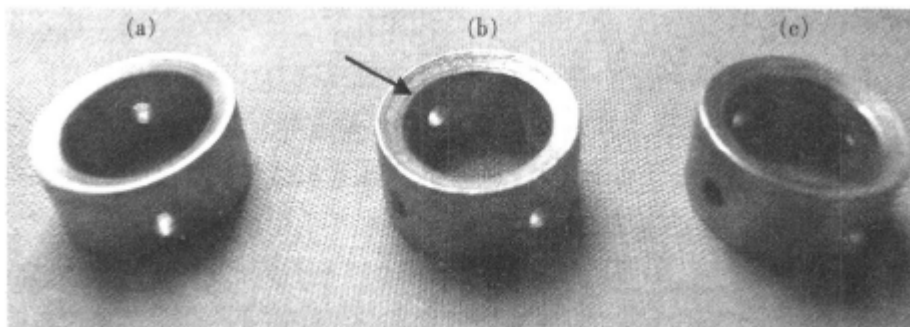


图7 膜片凸面正常的压痕
Fig.7 Normal traces of the membrane

上述试验说明膜片爆破具有很强的隐蔽性，即使膜片上有异常压痕，膜片也不一定发生爆破。但是有异常压痕的膜片，均使用了 B 公司生产的薄膜活门衬套。图 8 为两公司生产的 3 件衬套 20° 凹锥面外观，可以看出，A 公司生产的衬套 20° 凹锥面较光滑，中、右侧两件 B 公司生产的衬套 20° 凹锥面较粗糙。图 9 为薄膜活门爆破时用的衬套 20° 凹锥面 R0.3 形貌，在电镜下测量 R 值偏小，小于 0.2mm。衬套 20° 凹锥面 R 值小，相当于形成了一个尖角，这样的衬套与膜片装配时容易在膜片上造成挤压伤。



(a) Bush of company A (b) Failed bush of company B (c) Bush of company B
图 8 三件衬套 20° 凹锥面形貌

Fig 8 Concave surface appearance of three bushes



图 9 故障活门衬套的 R 角偏小

Fig 9 Transition angle of the bush is relative small

3 分析讨论

根据上述分析和验证试验结果,表明飞机发生飞掉前座舱盖的事故征候是由于抛盖薄膜活门的膜片异常爆破造成的,膜片爆破的主要原因是二次装配造成的挤压伤,使得膜片挤压伤处形成了应力集中,在高压冷气作用下膜片爆破,造成前座舱盖抛盖薄膜活门非正常工作,空中飞掉前座舱盖。

试验中爆破的膜片凸面痕迹与飞行中爆破的膜片凸面痕迹有明显不同,一个是压痕浅且与断口平行,另一个是有两道压痕且相交,为扁月牙型压陷。造成膜片两次爆破所使用的衬套均为 B 公司生产,该厂生产的衬套 20° 凹锥面加工的比较粗糙,与 $\Phi 8.5\text{mm}$ 孔交接处 R 角偏小,这些制造缺陷可以造成膜片的压伤,但压伤的程度不会太重,且不会形成扁月牙型压陷,在膜片上出现这种扁月牙型压陷只可能是二次装配产生的,所以说膜片二次装配所造成的挤压伤是造成飞机抛盖薄膜活门膜片异常爆破的主要原因,衬套的加工质量欠佳也是导致膜片爆破的原因之一。因此,在衬套的生产加工过程中重视材料及构件原始质量的评估至关重要。通过以上分析,建议在生产过程中杜绝薄膜活门膜片的二次装配,提高衬套和膜片的加工质量和精度,并检查同批次衬套 20° 凹锥面 R 角, R 角偏小或有尖角的一概更换,通过以上措施可以有效地预防类似故障的发生。

4 结论

- 1) 飞机发生飞掉前座舱盖的事故征候是由于抛盖薄膜活门的膜片异常爆破造成的;
- 2) 膜片二次装配造成的挤压伤是膜片爆破的主要原因;
- 3) 衬套的加工质量欠佳也是导致膜片爆破的原因之一。

(摘自《失效与分析》2008, No.3)

机场设备维修管理信息系统应用

陆延俊

机场的设备维修管理具有安全性和可靠性要求高、信息源广、类型多、处理复杂和统计量大的特点。传统管理模式由于处理速度慢,处理方式陈旧,其准确性、可靠性及经济性都大受影响,难以适应现代管理的需要。深圳承运航空油料有限公司是为深圳机场提供航空油料的中外合资企业,负责航空油料的收、储、输、加等工作,主要设备有百余台(套),设备原值达 1.3 亿元。为了实现零事故、零污染和零伤害的目标,公司采用以状态监测为基础、预防维修为手段、可靠运行为目的的维修策略,强调要以设备的可靠性、安全性、经济性和设备故障后果作为建立维修管理系统的主要依据。根据对设备设施维修管理的需求分析,运用网络数据库技术,设计了基于 B / S / D 模式的设备设施维修管理信息系统。

一、维修管理思路

以可靠运行为目的的设备维修管理,是以后果评价作为维修方法选择的依据,综合了故障后果和故障模式的有关信息。以运行可靠性和经济性为出发点的维修管理模式,是不断地对机场设备提出和解决以下问题的维修决策过程。

(1)熟悉 IATA(国际民航运输协会)、国家民航局及国际国内同行业对机场设备的功能及其相关性能标准及检查、测试、清洗、保养周期,国际周内不同机型的保障需求。

(2)国际国内机场设备出现过哪些事故,在什么情况下设备不能安全、可靠地完成航空器的保障任务。

(3)分析引起机场设备的各类故障原因,确定设备失效形式。

(4)分析设备故障发生时对机场运行的影响程度。

(5)故障后果是否在可承受的范围内,会给机场和社会带来什么影响。

(6)对潜在故障通过在线或周期性的故障检查来寻找,并使用强制性的维修。

(7)对危害安全的故障使用强制性的预防维修方法,其他故障则根据经济合理性来决策使用何种维修方式。

(8)如果没有可以使故障灾害降低的维修方法,找不到适当的主动预防措施,则采用技术改造、重新设计和改装的方式解决。

二、系统设计目标

以可靠运行为目的的维修管理信息系统所要达到的目标,主要是根据 IATA、国家民航局及国际国内同行业对设备功能及相关性能标准,综合设备故障后果和故障模式的有关信息,以后果评价作为维修方法选择的依据,以运行可靠性和经济性为出发点的维修管理模式,实现设备维修管理的规范化、数字化,提高各种数据、信息的利用率和可靠性。详细掌握设备信息,积极减少设备故障,提高设备完好率,减少维修费用。为实现设备维修管理现代化,提供各种设备信息的输入、修改、分析、统计报表和系统维护等功能,解除大量繁琐的手工劳动,提高工作效率,实现设备维修动态管理,促进设备维修管理方式的转变和管理水平的提高。

1. 提高设备的可靠性

通过维修管理信息系统对设备的故障进行统计和分析,一方面能发现设备的故障规律,可以较准确地制定出检修周期,减少过分维修和维修不足,增大设备在使用中处于正常状态的概率。另一方面,由于预防维修计划可由计算机提前输出,因而能尽可能将维修安排在生产间歇期进行,从而提高了设备的可靠性和利用率。

2. 充分发挥维修人员的工作效率

充分发挥维修人员的工作效率,节省人力资源。运用编制作业计划,可使全年的维修作业量达到平衡,较好地避免了忙时人力不够,闲时人力过剩的现象。另外,管理信息系统能对每个作业人员的有效工时进行统计,管理人员能全面掌握维修力量的使用情况,充分发挥维修人员的积极性,从而提高工作效率。

3. 适时控制达到可靠运行的结果

适时对作业进行控制,达到设备可靠运行的目的。运用维修管理信息系统,可以代替人工对大量数据进行统计,迅速正确地制成各种报表,如工作进度汇总、材料资金汇总等。通过这些报表,管理人员随时都能掌握维修作业进展情况、质量情况、设备状态和消耗情况,通过对维修过程进行适时的控制,以达到最优的结果。

4. 缩短维修时间

缩短维修时间,提高维修质量。对重要的维修作业或复杂的维修作业,建立作业指导书管理系统,做到规范化、标准化,从而保证了安全,提高了维修质量,缩短了维修时间。

5. 提高技术资料的管理效率

提高图纸、资料保存和查阅效率。在维修管理信息系统中,所有的资料、图纸都归类编号存档。在需要查询时,能方便地查阅任何一份资料。而且,由于采用信息系统管理,避免了资料信息丢失。

6. 合理库存配件

由于维修计划是事先生成并按时提示,计划人员能较准确地掌握备件消耗规律、订货数量和订货周期,使备品配件的库存量也更加合理,在保证维修需要的前提下,提高流动资金的使用率。

7. 实现监控和维修管理一体化

状态监测技术在设备管理中应用越来越广。运用维修管理信息系统,可将监控回路直接与维修管理系统连接,当设备的技术参数,如油泵的振动和温度、过滤器的压差、油的流速和流量等超过预先设定的数值时,系统发出报警信号通知维修人员,实现监控和维修管理一

体化。

三、系统功能模块

为使维修管理系统能反映出整个维修活动过程，因此把整个维修活动按其基本特征分成了 7 个功能模块：即维修计划管理模块、故障管理模块、维修资源管理模块、配件管理模块、统计分析模块、合理化建议模块和系统管理模块，各模块间相互连接(图 1)。

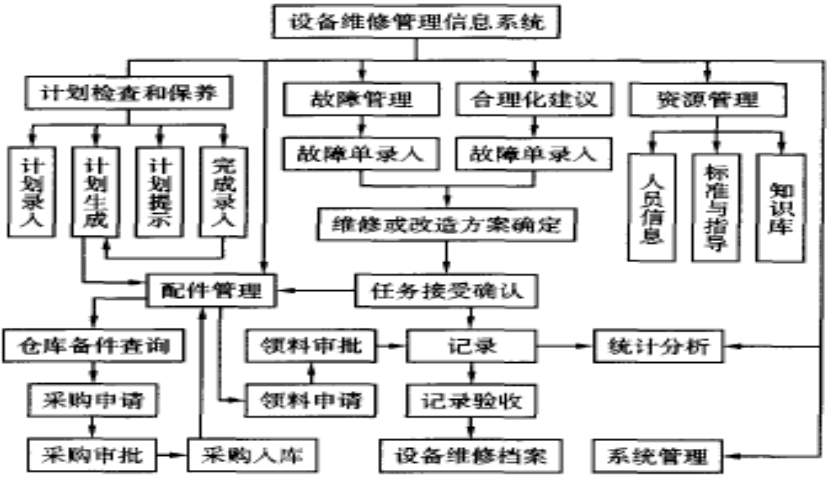


图 1 设备维修管理信息系统框图

1. 维修计划管理模块

(1)维修计划编制。此功能的目的是通过信息系统实现编排维修作业计划和进行作业控制，根据设备的行业标准、使用手册和本单位的实际经验，给每台设备都制订了强制性周期检查、测试、试验、保养计划、小修计划、中修计划和大修计划。该功能是对这些计划进行录入、修改、删除、预先提示和查询，以帮助管理者和维修人员能根据需要随时查询和完善计划。计划录入的主要内容有维修设备名称、部件、检查内容、周期、具体时间以及要求等。

(2)完成录入。当维修人员完成计划项目时，将检查、测试、试验、保养、修理等情况在系统中完成录入，系统将按制定的周期自动更新维修计划。

2. 故障管理模块

此功能主要有设备故障单录入、维修方案的制定、维修审批和任务分配、维修任务的接受确认、维修记录的填写及验收等。

当发出的维修单，维修任务没有完成或没有执行而未能反馈回信息时，维修指示就不能复原。使管理者能方便的检查出维修工作是否按时完成，达到有效控制维修工作的目的。

维修信息反馈是将维修任务的完成情况，如技术参数记录、实际工时数、意外情况、配件材料消耗等信息录入在格式化的维修记录中，维修记录经验收后自动存入设备维修档案，同时显示出维修任务完成信号。具备查询功能，可查询一项维修单，也可查询统计某一时段内各种维修类型、各种设备系统及每台设备的维修单。

通过对各类故障分别以时段或以设备类型进行统计分析，找出产生故障的关键点，进一步优化维修计划。对找不到适当措施来消除的故障，则采用技术改造、重新设计和改装的方式解决。

3. 合理化建议管理模块

此功能主要有合理化建议的录入提交、合理化建议的评审、任务的分配、完成记录、验收和归档等。

4. 维修资源管理模块

(1)设备技术资料管理。建立图纸、技术资料基本信息库，将设备的各种相关信息进行集

成, 实现各功能间信息共享。能在整个设备维修信息系统中方便、快捷地查找出某台设备、某个零部件有关维修作业的信息, 并按单台设备建立详细的档案。

(2)维修人员管理。建立维修人员的基本情况、培训情况等信息档案, 实现动态管理。

(3)设备完好标准的录入、修改和查询。

(4)维修作业指导书的录入、修改和查询。

(5)为把公司建设成知识型、学习型企业, 系统建立了知识库, 把员工的实践经验以及公司的操作规范、中外同行的维修案例等加以总结、归纳、分类和汇集。

5. 备品配件管理模块

此功能主要是对库存备品配件进行控制, 以保证设备维修时对备品配件的需求。设计合理的备品配件库存量, 对备品配件出入库、备件合同、备件清单等实现系统管理, 根据设定的最低库存量自动提出备品配件购置、制造计划。

(1)根据设备维修计划, 制定合理的配件、材料库存计划, 实现库存动态管理。

(2)材料入库处理, 主要是对设备维修时所需备件、材料根据采购清单进行的数据输入、修改和删除等操作, 其数据内容包括材料(备件)的型号、图号、单价、材料单号、入库日期、厂家等。数据按一定格式录入。如名称、编号、分类号、最低储量、最高储量、单价、库存位址代码等输入到数据库中。

(3)材料出库处理是根据出库单对库存材料数据进行处理, 在进行数据录入时, 数据参数主要包括编号、名称、型号、数量、日期、领用部门等。

(4)库存查询是通过库存材料的编号、名称或型号代码, 查询库存数量及出、入库记录中的信息。打印出满足要求的库存材料明细表。

6. 统计分析模块

系统为管理者提供决策方面的数据支持, 准确迅速地为相关部门提供各种可靠的设备维修统计数据。对各类设备信息做到在选定的范围内进行统计, 使管理者能及时掌握设备运行情况, 对设备进行动态管理。

(1)对各类故障进行统计分析, 为制定维修方式、技术改造、重新设计和改装等提供依据。

(2)设备完好率统计。能根据停机时间统计选定时间内的设备完好率。

(3)对完成的各类(机械、电气、仪表等)各种(预防、改善、紧急维修等)维修的工时、维修次数进行汇总统计, 实现维修控制和维修分析的功能。

(4)维修费统计。能统计出某部门的设备维修费用汇总表, 还可统计出某台设备的维修费用汇总表, 实现公司或某部门的各类维修(预防维修、故障维修和事故维修)费用结算及主要设备各类维修费用结算。

(5)经济效益分析。能对公司或某部门主要设备的费用、折旧费、维修费及经济效益进行统计分析。

7. 系统管理模块

系统管理模块实现了系统信息的维护、人员权限设置、密码更改等功能。

四、系统实现与管理

1. 系统实现

维修管理信息系统是为了优化公司维修业务流程, 规范公司内部运作, 提高工作效率, 降低运作成本而专门针对具体要求开发的。系统采用 B / S / D 三层构架, 既考虑了客户端用户使用的方便性和直观性, 同时又考虑到了系统的健壮性、移植性和安全性。客户端采用浏览器, 实现数据的录入、查询和打印。代理服务器使用基于 WINDOWS 2000 的 IIS 服务器, 具有稳定、可靠和能处理高密度请求的优点。网络数据库采用 Sql Server2000, 具有安全性高、性能稳定、处理速度快、使用简单、可扩展性强等特点, 实现与 Internet 和 Windows 操作系统的无缝集成, 以及在整个网络中保证数据信息的完整性和一致性。代理服务器使用

ADO 驱动与数据库系统连接,实现 SQL 语句功能网络操作系统在 Windows2000 中的应用。Wvb 开发利用 ASP 技术,ASP 包含了 VBScript 引擎,使脚本可直接嵌入 HTML 中,而且可通过 ActiveX 控件实现更强大的功能。

系统软件主要有服务器和客户端使用操作系统(Windows2000、Windows 2003, Windows XP 和 Windows VISTA 等)、公司防病毒软件(Symantec AntiVirus)和各种支持软件(SQLSERV—ER、VPN 拨号软件、系统监视软件等)。

2. 系统管理

为保证维修管理信息系统能正常运行,保证数据的安全,公司员工可根据自己的工作职责申请使用维修管理信息系统相应功能模块的权限。系统具备维修管理信息系统的维护及使用权限的审批流程。

五、系统特点和效果

- (1)提高了维修业务数据处理速度,提高了工作效率。
- (2)规范了公司维修业务流程,为实现设备可靠运行提供了有力支持。
- (3)提供了预警和一定的数据分析功能。
- (4)减少了人为失误,避免了漏检、重检等差错。
- (5)把设备改造、技术进步和合理化建议管理纳入信息系统。
- (6)把各种维修资源纳入系统管理,建立知识库,为建设知识型、学习型企业提供支持。

深圳机场承运航空油料公司自设备维修管理信息系统投用以来,实现了对设备维修过程的科学管理,设备完好率保持在 99% 以上。在业务量增加 200%、关键设备增加 100% 的情况下,维修人员只增加了 30%,设备安全可靠运行,公司连续 15 年实现零事故、零污染、零伤害的目标。

六、结束语

随着机场设备自动化程度的不断提高,用于设备维修的数据信息量越来越大,相互关系越来越复杂,单凭人工判断是很难做出正确决策的。只有借助于信息系统对大量信息迅速准确地进行处理,才能提供决策的依据,实现设备可靠运行的目的。(摘自《设备管理与维修》2008, No.10)

航空发动机高压涡轮盘辐板裂纹分析

郭勇 蔚夺魁 齐野

1 引言

航空发动机高压涡轮盘在使用后进行大修,对涡轮盘进行荧光检查,显示在涡轮盘辐板与封严臂根部转接 R 处存在裂纹。该涡轮盘材料为镍基高温合金,工作时间累计超过 1000h。发动机在使用过程中未出现异常。

本文对开裂涡轮盘的尺寸、加工工艺进行了检查,对断口进行了宏观、微观检查;采用有限元软件,对涡轮盘辐板和封严臂根部转接 R 处进行了应力分析和寿命评估,并进行了实物件在试验器上的模拟试验,实现了故障再现。在上述试验的基础上,确定了断裂性质,分析了裂纹形成的原因。

2 试验过程和结果

2.1 断口观察

涡轮盘的荧光检查结果表明,裂纹沿涡轮盘辐板与后封严臂转接 R 处的圆周分布,分布范围约占圆周的 3/4,裂纹不连续。

将裂纹打开,在扫描电镜下对裂纹断口进行观察(图 1)。裂纹起源于涡轮盘表面,多条裂纹各自起源,表现在整个圆周裂纹的断口为多源特征,源区较粗糙,为疲劳特征;裂纹源区未见明显的冶金缺陷。

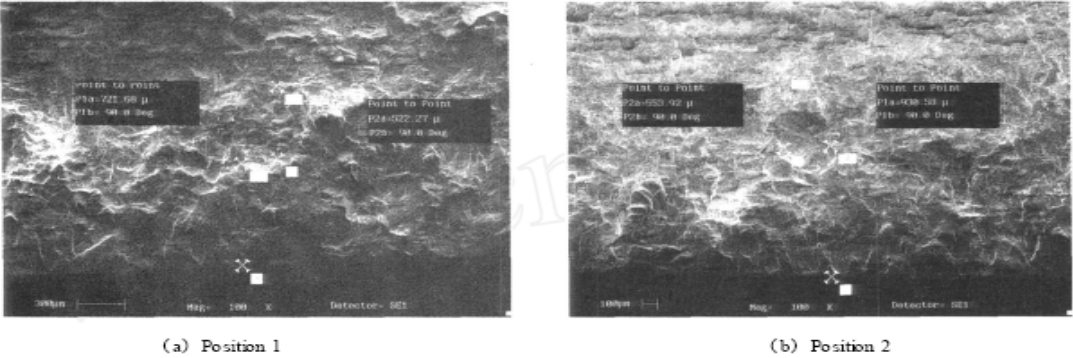


图 1 断口形貌

Fig 1 SEM micrographs of the fracture surface

2.2 尺寸检查和性能测试

对开裂涡轮盘各部位进行外观尺寸检查,各关键尺寸均符合设计要求;裂纹附近亦未见明显的加工缺陷。对涡轮盘材料进行了化学成分分析,结果表明,其化学成分符合标准要求;在故障件上取样进行了室温和高温下的力学性能测试,试验结果均满足标准要求。

3 应力分析和故障再现

3.1 应力和寿命分析

涡轮盘在飞机飞行状态改变时所承受的离心力最大,此离心力为涡轮盘承受的主要应力。此外,由于涡轮盘的热容量大,轮盘的轮缘和轮心间的温差最大,在辐板与后封严臂转接 R 处会产生较大的热应力,在对涡轮盘进行应力计算的过程中,亦考虑了热应力的作用。

涡轮盘辐板与后封严臂转接处的应力计算结果见图 2。结果表明,轮盘辐板与后封严臂转接 R 处由于应力集中系数较大,该位置的全弹性应力计算结果高达 1500MPa 以上。计算结果表明,该位置的主应力方向基本与径向重合,与圆周分布的裂纹相互垂直。可以判断,该主应力即为导致涡轮盘辐板与后封严臂转接处形成周向裂纹的主要应力。

根据该发动机的载荷循环谱,对该涡轮盘进行了低周疲劳寿命计算分析,结果表明,涡轮盘后封严臂和辐板圆角过渡处对应 02MAX20 的低周疲劳寿命为 3900 次循环,寿命储备较低,即在 3900 次循环后,就存在低周疲劳开裂的可能。

3.2 故障再现试验

选用已经在外场使用了 900h 左右的两个涡轮盘进行故障再现试验,以发动机在瞬态历程中单循环损伤最大时刻的轮盘状态作为基准循环,再综合考虑试验状态与发动机工作状态之间的差异以及构件寿命散度等因素,制定试验参数,在旋转试验器上完成了低周疲劳试验。

两涡轮盘在分别完成了 1800 次、2050 次试验器循环后的检查中未发现裂纹,之后分别在补充试验进行完 1000 次、380 次后分解,着色和荧光检查结果发现封严臂根部有裂纹显示。两涡轮盘上的裂纹的宏观特征与故障涡轮盘相同,均位于涡轮盘辐板与后封严臂根部的

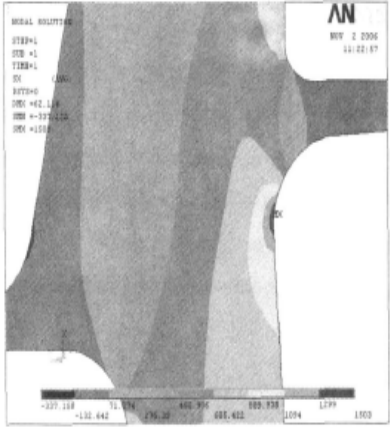


图 2 高压涡轮盘局部径向应力分布

Fig 2 Stress distribution in the radial direction of the turbine disk

转接 R 处, 沿周向分布, 不连续。

故障再现试验中开裂的涡轮盘表面裂纹的宏观形貌基本相同(图 3), 可见裂纹走向与加工刀痕一致, 但裂纹位置的刀痕深度与其它位置相比并无特殊性。打开裂纹, 在扫描电镜下对断口进行观察。两涡轮盘上的裂纹断口特征分别见图 4a、图 4b。可见裂纹起源于涡轮盘表面, 裂纹打开后断口相连接, 总体上亦呈多源特征, 源区较粗糙。断口可见明显的疲劳条带, 其开裂性质与故障涡轮盘裂纹性质一致。

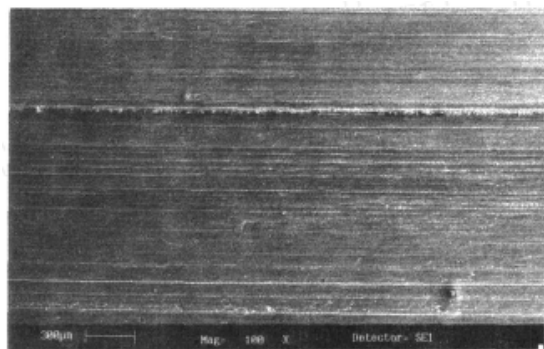
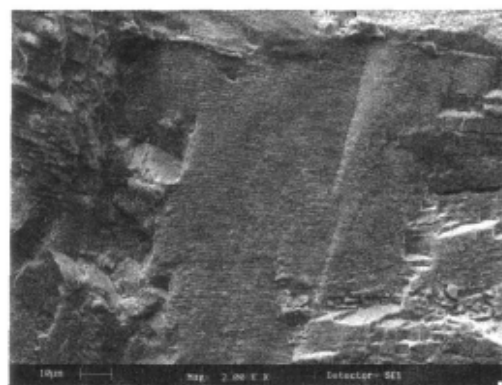
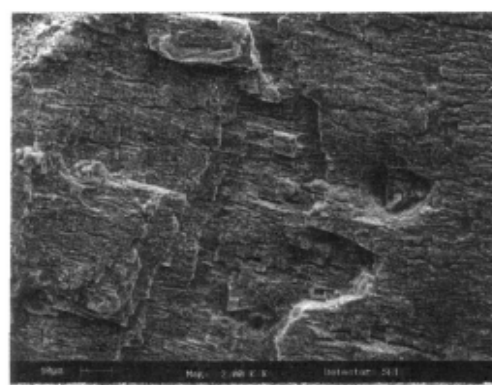


图3 裂纹沿涡轮盘周向开裂形貌

Fig.3 Appearance of the cracks in the circumferential direction



(a)



(b)

图4 故障再现试验中开裂的涡轮盘裂纹断口形貌

Fig.4 Micrographs of the fracture surfaces of the cracked disks used in the simulation tests

4 分析与讨论

4.1 裂纹性质分析

试验结果表明, 该涡轮盘的化学成分和常温、高温力学性能均符合标准要求, 外形尺寸亦符合图纸要求, 且开裂源区未发现明显的冶金缺陷, 说明涡轮盘不存在明显的质量缺陷; 发动机在使用过程中未出现异常, 各项参数正常, 未发生超温、超转, 亦未发生较大的振动, 可排除因发动机使用不当或操纵失误导致的异常裂纹出现的可能性。

故障涡轮盘上的裂纹位于涡轮盘辐板与封严臂根部的转接处, 分布约 $3/4$ 圆周, 裂纹不连续, 各裂纹各自起源, 且裂纹源区粗糙, 为典型的大应力起源特征; 裂纹断口可见疲劳特征, 因此, 可以判断故障涡轮盘上裂纹的性质为大应力低周疲劳开裂。

4.2 裂纹形成原因

从应力和寿命计算结果看, 由于应力集中系数较大, 涡轮盘辐板与后封严臂转接处为应力最大的位置, 是涡轮盘最容易萌生裂纹的部位之一; 同时, 根据应力计算结果计算所得的低周疲劳寿命结果看, 该材料的涡轮盘在此应力下工作, 该位置的低周疲劳寿命仅为 3900 次循环。也就是说, 在 3900 次循环后, 涡轮盘辐板与后封严臂转接处即会发生低周疲劳开裂。这说明故障涡轮盘工作 1000h 后, 辐板与后封严臂转角位置产生裂纹有其必然性, 模拟试验亦证明了这一点。

4.3 改进措施

涡轮盘辐板与后封严臂转接 R 处发生低周疲劳开裂, 主要是应力水平较大, 寿命储备低。因此, 一方面应在不影响涡轮盘功能的情况下, 增大该位置的 R 值, 以降低该位置的应力集中系数, 进而降低该位置的应力。另一方面, 在可能的情况下, 提高涡轮盘的疲劳性能, 增强其抗疲劳能力。

5 结论

故障涡轮盘辐板与后封严臂转接处的裂纹性质为低周循环疲劳开裂, 该位置的疲劳应力过大是开裂的主要原因。(摘自《失效分析与预防》2008, No.8)

涉及飞机油料调节器的加油事故

陈荣江 吴坚

前言

2001 年 9 月 5 日在美国丹佛机场, 一架英国航空公司 (BA) 波音 777 飞机在加油期间, 加油胶管从飞机上脱落。航空油料喷溅到尚未冷却的飞机发动机。起火燃烧, 最终导致毁灭性的加油事故和火灾 (见图 1)



图 1 2001 年 9 月 5 日在美国丹佛机场飞机加油事故, 受到损坏的英国航空公司波音 777 飞机和被烧毁的加油车

胶管接头从飞机上脱落。由于加油胶管的活门处于开启状态, 继续有油料流出; 同时由于飞机发动机外表温度很高, 尚未冷却下来, 导致发生火灾。该事件促使英航对其旗下的所有波音 777 飞机的油料调节器进行检查。

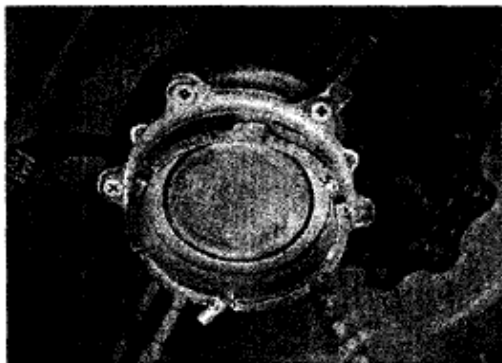


图 2 飞机油料调节器上损坏的 3 个卡齿

2003 年 8 月 6 日在美国乔治亚州亚特兰大机场, 英国航空公司 (BA) 的波音 777 飞机在加油期间, 发生了加油胶管从飞机上脱落事故, 大约泄漏了 2—5 加仑的燃料, 造成飞机延误和航空公司的补偿损失。

1 事故调查

对两起事故的调查, 由美国全国运输安全委员会 (NTSB)、美国联邦航空局 (FAA)、英国航空公司 (BA) 和相关的机场当局组织进行。调查的结果显示, 第一起事故的原因是由于飞机左翼舷内油料调节器法兰的 3 个卡齿失效 (见图 2), 在加油过程中由于无法承受压力并且断裂, 导致加油

胶管接头从飞机上脱落。由于加油胶管的活门处于开启状态, 继续有油料流出; 同时由于飞机发动机外表温度很高, 尚未冷却下来, 导致发生火灾。该事件促使英航对其旗下的所有波音 777 飞机的油料调节器进行检查。

第二起事故。调查显示当连接上加油胶管接头时, 加油平台不能完全降下来。可能是当飞机加油时, 加油平台的位置较低; 或当再次提高加油的压力时, 加油胶管被拉紧和被突然猛拉所导致加油胶管接头的脱落。油料调节器的卡齿断裂, 加油胶管接头脱落到地上。由于加油胶管的活门处于开启状态, 继续有油料流出, 直至呆德曼启动工作, 停止加油。进一步的调查显示。只有把加油车停在完全合适的位置时, 在连接上加油胶管的状态下, 加油平台才能够完全降下来。该管线加油车是由美国

BOSSERMAN 航空设备公司以 ISUZU 公司的轻型底盘为基础生产制造的。刚投入使用 2 年多。该飞机加油员已经有 29 年的加油工作经验。加油员为了从地面上实施加油操作。要降下加油平台。但是加油平台由于加油车的位置和加油胶管的长度等原因，不能完全降下来。加油员尽可能地降低加油平台，然后通过小梯子从加油平台上下来。经过对飞机加油调节器进行的金属测试显示，表明该调节器的 3 个接片由于负载过重，已经断裂。

同时调查结果还显示。在第一起事故中可能由于加油车停放的位置不正确，导致胶管悬挂在加油平台的外面。当加油平台降低时使胶管被侧向拉伸。在第二起事故中，首先加油车停靠位置不佳，其次加油车加油胶管的长度刚刚只够连接到飞机加油口上，所以当平台完全降下时，导致事故的发生。对于每一起事故，没有发现唯一的原因。

2 改进措施

针对以上两起飞机加油事故，英航(BA)于 2003 年 9 月 1 日发布了《涉及所有型号飞机的飞机加油更新通告》(第 03—07 期)，从航空公司的角度，在总结并汲取事故经验教训的基础上提出了改进的关于所有飞机型号加油的建议和修改方案。主要包括：

(1)在将加油胶管接头连接到飞机上之前，应检查飞机加油调节器的情况，确保其接片没有损坏或缺少。调节器没有受到任何污染。

(2)加油胶管接头连接到飞机上开始加油后，应检查所有的连接处，确保没有明显的油料泄漏。

(3)在加油的同时，无论如何都不能移动加油平台。如果需要通过升高或降低加油平台来实施加油作业。任何时候都应该停止加油作业。

(4)只要有可能，应由加油员在地面上，不要在加油平台上操作加油服务。

(5)在加油胶管仍然连接在飞机的情况下，当加油车的加油平台位置较低时。不允许加油胶管被拉紧。

(6)只要有可能，应关闭加油车的发动机。

(7)任何时候所有的飞机加油员，应确保执行这些安全预防措施。

另一方面，国际航空运输协会航空油料工作组(IATA AFWG)(备注：中国航油是 IATA AFWG 的正式成员)、国际航空运输协会航空公司油料质量联盟(IATA FQP)和国际航空油料公司联合检查集团(JIG)成立了专题工作组对事故进行研究，在事故调查报告和英航(BA)通告的基础上，提出了改进的飞机加油程序，2004 年 6 月 JIG 发布安全技术通告(备注：JIG 检查集团由 ENI、Kuwait Petroleum、BP、Shell、Chevron、Texaco、Statoil、ExxonMobil、和 Total 等航空石油公司组成，中国航油是其成员之一)。

JIG 发布该期《JIG 安全技术通告》的目的，是为了说明和更新在 JIG 技术文件中推荐的各种类型飞机翼下加油的程序。同时，中国航油也已经在中国境内执行该程序。主要包括：

A、加油程序——对飞机油料调节器的检查在 JIG《飞机加油服务》技术文件中飞机加油详细程序基础上，还应采取以下措施：

(1)在连接加油车加油接头之前，应检查飞机油料调节器，确保其处于完好状态，接头卡齿无丢失或损坏、无受到污染的迹象。对于缺少接头卡齿的调节器，不能连接作业。

(2)如果发现飞机油料调节器破裂或有明显的磨损迹象，应通知航空公司的代表；在航空公司代表确认该调节器的状况是可以接受之前，不能进行加油作业。

(3)在 q 连接上加油接头之后并且开始加油之前，转动接头手柄到锁定位置，打开提升驱动活门。通过转动处于锁定位置上的接头手柄，检查飞机油料调节器的连接是否安全牢固。

(4)开始加油以后，检查加油接头与飞机油料调节器的连接情况，确保加油无滴漏。

(5)在每次加油作业的最后，应再次检查飞机油料调节器，确保没有明显的损坏和受到污染的迹象，或丢失接头卡齿；发现任何损坏应通知航空公司的代表。确保飞机油料调节器处于完好状态，以及对损坏的进行适当维护，这是航空公司的责任。

参见如下磨损严重的飞机油料调节器示例如图 3 所示。



图 3 严重磨损的调节器
—注意周边狭槽

一旦连接上平台胶管，胶管应从飞机加油口的位置上自由垂直悬挂。

(4)在 JIG1《指南》6. 5. 1(g)条款中要求，对于通过从加油车平台到达飞机加油口的地方，在加油期间不能升降平台；如果有可能，加油员应在地面，而不是在加油平台上控制加油作业。（摘自《民航科技》2008，No. 5）

B、使用加油车平台胶管的加油程序

(1)损坏飞机油料调节器接头卡齿的一个可能原因是，当降低加油平台时由于加油平台胶管被拉紧，导致下坠的拉力增大。另外，侧向压力也能损坏飞机油料调节器。

(2)加油车的停放位置，应确保飞机加油口直接处于加油车平台的上方。

(3)在 JIG1《指南》6. 2. 2(e)条款中要求，当将加油车平台胶管连接到飞机油料调节器时。不能施加任何的侧向压力。一

某系列飞机机翼油箱输油系统故障分析

马建铎 陈群志 田中笑

机翼油箱输油系统是飞机燃油供应系统的重要组成部分，当其发生故障时不仅会导致飞机可用燃油量减少，造成续航时间大幅度缩短，而且一旦飞行员发现后处理不及时很可能还会酿成飞行事故。近年来某系列飞机机翼油箱系统多次发生了不输油的故障，不仅严重影响了飞机正常训练，而且对飞机安全飞行构成了较大的威胁。文中针对该故障的原因和特点进行了深入分析，并提出了预防措施。

1 机翼油箱输油系统的工作原理

某系列飞机机翼油箱输油系统的工作原理可归纳为：发动机工作时六级压气机产生的增压空气经四通三接头后分成两路，第 1 路供给增压气瓶以满足液压油箱增压的需要，增压气瓶与沉淀器相连可以排出一部分来自增压管路的冷凝水；第 2 路经机翼油箱增压单向活门和机翼油箱地面增压接头后给机翼油箱增压，该接头为三通管接头，内有一个 $\phi 2\text{mm}$ 的限流孔。

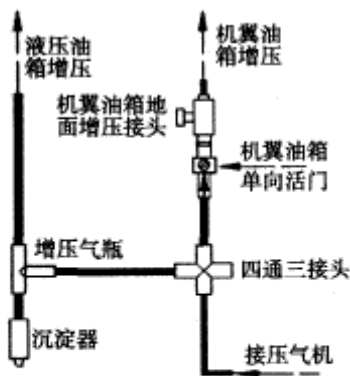


图 1 机翼油箱输油系统工作原理示意

Fig. 1 Sketch diagram of the work principle of the wing fuel tank oil transmission system

2 机翼油箱输油系统故障现象及排除过程

下例为某系列飞机机翼油箱系统的故障现象和排除过程。

2006 年冬季，1 架 A 型飞机在第 1 个飞行起落中飞行员报告第 3 油泵信号灯提前亮，飞机提前返航。地面检查分析结果表明，该故障是由于机翼整体油箱输油系统不能正常工作，导致第 3 组油箱提前向第 2 组油箱输油。该故障的排除过程归纳如下。

1) 机务人员拆下机翼油箱增压安

全活门和输油通气活门后进行密封性校验，密封性良好，活门起始打开压力符合规定。

2) 按照规定程序对机翼油箱输油系统进行检查，机翼整体油箱增压装置、耗油量表、油泵信号灯、以及油箱储油量均符合规定、油箱输油系统工作正常。

3) 安装机翼油箱测压表和机身油箱测压表后进行地面试车检查。发动机在正常工作状态下，机翼油箱输油系统异常，再现空中出现的故障现象。分析表明，地面试车环境与飞机在空中飞行的环境条件有较大差异，主要体现在：机翼油箱地面增压接头在机翼油箱增压单向活门之后，而地面增压检查其工作时，燃油系统地面增压检查仪的供压管路接在三通管接头上，因而地面做输油检查，不能发现该活门故障。

4) 从飞机上拆下机翼油箱增压单向活门，进行分解检查发现，板式活门与活门座冻结，并有锈蚀现象。

5) 更换机翼油箱增压单向活门，经地面试车检查，机翼油箱测压表指示压力接着试车，耗油量表及油泵信号灯工作正常，故障排除。

3 机翼油箱输油系统故障原因

根据机翼油箱出现输油故障的现象和分解检查机翼油箱输油增压系统发现的问题，笔者认为引起该故障的原因可归纳为如下两方面。

1) 气候环境方面的原因。该架飞机飞行前一天，按照飞机维护规程完成了地面试车的特定检查工作。当日气温回升，冰雪融化，空气湿度大，致使增压管路中产生了大量的冷凝水并凝结在活门内部。第2天飞行时，气温突然下降，飞行前进行暖机时，机务人员没有安装机翼油箱测压表检查机翼油箱增压压力，因而故障未能及时发现。

2) 机翼油箱增压管路结构方面的原因。该系列飞机机翼油箱增压单向活门安装在左起落架舱后侧中部，虽然通过连接在四通三接头一侧的沉淀器可以排出一部分来自增压管路的冷凝水，但由于该管路结构设计存在缺陷，积聚在管路中的水气不能排除干净。随着使用时间的增加，残留在管路中的水气引起活门锈蚀，导致其工作不正常，再加上气温下降时使活门冻结，增压空气无法打开活门向机翼油箱增压。由此可判断，机翼油箱增压单向活门冻结和锈蚀是导致这起故障的主要原因。

4 机翼油箱输油系统故障特点

近年来，某系列飞机机翼油箱输油系统出现了多起类似故障，属于该系列飞机常见的故障之一。为此，笔者进行了大量的分析，其主要特点归纳如下。

1) 输油通气活门不密封。该活门被尘埃、油污等异物卡在打开位置或者活门薄膜破裂，虽然控制管路压力正常，但不能将活门关闭，机翼油箱的增压空气经活门与机身油箱相通，因而机翼油箱不能向机身油箱输油。

2) 机翼油箱增压时安全活门增压压力小。该活门工作正常时，能够保证机翼油箱的增压压力比机身油箱的增压压力大。活门因严重锈蚀导致弹簧松弛，以及被脏物卡滞等原因造成增压压力过小，都会影响机翼油箱向机身油箱输油。

3) 机翼油箱增压单向活门打不开。机翼油箱增压单向活门打不开，从发动机压气机来的增压空气无法进入机翼油箱的增压管路，导致机翼油箱无法向机身油箱输油。

4) 浮子活门故障。当浮子活门的2号钢珠活门由于划伤或被尘埃、油污等异物卡住等原因不密封时，会使控制管路没有油压，输油通气活门不能关闭，也会造成机翼油箱不输油。

5) 限流孔堵塞。在机翼油箱增压管路上的($\Phi 2\text{mm}$ 限流孔进入尘埃、油污等异物，会使机翼油箱的增压压力变小或没有压力，造成机翼油箱输油慢或不输油的故障。

6) 机翼油箱输油系统故障主要出现在北方地区服役的飞机上。迄今为止，共发生的9起故障，除了有1起故障是在夏季发生外，其余8起均发生在寒冷季节，图2给出了这9起故障的时间分布情况。

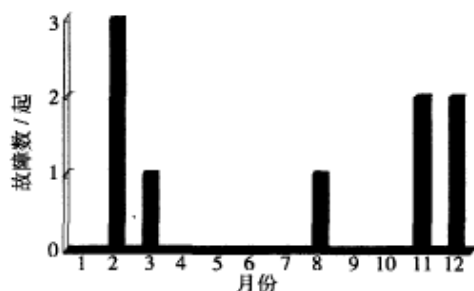


图 2 机翼油箱输油系统故障时间分布

Fig. 2 Time distribution chart on the failure of the wing fuel tank oil transmission system

应符合规定。

2) 尽量避免或减少在空气湿度较大的情况下试车, 以减少空气中的水蒸气残留在管路中。

3) 结合入冬和人夏两次换季对机翼油箱增压单向活门进行离位检查, 同时检查三通管接头内的 $\phi 2 \text{ mm}$ 限流孔是否清洁畅通。

4) 定期检查和清洗沉淀器, 以保持沉淀器漏水孔畅通。

5) 定期检修时, 校验机翼油箱增压安全活门。

6) 保证燃油供给系统的管路畅通, 定期检查机翼油箱的增压值和输油情况。

7) 在拆装浮子活门时, 严格按照规定操作, 并进行用油顺序检查; 定期检查和清洗浮子活门进口网状油滤。

8) 注意保持燃油系统的清洁, 把住加添油料关、使用地面设备关和系统拆装关, 防止杂物和水分进入系统, 影响输油系统附件的正常工作。(摘自《装备环境工程》2008, No. 5)

5 预防措施

针对某系列飞机机翼油箱输油系统故障原因和特点, 结合部队 IEI 常维护的经验, 作者提出了减少或预防该故障的主要措施如下。

1) 掌握部队驻地的季节特点, 及时了解天气情况。寒冷季节遇有空气湿度大、气温下降较快时, 飞行前应根据具体情况安装机翼油箱测压表, 在暖机状态检查, 机翼油箱增压压力

浅议航空器的腐蚀与维修

陈红斌

金属腐蚀是由于使用环境对结构的作用而引起的, 其主要表现是金属被氧化腐蚀。随着飞机使用时间的推移和飞机经常飞的地域不同, 金属结构的腐蚀也呈现出不同强度的危害, 这与飞机使用的客观环境有着密切关联。但总体而言随着使用时间的推移, 金属结构被腐蚀的危害是在递增的, 其对飞机的安全影响是显而易见的。从图 1 可以看出, 飞机经常飞越海岸和去热、潮湿的地区, 腐蚀程度与飞内陆是有很大差别的。



图 1 亚洲腐蚀程度区域分布图

一、腐蚀的原因

飞机金属腐蚀是由于其与环境作用而引起的破坏与变质, 就腐蚀本身而言, 其成因与现象是比较复杂的。它的客观存在不仅给飞机安全带来严重威胁, 而且也会给航空公司造成巨大经济损失。据有关资料介绍, 国际民用飞机用于防氧化腐蚀的预防、控制与修理的费用要占到飞机总维修费用的一半以上。因而明白腐蚀的成因, 对怎样预防腐蚀是有巨大帮助的。

腐蚀的根本原因就是金属具有回到更稳定的低能量状态的趋势(包括重新形成氧化物)。换句话说, 如有可能, 金属就会性能退化并最

终分解。因此，在生产制造过程中，一般采取施用保护层的措施来防止，至少可以大大减缓这种回到低能量状态的趋势。因而可知，腐蚀的直接原因是破裂的或不充分的保护层。

影响腐蚀的主要因素分为两大类，分别如下：

(一)影响结构受腐蚀破坏程度的因素

- (1)所用材料的基本特性(例如惰性、晶粒结构)。
- (2)不同材料的相容性(阳极 / 阴极)。
- (3)制造工艺(滚轧、挤压、锻造、机加工、热处理等)。
- (4)装配方法(密封、间隙片)。
- (5)生产和维护中运用的保护方法(保护层、封严条、润滑剂、防腐蚀剂)。
- (6)载荷(施加的应力、装配应力或残余应力)。
- (7)在生产中采用改进措施或改装(服务通告等)。

(二)运行和大气环境是决定飞机受腐蚀危害的主要因素

- (1)引用各种新工艺和高强度材料后产生的不相容。
- (2)表面防腐的退化。
- (3)飞机的利用率比以前更高。
- (4)航班运行到了气候更恶劣的地方。
- (5)现今工业污染及火山喷发。
- (6)运载货物的多样性(家禽、水产等)。
- (7)意外事件导致的污染。
- (8)飞机的维护及修理。

二、常见腐蚀的种类及部位

(一)应力腐蚀

结构件在拉伸或压缩应力及腐蚀介质共同作用下的产物，它是飞机结构断裂事故的重要原因之一。一般出现在承受大负荷的结构上。应力腐蚀的三个要素：合金、拉应力和腐蚀介质。应力腐蚀和裂纹是相互依存的；只有在合金中才能发现应力腐蚀裂纹；只有拉应力才能引起应力腐蚀，压应力能够抑制应力腐蚀开裂；水是铝合金的主要腐蚀介质。应力腐蚀裂纹特征：裂纹通常很小，宽度较窄，常被腐蚀物覆盖，很难发现。应力腐蚀具有较多的二次裂纹，呈树枝状。对付应力腐蚀必须定期施用防腐蚀剂。

(二)分层腐蚀

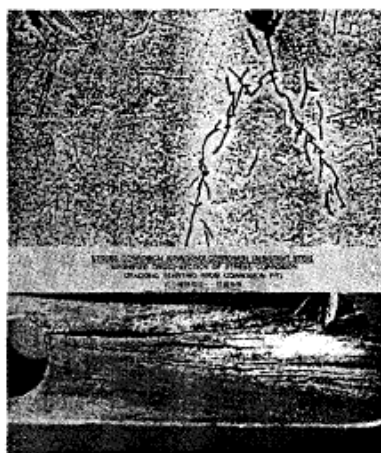


图 2 分层腐蚀

分层腐蚀又称剥层腐蚀，是一种晶间腐蚀，腐蚀发生在金属晶粒的边界上，沿着晶粒带面(滚轧、挤压或锻造形成的)扩展。该腐蚀经常发生于无充分保护，或保护层破裂的区域。发生晶界腐蚀时，由于晶界被腐蚀掉，晶体也就一层层分开。在蒙皮板的接合面上的分层腐蚀常常造成鼓胀或鼓包，导致紧固件头部变形或穿入蒙皮或断裂。鼓胀常常是出现问题的最初迹象，当发现分层腐蚀时，往往损伤程度已超过可允许的损伤范围，因而，通常要对结构进行加强修理或更换损伤件。

(三)丝状腐蚀

又称膜下腐蚀或漆膜下腐蚀。盐是最常见的催化剂。腐蚀产物将漆膜拱起，呈现线丝状，这种腐蚀发源于表面涂层的破裂处，是一种轻微的表面腐蚀。典型的位置是紧固件周围出现裂纹的油漆处或蒙皮的边缘处。丝状腐蚀与天气关系密切，空气相对湿度大于 65% 时，容易形成丝状腐蚀；高于 90%，漆膜鼓泡；随湿度增加丝状腐蚀线条变宽。腐蚀最初侵害表面并主要带来外观问

题, 然而, 如果被忽视, 它可能传播并在严重的情况下导致紧固件周围成晶间腐蚀。

(四) 缝隙腐蚀

缝隙腐蚀是铝结构最常见的腐蚀形式的一种, 一般出现在登机门门槛和货舱门槛处。当环境有差异而非不同类金属存在时, 阳极和阴极就会形成, 这种腐蚀就会发生。典型的情况: 一个滞流区域(比如缝隙中的水)含有的氧气浓度比表面暴露的区域要低, 这样就造成电势差异, 形成局部的阳极(贫氧)区域和阴极(富氧)区域。缝隙腐蚀会给粘接铝结构造成严重的腐蚀问题, 一旦出现分层, 缝隙就形成了, 这种腐蚀几乎肯定会发生。

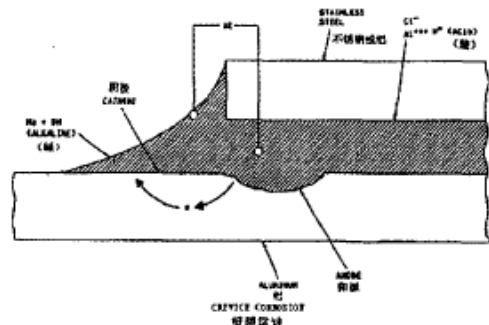


图3 缝隙腐蚀

氯化钠(盐)是飞机结构中最常见的污染物, 它存在于海岸环境中、人类的排泄物中, 以及很多厨房、厕所和货舱的典型的溢洒物和渗漏物中。它的存在可以将铝结构上相对轻微的浓差电 池腐蚀过程, 转变为迅速加速或自催化的过程。

防止、抑制或至少是减慢缝隙腐蚀的一种有效方法是施用水置换防腐剂。其作用是排出湿气并防止其重新进入。

(五) 点状腐蚀

点蚀的过程一般是出现深入到一定深度, 然后暂停。结构修理中常将点状腐蚀称为“麻坑”。点蚀通常随风蚀或其它形式的腐蚀一起出现, 比如在全表面腐蚀或微生物腐蚀的深度阶段。常发生在金属表面的保护膜不完整或破损处、晶粒边界、夹杂物或缺陷处。常见于结构螺栓上, 腐蚀使结构螺栓上光杆部分密布坑点, 极易成为疲劳源, 使螺栓迅速疲劳断裂。要完全去除所有蚀点会严重降低结构部件的强度, 最终导致大修或更换。

(六) 微生物腐蚀

霉菌繁殖所产生的分泌物对构件的腐蚀称为微生物腐蚀。微生物腐蚀是多种微生物共生、交互作用的结果, 并非微生物直接食取金属, 而是微生物生命活动的结果直接或间接参与了腐蚀过程。影响油箱微生物繁殖的主要因素是: 霉菌孢子、燃油、水和温度。霉菌在燃油和水的交界面上繁殖, 呈长丝型, 相互交织在一起形成网状物或球状物, 看上去很粘, 呈褐色或黑色。在飞机油箱中, 由于油箱中含水, 微生物靠水中含的有机物生活, 附着在油箱底部, 当水多而温度较高时, 微生物大量生长, 对油箱的铝合金结构造成腐蚀, 表面形成灰黑斑点。被腐蚀损害的程度受微生物生长的速度和没有被检测到的持续时间影响。在极端的情况下, 腐蚀点会穿透机翼蒙皮, 导致漏油。因而, 在日常维修中: ①要经常排放沉淀。②要在燃油中加入杀菌剂。③ 要用刷子或海绵及清洁的温水擦除微生物的沉积物。

(七) 摩擦腐蚀

磨蚀是由两个相连接的结构件(接触并承载)差动运动造成的。摩擦接触面可以将保护层和可能形成的氧化层磨掉, 裸露的金属常常会被磨损和腐蚀。腐蚀产物和碎片恶化并加速这一过程, 而且裂纹可能出现并随着周期性载荷的作用而扩展。紧固件连接区域是最易发生腐蚀的区域, 通过湿安装紧固件可以预防、延迟腐蚀的发生。

容易产生磨蚀的区域如下:

- ① 可拆卸的整流罩。
- ② 接近盖板和门。
- ③ 装有可能松动的衬套的耳片。
- ④ 会出现运动但没有为其设置预留空间的接头。
- ⑤ 承受高频振动负荷的地方, 如起落架的轮轴和操纵系统活动面的连接轴上。

(八) 电化学腐蚀

又称电偶腐蚀，它是指两种不同金属相连接，在潮湿环境下形成的腐蚀。一般出现不同金属连接的地方，如货舱地板压条、装有青铜衬套的铝合金锻件上。影响腐蚀的因素有：两种金属之间的电位差、阴极—阳极面积比。小阳极和大阴极极易使阳极被腐蚀(钢板上铆铝铆钉，使铝铆钉腐蚀)，大阳极和小阴极则危害不大(铝合金板上铆钢铆钉)。镀层或涂层是隔离它们的一种有效方法，目的是使不同类的金属更相容，可以防止或者将腐蚀减少到最少。

(九)牺牲性腐蚀

为了保护基体金属，避免基体金属腐蚀，经常采用的较为有效的防护措施是通过滚压、电镀或喷涂等方法，在基体金属上形成一层金属保护薄膜层。这层金属保护薄膜能起到隔离腐蚀介质的作用。例如：① 不锈钢托板螺帽、紧固件、垫片等，如果它们可能与铝接触，就应该被镀上镉。② 不锈钢衬套的外表面或安装在铝结构上的铝-镍-青铜部件也应该被镀上镉。同时，这层金属保护薄膜的电位较低，如果保护薄膜受到损伤，遭到腐蚀的首先是金属保护薄膜。

铝合金表面氧化膜形成方法：

①包纯铝，厚度为板厚的3%-5%。

②阳极化，一层薄而致密的氧化膜。

③涂阿罗丁，化学氧化处理。

④涂层(涂层也用来防止或大大降低不同类金属部件的腐蚀，因为它使后者更相容)。金属腐蚀发生往往不是某一类单独出现，而是几类腐蚀的综合体，因而我们不能片面地看问题，要透过现象看本质，认真分析，仔细研究，最终找出一个适合的维修方案。如2006年3月5日，海航B737-400 / B-2990飞机在定检时，检查发现机身龙骨梁严重腐蚀(分层腐蚀、点蚀、疲劳裂纹等)。通过分析，腐蚀损伤程度就远超出10%的允许损伤极限。

三、腐蚀范围 / 等级的定义

(一)局部腐蚀

(1)腐蚀发生在蒙皮或腹板(大翼、机身、尾翼或支板)上，腐蚀范围不超过由隔框、长桁、翼弦或加强肋间隔限定的一个区域。

(2)腐蚀只发生在单个的隔框、翼弦、长桁或加强肋上，但需与之相邻的蒙皮或腹板上没有腐蚀。

(3)腐蚀构件超过一个隔框、翼弦、长桁或加强肋，但需腐蚀构件两侧相邻的构件上没有腐蚀。

(二)扩散腐蚀

(1)腐蚀发生在蒙皮或腹板(大翼、机身、尾翼或支板)上，腐蚀范围超过由隔框、长桁、翼弦或加强肋间隔限定的一个区域。

(2)腐蚀发生在两个或更多的相邻的隔框、翼弦、长桁或加强肋上。

(3)腐蚀发生在隔框、翼弦、长桁或加强肋上，且相邻的蒙皮，腹板上有腐蚀。

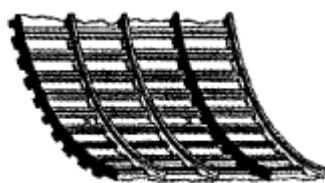


图4 局部腐蚀

(腐蚀发生在不相邻的隔框上)

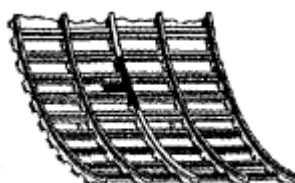


图5 扩散腐蚀

(腐蚀发生在相邻的隔框和蒙皮板上)

(三)一级腐蚀

发生下述三种情况之一为一级腐蚀：

(1)连续两次检查过程中发生的腐蚀，是局部的，可以去除，并且在飞机制造厂家允许

的极限以内(如 SRM、SB 等)。

(2)连续两次检查过程发生的腐蚀,超出允许的极限,但是局部的,可以解释为偶然现象,不是普遍存在于用户机群上的典型腐蚀(如水银泄漏引起的腐蚀)。

(3)在几次检查基础上,用户经验表明在每次例行检查之间发生的轻度腐蚀,但最后一次检查和积累几次去除腐蚀后的结构已超出允许修理极限或导致主要结构件部分更换。

(四)二级腐蚀

发生下述两种情况之一为二级腐蚀:

(1)连续两次检查过程中发生的腐蚀,需要打磨去除,已经超出厂家允许的极限,需要对结构元件进行修理或部分更换。

(2)连续两次检查过程中发生的腐蚀,是扩散的;并且,在一次例行检查中,打磨去除后,已经接近允许极限。

(五)三级腐蚀

指在首次或随后检查中发现的视为严重危及飞机持续适航性的腐蚀,需要迅速采取措施。应当注意:如发现三级腐蚀,应考虑对机队的其它飞机采取措施。有关腐蚀的详细情况以及预计采取的措施应立即报告适航当局。

从等级中可以知道,确定腐蚀等级是根据打磨后材料厚度的减少量和腐蚀面积的大小来定的。

四、腐蚀损伤的外观迹象

维修人员拥有一定的根据腐蚀迹象鉴别腐蚀的能力,这对日常维护工作有很大的帮助。下面介绍一些典型的迹象,表明腐蚀已实际存在或已发生:

(1)脏物或污染物的聚集。

(2)漆层脱落,起鼓泡。

(3)光滑表面的碎裂。

(4)蒙皮鼓胀。

(5)紧固件头的丢失、变形。

(6)脱色、斑纹剥落。

(7)扭曲、变形、裂纹或坑点。

(8)腐蚀产物:白色粉末(镁或铝),红色或褐色锈斑(钢);镀层腐蚀出现灰色或黑色斑点或粉末状薄层,如果基体金属也腐蚀了,则腐蚀产物与基体金属腐蚀产物相同。

(9)特殊情况是铝受水银污染后的腐蚀:起初的腐蚀产物是白色羽毛状,最后是像发霉一样的产物出现。在 X 射线底片上,水银珠可以很清晰看到,像白色小点。

五、腐蚀防护计划

为了最有效地防止或控制腐蚀,应制订一个防护计划,这种计划应该是灵活的,它可以进行修订,以反映使用条件和维修经历的变化。

综合的防腐计划包括以下内容:

(1)定期清洗以除去污垢;

(2)定期清洁内部以确保排水通道及活门畅通;

(3)迅速清除水银、碱、酸或化学性物质的泼溅,快速清除灭火材料和燃烧痕迹;

(4)保养保护层和密封胶;

(5)定期施加和补充润滑剂,去水化合物及其他防腐蚀剂;

(6)在腐蚀未出现时,就要彻底地检查导致腐蚀侵袭的条件,如保护层的龟裂,在腐蚀产生的早期进行腐蚀定位,以便在修理或更换构件之前,采取更正性的行动。

六、结束语

金属与其周围环境起反应而导致金属被消耗的现象是一直困扰着航空行业飞机维修的

一个难题。且金属腐蚀是随着飞机的老化而增长,腐蚀——疲劳交互作用使腐蚀的危害更大。在使用寿命期限内,用于维修腐蚀损伤的费用是相当昂贵的,而预防腐蚀比去除腐蚀并修理相应的损伤就容易得多,费用也便宜得多,这也从另一层面说明预防性维修和避免腐蚀的出现会带来可观的效益,也有助于降低总成本。由于腐蚀不易被人发觉,又非常隐蔽,危及安全的程度很高。因此,为了保证飞机的飞行安全,降低维修费用,维护人员必须重视该问题,并且应当及时发现飞机的腐蚀损伤,并采取相应的维修措施。(摘自《民航科技》2008, No. 6)

飞机维修与模拟训练试析

闰景波

0 引言

提起模拟训练,人们更多地是联想到飞行人员驾驶着飞行模拟器进行的各种飞行模拟训练。实际上随着模拟仿真技术和计算机技术的发展,模拟训练已在许多领域广泛开展起来。在航空维修领域,开展飞机维修模拟训练也已成为飞机维修训练的一个重要发展方向。

1 飞机维修模拟训练的意义

传统的飞机维修训练主要是依靠实装飞机设备来进行。近年来,各种新型飞机不断装备部队,新机型高新技术应用多,各专业内容交联复杂,飞机维修、检测工作方式和维修手段等都与传统机型有较大区别,要尽快提高维修保障能力,形成新机战斗力,就需要有高效的培训方式。开展飞机维修模拟训练对提高飞机维修训练效益,具有较大的意义。

1) 模拟训练可较好地解决飞机维修训练单位训练方法较少的问题

目前,飞机改装更新步伐不断加快,飞机造价日益高升,各国军队的飞机维修训练单位要配备齐全的新型飞机实装设备已不现实,实装训练手段已无法满足训练要求。走模拟训练的道路才是解决飞机维修训练方法少的最佳途径。

2) 模拟训练可有效提高训练效率和训练质量

实装训练由于受场地、人员、设备保障以及飞机设备安全性等要求限制,再加上很多科目不允许在实装飞机上反复训练,甚至一些科目也不允许在飞机上进行,致使训练效率很低。飞机维修模拟训练则弥补了这方面的不足,训练人员可方便地反复高强度地训练,从而能够较好地提高训练效率和质量。

3) 模拟训练可避免各种飞机实装维修训练的不安全因素

在飞机实装维修训练过程中,容易发生各种不安全问题,如:人员伤亡、飞机设备损伤等情况。模拟训练则避免了各种不安全因素的发生。此外,在实装飞机上进行通电检查训练还极易导致飞机故障。近年来经试验发现,频繁进行地面通电检查的飞机其故障率远远高于正常通电检查的飞机。

4) 模拟训练可大大降低训练费用

模拟训练可减少因实装训练而导致的发动机和各专业主要设备的寿命损耗以及燃油消耗,节省大量维修训练经费。飞机价格昂贵,尤其是新机更是价格惊人,在实装飞机上进行维修技术培训,耗费极大,如实装试车训练,既要耗损发动机等飞机设备的有限寿命,还需动用各种保障人员和车辆设备,耗费大量油料。采用模拟训练的方法,则可节约大量维修训练经费,具有较高的经济效益。

2 飞机维修模拟训练方式与技术

飞机维修模拟训练主要是利用模拟训练装备来进行。模拟训练装备包括模拟训练器材、模拟训练软件以及虚拟现实训练系统等。

2.1 飞机维修模拟训练器材

飞机维修模拟训练器材主要有以下几种：

1) 简单的基本操作技能类模拟训练器材。如各种加油类模拟训练器材、各种充气类模拟训练器材、各种挂弹类模拟训练器材等。

2) 单系统或单专业的性能检查调试类模拟训练器材。如刹车压力调整训练装置、液压系统训练台、发动机试车调整训练台、火控系统训练器等。

3) 多专业多功能的综合性飞机维修模拟器。美国空军各主要机型的维修训练多依靠此类模拟器进行。美国谢泼德空军基地最具特色的是模拟训练。在 F-22 维修训练中心，F-22 战斗机被分成 7 个全尺寸高逼真度模拟训练器用于模拟外场维修，无需在作战飞机上进行训练。这些模拟训练器提供检查、维护、拆卸和安装、系统测试和故障隔离等的实际操作练习，覆盖了从简单到高度复杂的维修过程，包括 14 至 240 个独立的科目。如军械模拟训练器具有 89 项功能，这些功能是技师在维修 F-22 武器舱、导弹发射架、机翼挂架、干扰投放器和 20mm 航炮时必须完成的。模拟训练器每个部件在尺寸、重量、色彩和材质方面几乎与飞机上相应的部件完全相同。

当前我国最新型的飞机维修模拟器利用声、光、电和计算机控制技术研制而成，由仿真座舱、飞机各主要系统维修模拟训练台以及网络仿真计算机组成，主要训练功能如下：

1) 维修技能训练。能完成发动机的起动与试车以及各专业维修科目通电检查与调试。

2) 模拟检测设备。可模拟飞机多种检测设备，进行检测设备的操作方法和技能训练。

3) 故障设置。可设置故障，模拟故障状态下的工作过程，进行故障状态下的模拟训练，提高训练人员发现故障、判断故障的能力。

4) 专家评判。可对主要科目的通电检查过程进行自动评判，详细列出操作过程中的问题，给出训练成绩。

5) 过程再现。能对重要科目的操作过程进行记录保存，需要时可重现上一次训练科目的操作过程，用于教学训练过程讲评或自我学习。

6) 同步显示。能同步显示维修训练科目的有关气路、油路、电路以及外部设备的工作过程，加强受训人员对相关科目工作原理的理解和学习。

2.2 飞机维修模拟训练软件

近些年来，利用计算机软件技术开发模拟训练软件逐步发展起来。在屏幕上进行飞机维修训练虽然训练空间感不好，操作真实性差些，但由于它有成本低、维修费用低、容易普及、使用方便等优点，同样可以取得较好的训练效益。

加拿大空军利用 NGRain 软件技术开发的三维维护训练系统，具有非常良好的三维交互性。学员可通过点击操作来熟悉部件，与外观真实、物理精确的设备模型实时交互，进行拆装、旋转、剖面、察看，能大大加快对复杂设备的认识，加速安装、维护和维修的培训进程。此类系统如果安装在便携机上，不仅可以随时随地进行训练，还可成为便携式维修助手(PMA)的一部分，直接用于飞机维修的现场指导。

美军正在建设的 F-35 一体化训练系统中，维修通用训练器材主要包括三种类型：飞机系统维修训练器(ASMT)、弹射系统维修训练器(ESMT)和武器装填训练器(WLT)。其中，飞机系统维修训练器(ASMT)由 8 个学员工作站构成，学员在台式机上进行飞机系统的维护和修理训练。该训练器采用先进的视觉模型，在台式机监控器上描绘系统，访问面板、诊断器、状态显示器以及设备舱，可用于教授故障检测 / 隔离、拆卸 / 更换步骤、使用 / 功能检查等，并可进行维修工作项目预演，通过鼠标或触摸屏接口实施诊断和修理活动。ASMT 没有驾驶舱或机体硬件的复制品，采用软件模拟替代部分硬件模拟，这就使其容易具备故障分析排除等深化训练内容。此外，多个工作站还可以联网以提供小队训练和预演。

随着网络技术的不断应用和发展，网络维修在未来战争中不可避免，利用计算机网络进

行模拟训练也将成为飞机维修训练发展的一个趋势,而分布式任务训练又是网络模拟训练的一个方向。美国空军分布式任务模拟训练的远期构想是通过将实况、虚拟和结构模拟整合,使受训者能够在全维战场空间进行合成协同训练。利用再现真实战斗环境的混合战场空间,它还可以提供战时决策支持。另外,分布式任务模拟训练还可为测试、评估和实验提供支持。

我国正在筹划建设的飞机维修训练网络系统,可进行多种模拟条件下的分布式多任务维修训练,可模拟进行各种战时条件下的维修保障训练、一体化团队任务训练、多机种协同维修保障训练、各机种转场维修保障训练等等。学员可以各种角色进入各种模拟场景中,进行维修技能、组织管理等工作演练。

2.3 飞机维修虚拟现实训练系统

随着虚拟现实技术的发展,开发综合化的飞机维修虚拟现实训练系统已经可行。

虚拟维修仿真,即采用虚拟现实仿真的手段对维修过程进行计算机模拟。飞机维修虚拟现实训练系统可以建立起一个虚拟的维修场景,通常用虚拟样机取代物理样机,用虚拟维修人员取代实际维修人员,形成维修的虚拟场景,从而实现人对装备进行维修过程的可视化模拟。这些虚拟的维修人员能够在计算机生成的仿真环境中模拟维修作业,完成某些在真实环境中难以实施的维修训练。沉浸式的虚拟维修仿真可利用运动捕获设备实时获取操作人员的运动,用于控制虚拟环境中人体模型的运动;采用立体输出设备对维修场景进行立体显示;将计算机处理的数字化信息变为操作人员所能感受的具有各种表现形式的多维信息,包括视、听、触觉等,同时对使用者的控制行为作出动态的交互反应。操作人员能够完全沉浸在虚拟环境中进行维修操作。

虚拟现实技术已受到许多发达国家的重视。美军认为:虚拟现实技术将成为 21 世纪的主要训练方式。目前,有些国家已开发了一些具有部分功能的飞机维修虚拟现实训练系统,如发动机维修虚拟现实训练系统、武器装卸训练系统。由于飞机系统的复杂性,要开发完整的综合化的飞机维修虚拟现实训练系统工作量巨大,难度较高。但虚拟现实技术在飞机维修训练方面的应用毫无疑问已成为一个新的发展方向。

3 结束语

飞机维修人员的技术水平直接影响着飞行安全,模拟训练作为飞机维修培训的一种高效益方式,正越来越受到各国空军的重视,各种模拟训练装备也将随着科学技术的进步而不断发展。(摘自《长沙航空职业技术学院学报》2009, No. 6)