

飞行安全文选

(九十六)



中国民航飞行学院图书馆

2024年4月

飞行安全文选

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

目 录

(2024 年 01 期 总第 96 期)

概论

我国中小机场发展临空经济的策略研究.....	01
智能驾驶系统、无人驾驶设备在智慧机场的应用前景分析.....	06
民机翼身融合布局发展分析与展望.....	10
支线飞机及发动机市场分析.....	22
基于高通量卫星的智慧飞机应用.....	27

飞行技术、飞行安全

飞机防除冰系统技术多元化发展战略与路径.....	32
飞机结冰探测器安装位置研究.....	38
恶劣天气下的飞行安全.....	45
典型坠撞条件下机身结构坠撞能量分配.....	50
初始飞行学员心理压力评估与管理方法分析.....	55

空中交通管理

基于复杂网络和朴素贝叶斯的飞行态势评估.....	60
基于视频识别数据融合的场面监视增强方法.....	70
本场特殊天气观测保障工作的几点思考.....	76
全国典型机场低空风切变时空分布特征.....	82

机务维护

航空发动机全生命周期健康管理技术发展分析.....	90
“奖状”680 飞机高频通信引起“安定面引气渗漏”信息故障分析.....	94
涡轮叶片表面热电偶集成结构设计 with 影响因素分析.....	96

我国中小机场 发展临空经济的策略研究

牛苗苗 邵培莹

伴随我国民航业持续向好发展，机场的辐射和溢出效应越来越明显，临空经济因项目品质优、产业关联强、经济贡献大等特点，正在成为推动我国区域经济发展的重要引擎之一。作为我国运输机场体系中的重要组成部分，中小机场同样在加快布局建设临空经济区。

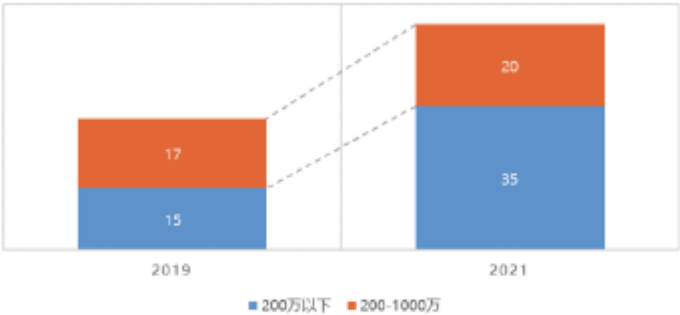
临空经济的发展动力由机场和所在城市能级综合决定。不同于枢纽机场和大型机场，中小机场一般地处三四线城市或县级市，受到机场定位层次低、发展规模和流量有限等自身因素以及所在城市经济总量偏低、经济外向度不高、高新技术产业不足等环境因素的综合影响，难以自发形成航空产业和临空经济要素的显著集聚。同时，在全国经济转型升级的新发展阶段，中小机场所所在城市更需要依托机场发展临空经济，主动融入更大空间的产业合作与竞争中，找寻新的发展动能和经济增长点。如何抓住改革发展的机遇，依托临空经济带动区域经济和产业的高质量发展，是一个值得深入研究的问题。

表1：已运营临空经济区机场情况统计（截至2021年底）

机场能级	机场总量	含临空经济区机场数量	已布局临空经济区的机场占本能级机场比重
1000万级以上	29	28	96.6%
200至1000万级	32	20	62.5%
200万级以下	187	35	18.7%
合计	248	83	33.5%

数据来源：综合历年中国临空经济发展报告，以及作者收集公开资料整理

我国中小机场临空经济发展情况



数据来源：综合历年中国临空经济发展报告，以及作者收集公开资料整理

图1：2021年与2019年全国运营临空经济区的中小机场数量统计

近年来，发展临空经济的机场呈显著上升趋势。以2019年和2021年为例进行比较：截至2021年底，全国已运营临空经济区的机场共计83个，占所有机场的33.5%（见表1），数量和占比分别较2019年增长14个和5%。其中，临空经济示范区17个，较2019年增长5个。已运营临空经济区的中小机场数量共计55个，较2019年增长23个（见图1）。

中小机场临空经济发展特点

相较枢纽机场临空经济区而言，中小机场的业务规模较小，难以通过航空运输的集聚效应带动航空产业的发展。由于机场业务规模和所在城市经济产业基础的差异，中小机场与枢纽机场临空经济区在产业结构、空间布局等方面均有所差别（详见表2）。

表2：枢纽机场与中小机场临空经济区产业结构对比

产业类型	枢纽机场	中小机场
金融中介	保险、银行、咨询、人力资源中介（如广州白云机场）	银行
会展	会议中心、国际展览中心（如北京首都机场、上海虹桥机场）	小型会展、航空博览等（如信阳明港机场）
住宿餐饮娱乐	大型购物广场、高端餐饮住宿（如三亚凤凰机场）	空港住宿，旅游集散（如丽江三义机场）
物流	物流集散中心、多式联运中心（如郑州新郑机场）	快递分拨中心（如潍坊南苑机场）
商务	国际商务中心、口岸交流区	——
高科技产业	电子信息产业、生物医药制造（如郑州新郑机场）	出口加工、整装组合、汽车配件等高科技制造（如盐城南洋机场）
航空航天产业	大型飞机制造、飞机组装、零部件制造（如广州白云机场）；飞机维修、航空配餐、航油、航材、航空培训（如广州白云机场）	通航飞机组装、零部件制造（如淮安涟水机场）；航空航天新材料产品等特色产业（如东营胜利机场）
总部经济	大型跨国公司国际总部、区域总部（如上海虹桥机场）	大型公司分支机构（如淮安涟水机场）
科技人力	研发机构、学术研究机构、实验室（如天津滨海机场）	——

数据来源：作者收集公开资料整理

产业结构方面，中小机场临空产业定位通常较低，产业内容以零部件生产、飞机内饰装饰等中低端配套产业和中小型航空物流、航空地面服务、航空配餐等与航空运输紧密关联的核心产业居多，且多以单个产业发展为主，发展规模一般较小。

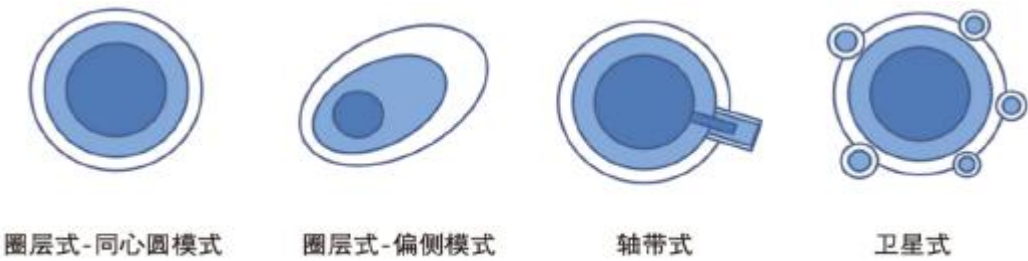


图2：中小机场临空经济区的空间结构模式

空间布局方面，中小机场临空经济区的空间结构可分为圈层式、轴带式、卫星式等几种类型（见图2）。圈层式模式又可分为同心圆模式、偏侧模式，该模式多适用于机场周边自然环境良好、区域环境干扰较小、交通便利等地区；轴带式模式则需要机场与城市间存在强大的经济联系或便捷的交通联系，在经济或交通沿线上集聚大量产业，围绕主要交通走廊呈现葡萄串式布局模式；卫星组合模式是在机场周边及邻近地区一些相关性企业在空间上形成集聚，构成多个功能卫星组团，目前我国大部分中小机场临空经济区尚处于建设发展阶段，空间布局更多采用这种模式。

我国中小机场临空经济发展典型案例

（一）依托空港平台发力航空物流

新疆巴州地处南北疆交通要道，是新疆重要的综合交通枢纽。同时，巴州也是新疆林果业发展的重点区域之一，现已形成以库尔勒香梨、轮台小白杏、若羌且末红枣、焉耆盆地葡萄为主的四大特色林果产业带，具有一定的独有性、唯一性、排他性。

巴州临空经济区充分发挥库尔勒梨城机场的航空运输优势，结合本地资源和市场需求，联合货代、快递、电商平台、经销商等多方力量，以航空物流为切入点，开通“冬枣号”“西梅号”“库尔勒香梨号”“小白杏号”“504蟠桃号”“天山冰糖桃号”“沙瓤西红柿号”“巴音布鲁克·草原羊号”等系列巴州特色农产品航空货运专班，促进机场货邮吞吐量指标持续稳固增长，助力巴州特色农产品畅销全国。自2019年以来，库尔勒机场已连续多年开通货运专班，有效促进巴州优质农产品远销北京、上海、广州、杭州、重庆、郑州等十多个城市，拓宽了农产品销售渠道、提升了农产品价值。

在发展航空物流基础上，巴州临空经济区积极拓展临空产业内容，规划形成“四大核心引领产业+临空特色配套产业”体系（见图3），四大核心引领产业即精品农业及农产品加工业、物流与电子商务产业、旅游业、纺织与服装产业，临空特色配套产业即打造“旅游+航空”第一站、特色营商环境与高端旅游服务设施、高品质服务业的集聚地。

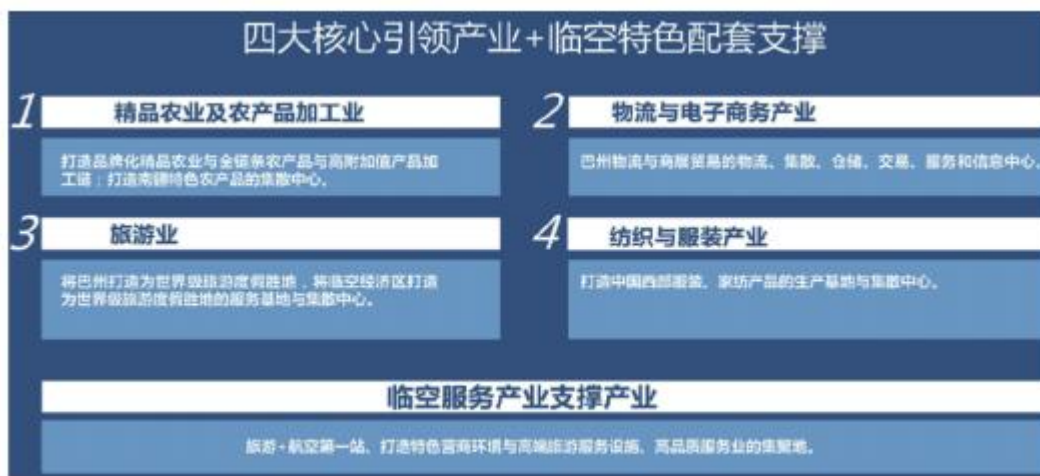


图3：新疆巴州临空经济区产业体系

（二）依托资源优势推进航空与文旅协同发展

1. 腾冲——航空与旅游、资源开发融合发展

腾冲驼峰机场是云南省第一个县级机场和股份制建设的机场，通航十年，年旅客吞吐量达到117万人次，成为云南省首个百万级的县级机场。同时通过与航空运输的互相促进，腾冲旅游迅速崛起，成为全省旅游新的增长极。

腾冲县把最优质的火山、热海旅游资源交给云南机场集团统一开发经营，引进云南机场集团公司和腾冲县共同投资建设机场，该创新模式使得腾冲机场的航空与旅游紧密结合、同频共振。腾冲机场通航后，高端游客迅猛增加，县内高星级酒店供不应求，吸引喜来登、洲际等大批酒店入驻，相关旅游产品、体育运动休闲、温泉开发等项目加快推进，推动了旅游产业的转型升级，

也带动了当地玉石产业的发展。同时，腾冲发力航空物流，规划建设工业园区，推进猴桥口岸边境贸易物流中心、古永保税物流园区建设，推进商贸向“大开放”和“大物流”转型升级。总体看，腾冲在“航空+文旅”融合发展中领先一步，摸索出多赢的“腾冲模式”。

2.延吉——打造红色机场，发展特色临空产业

吉林延边州发挥革命老区特色，实施“旅游兴州”和“产业强州”战略，着力在红色旅游资源的开发、整合、宣传推广上下功夫，推动红色旅游高质量发展。

延吉机场通过打造红色机场实现自主“造血”。通过创新“民航+红色旅游”融合发展，联合航空公司积极申请进入民航局百条红色旅游精品航线，与旅行社合作开发革命老区特色的红色旅游产品，新增延吉-济南、延吉-大连、延吉-上海浦东、延吉-北京首都航线，为中外旅客搭建红色空中桥梁，全面打造“七彩缘”红色服务品牌。通过打响红色旅游品牌、加大宣传营销、吸引客源，加快红色航空血脉流速，为区域经济发展提供强劲动力。

延吉国际空港经济区则依托红色机场形象及由此带来的客流，加之延吉的区位特色，重点拓展大健康产业、高端制造业和现代服务业（见图4）。在重点产业外，适时发展国际物流与国际金融，构建跨区域大合作格局，逐渐形成外向开放产业体系。大健康重点培育医疗美容、生物医药、健康食品、休闲养生产业；高端制造业重点培育新能源汽车产业；现代服务重点在服务外包、文化创意、旅游集散、教育培训产业；国际物流重点培育跨境电商、供应链物流、冷链物流、保税物流、交易市场；国际金融重点培育国际结算总部、离岸金融等。



图4：延吉市国际空港经济区产业空间布局

（三）依托航空资源 聚集产业

1.盐城——搭建中韩快捷通道，促进产业聚集

自2004年起，江苏盐城机场明确“举全市之力，建一类口岸，开韩国航班”的发展思路，充分利用对韩区位条件和贸易合作优势，搭建“中韩快捷通道”，并围绕盐城南洋国际机场形成重点服务以韩资为主的外向型经济，成为长三角城市群中唯一的中韩产业园合作城市。

盐城机场于2004年开通了至韩国首尔临时包机客运航线；2009年成为江苏省内继南京禄口国际机场后的第二家一类开放口岸，并进一步加密盐城-首尔客运航线航班，拓展盐城-首尔的国际货运航线，加强对韩资企业的招商引资，持续深化中韩经贸合作。同时，在盐城机场周边引入韩国起亚汽车项目，不断引致汽车零部件相关企业聚集，并进一步形成以汽车产业及汽车服务业、智能制造产业、光伏光电产业为主的临空产业结构，盐城机场对当地经济的带动被形容为“一个

机场引来了一个汽车城”。

2. 东营——建立商飞试飞基地，培育发展引擎

东营处于山东半岛城市群北部，地理区位优势明显，而且东营机场净空、空域、气象条件十分优越，2016年中国商飞试飞中心东营基地正式启用，是中国商飞在上海以外的唯一自有试飞基地，主要承担C919大型客机高风险试飞科目，试飞员、试飞工程师的培训和后续日常维护性飞行工作，兼顾ARJ21-700飞机的部分试飞工作。自2018年起，该基地承担了C919大型客机102、105、106架机的试飞任务，全机温度环境测量、双发慢车下降、初始检查、反推动力装置工作检查试飞等科目完成了转场东营。

近年来，中国商飞东营基地的带动效应初步显现，吸引了一批航空制造企业，中国商飞东营供应商大会多次举办，推进东营本地企业与中国商飞的有效合作。根据规划，东营临空经济区重点发展航空航天制造、航空航天技术服务、无人机综合应用等三大航空航天相关产业以及现代服务业产业，其中航空航天制造业将重点依托与商飞东营基地的合作，发挥东营在碳纤维、芳纶纤维、超高分子量聚乙烯等高端复合材料产品和技术方面的优势，大力发展航空新材料产业，持续加大本地新材料产业在航空航天领域的研发与应用，并延伸发展航空零部件、飞机内饰制造业，实现从原材料到零部件制造的链条化发展，打造航空航天制造产业集群发展格局。

中小机场临空经济发展策略探索

（一）充分发挥政府的主导作用

政府主导并营造宽松的政策环境，是推动临空经济规划与建设、培育城市新的经济增长点的有力保障。尤其是中小机场所在地区发展临空经济，在机场自身能级和城市产业较为薄弱、难以形成产业吸引力的初始阶段，政府的全力推动和政策支持是该地区发展临空经济的有效外源驱动力。

（二）外部推动，实现机场与临空经济一体化发展

中小机场由于定位、规模、航线网络布局等方面的不足，很难像大型机场一样通过自身的要素集聚效应直接带动临空产业的发展，必须通过政府推动，引进资本、企业等外部因素的引领，并通过临空产业产生的航空运输需求促进机场的发展。因此，建议根据本地区位、交通环境、经济基础等因素，选择适宜引进的、具有临空指向性的、可以促进区域经济和机场发展的临空产业，包括物流、进出口加工、电子信息、生物医药、高科技制造等行业，依托大项目带动，不断吸引产业链上纵向、横向企业入驻，尽快形成航空产业集群，以此反哺机场客货运业务的发展。

（三）依托区域环境资源，特色化发展临空经济

本质上，临空经济是结合区域的产业基础、资源特色，借助独特的空港条件将其优势最大化，最终形成内外相连的产业集群，并非凭空产生的空中楼阁。对于自然资源、文化资源丰富（尤其是拥有独特资源）的地区，可大力挖掘机场辐射区的资源优势，推出旅游线路，打造旅游品牌，配合基础设施建设、航线推介、品牌营销等手段，发展培训、休闲、娱乐、会展、商贸、医疗、康体等服务产业，优化临空经济区生产服务环境，带动当地服务业的发展。对于区位优势凸显的中小机场，可联合当地商务、邮政、航空货运代理、快递、电商平台等多方合力，培育综合物流产业。

（四）创新地方传统产业，更新式发展临空经济

地方传统产业是当地临空经济发展的基础，也是区别于其它临空经济区的特色之一，可以避免出现当代临空经济区建设中的“千区一面”。因此，建议通过政府政策支持、技术引进等方式，鼓励当地具有临空指向、临空关联以及地方特色的传统产业向临空经济区聚集，依托临空经济区的平台优势，实现由传统产业升级为临空产业的更新式发展。可依托的传统产业主要包括如下三类：一是与航空运输关联紧密的产业，如特色地标农产品，鲜活易腐且附加值高，对航空运输有较强需求，对相关加工制造业有很强的带动作用；二是发展初期与机场和航空运输的关联较薄弱，但随着产业的高端化发展，产品逐渐具备技术密集、资本密集的特点，对时间效率有了更高的要求，对航空运输的需求也随之增长的产业，如汽车零部件、电子产品、快递等产业；三是需要依托临空经济发展支撑的传统产业，如旅游、商贸、医疗等。

综合来看，中小机场所在地区在自然资源、经济、政策、产业等重要因素方面存在巨大差异，发展临空经济必须从当地实际出发，用好用足当地的资源禀赋，放大自身优势，挖掘潜在优势，走好特色化发展之路，不求大而全，力求小而精。在空间布局上应综合考虑地形地势、区位环境、经济基础、配套设施、政策引导等因素，与机场规划相统一，在空间上形成集聚效应。

摘自《空运商务》NO 04. 2023

智能驾驶系统、无人驾驶设备 在智慧机场的应用前景分析

王冰峰 刘 雯

在民航业高质量发展进程中，以“平安机场、绿色机场、智慧机场、人文机场”为核心的四型机场发展目标，指明了未来中国机场建设的发展方向。其中，智慧机场是四型机场建设的基础及关键，也是未来机场发展的重要方向。

不同于传统意义上的机场，智慧机场是指生产要素全面物联、数据共享、协同高效、智能运行的机场，可做到人、机、料、法、环等多项运营数据的实时全态势感知，可根据各项数据的变化实时调整运行方案，做到安全、高效、节能、环保，智慧机场的一大特点就是要实现智能驾驶系统和无人驾驶设备在机场的实际运营，可以说智能化系统和无人化设备在机场的实际运营是智慧机场的重要标志。

随着互联网、物联网等相关技术的日益完善和控制系统软硬件的不断成熟，智能驾驶系统、无人驾驶设备在机场运营中已具备实际使用的可能，为智慧机场建设的有效推进提供了有力支持。

相关政策支持

（一）国家层面

党的二十大报告指出我国已进入创新型国家行列，并明确提出要坚持把发展经济的着力点放在实体经济上，推进新型工业化，加快建设制造强国、质量强国、航天强国、交通强国、网络强国、数字中国。要支持“专精特新”企业发展，推动制造业高端化、智能化、绿色化发展。巩固优势产业领先地位，在关系安全发展的领域加快补齐短板，提升战略性资源供应保障能力。推动战略性新兴产业融合集群发展，构建新一代信息技术、人工智能、生物技术、新能源、新材料、高端装备、绿色环保等一批新的增长引擎。报告多次提到智能化、人工智能，对于未来人工智能和智能化设备的发展，其重视程度可见一斑。

（二）交通运输领域

交通运输部于2020年8月3日下发的《关于推动交通运输领域新型基础设施建设的指导意见》（以下简称“《意见》”）提出，到2035年的发展目标为交通运输领域新型基础设施建设取得显著成效。先进信息技术深度赋能交通基础设施，精准感知、精确分析、精细管理和精心服务能力全面提升，成为加快建设交通强国的有力支撑。基础设施建设运营能耗水平有效控制。泛在感知设施、先进传输网络、北斗时空信息服务在交通运输行业深度覆盖，行业数据中心和网络安全体系基本建立，智能列车、自动驾驶汽车、智能船舶等逐步应用。科技创新支撑能力显著提升，前瞻性技术应用水平居世界前列。

对于建设智慧机场的主要任务，《意见》明确：一方面要加快机场信息基础设施建设，推进各项设施全面物联，打造数据共享、协同高效、智能运行的智慧机场。鼓励应用智能化作业装备，在智能运行监控、少人机坪、机坪自动驾驶、自助智能服务设备、智能化行李系统、智能仓储、自动化物流、智慧能源管理、智能视频分析等领域取得突破。另一方面要推进内外联通的机场智能综合交通体系建设。发展新一代空管系统，推进空中交通服务、流量管理和空域管理智慧化。推动机场和航空公司、空管、运行保障及监管等单位间核心数据互联共享，完善对接机制，搭建大数据信息平台，实现航空器全球追踪、大数据流量管理、智能进离港排队、区域管制中心联网等，提升空地一体化协同运行能力。

《意见》鼓励运输行业尽快在智能化系统领域实现质的突破，要求加快对智能运行系统、智能设备、自动驾驶汽车的大力应用，可以说是交通运输行业对智能系统、无人化设备应用的指导性文件。

从2019年至2022年初，为了加快四型机场建设、推动智慧机场落成，实现智能驾驶系统、无人驾驶设备在航空业的推广应用，尽快落实国家和交通运输部的相关要求，民航局陆续下发了《中国民航四型机场建设行动纲要》《民航局关于促进机场新技术应用的指导意见》《推动新型基础设施建设促进民航高质量发展实施意见》《推动新型基础设施建设五年行动方案》《机场无人驾驶设备应用路线图》《智慧民航建设路线图》等一系列政策性和指导性文件。

上述关于国家发展方向的重要指示和行业规划发展的政策性文件，为智能驾驶系统、无人驾驶技术在智慧化机场的应用提供了强有力的政策支持，为尽快推广智能驾驶系统、无人驾驶设备在航空业的普及提供了有力依据。

客户刚性需求

（一）业务管理

从机场管理机构和驻场单位的业务来说,某些管理业务存在的难点和痛点受限于传统管理模式的陈旧和固有方式方法的落后,无法得到彻底解决,成为影响机场发展和干扰安全运行的顽疾,痛定思痛的同时,势必带来内在的技术革新动力。在引入新理念新技术从根本上解决问题这方面看,机场管理机构和驻场单位有发自内心的原动力需求。

（二）降低安全风险

从降低安全风险的裕度考虑,机场内的运营车辆和驾驶人员越多,发生人为差错的安全风险和驾驶安全风险就越高,如班前饮酒、不良驾驶习惯、疲劳作业、驾驶人员突发个人身体情况等原因,都是造成机场内车辆、航空器损伤、人员伤亡的诱因,存在一定运行安全风险,也易发生与航空器抢行、跑道入侵等事件。以首都机场为例,场区内作业车辆有3600多辆,正常情况下每日参与运行保障的驾驶人员在1000名左右,车辆驾驶安全风险极高。日前,首都机场为了避免类似风险,对部分场内通勤巴士进行了改装,加装了车辆主动安全刹车系统,该系统可对驾驶员的不良行为或者异常情况进行报警提示,并可实现各种天气条件下对将要发生的碰撞行为进行主动干预、提前刹车制动,避免车辆驾驶不安全事件的发生。

（三）降本增效

从降低成本、提高工作效率上考虑,以首都两场为例,如机场的各种巡视业务,由于存在区域大、需不间断巡视等工作特点和要求,基本都采取配备多辆巡视车辆、多名工作人员、四班三运转的工作模式,车辆使用频繁,低效、无效运行成本增加。如一些作业区域固定、场景简单、相关内容单调、每日作业重复的巡视人员,容易出现人员麻痹疲惫、工作效率低等问题;对于一些要求较高区域的巡视检查工作,受车速和人眼识别限制以及不同天气的影响,对于识别精准度有一定影响,同时上述工作保有大量驾驶人员及作业车辆,导致管理成本较高。如用智能驾驶系统和无人化驾驶设备替代,工作车辆可减少近一半,工作人员可降低到原有的四分之一左右,将大幅度降低人工成本和管理成本。

从节能、增效上考虑,相对于传统管理模式,人工智能新技术的不断采用,对其他领域的管理业务起到了引领和推动作用,比如大兴机场为了保障低能见度运行期间的运行安全和运营效率,建设使用了高级场面运行引导及控制系统(A-SMGCS),对机坪管制员、塔台管制员、飞行员展示统一的路由信息,通过平台实现信息共享。A-SMGCS系统的运用,降低地面滑行风险、提升运行效率、保障了机场低能见度下的正常、有序运行,自动路由规划和灯光引导减轻了管制员负担,也为飞行员提供了更加可靠的指引,做到了多系统集成、各类设备并入和全态势感知,安全系数大幅度提高,与智能驾驶系统、无人驾驶设备的构成和功能异曲同工。同时,也推动了其他业务智能化和无人化的进一步深化改进。如大兴机场在A-SMGCS基础上研发的智能泛光照明控制系统,于2022年6月投入试运行,该系统可根据航空器入位和离位自动开启和关闭泛光照明,初步测算年度可节电500万度左右。相信随着智能驾驶系统、无人驾驶设备的逐步推广使用,也一定会带来其他业务的全面智能化和无人化,达到节能增效的效果。

从简化、快捷指挥系统上考虑,相比于单一业务,机场管理机构所负责的较复杂业务,涉及的人员广、设备多、行为模式不统一,对安全生产的需求进一步提高,比如冬季的航空器除冰和场道除雪工作,每次保障需要近百辆作业车辆和二三百名工作人员,大量车辆和人员需在高风险区域,密切接触航空器且长时间、高强度作业,以人工为主的指挥控制系统和驾驶操作模式,很

难做到高效协同、同步同调、安全有序，因此每到保障除雪除冰运行期间，航班正常率大幅度下降、安全事件时有发生，指挥人员和指挥系统无法做到及时的全态势感知，更无法及时根据运行数据随时调整每台除雪作业车辆的行为模式，容易出现混乱无序、运行效率低下、安全风险增高的情况。如能尽早采用智能驾驶系统、无人驾驶设备，结合、联动全新的人工智能指挥系统，则上述问题可以得到根本性解决。据悉，挪威、芬兰的一些机场已率先使用智能驾驶系统和无人化驾驶设备实际执行除雪作业。另外，场地割草、跑道摩擦系数测试和机场驱鸟等业务在国外机场也已经实现智能驾驶和无人化操作。国内一些机场对于机场驱鸟中的部分业务也开始进入无人化尝试和试用阶段。

上述分析表明，机场管理机构和各驻场单位对于智能驾驶系统、无人驾驶设备的使用需求，在各方面业务和多维度考量上都存在引入的必要性和紧迫性。

未来市场规模预估及行业特点

（一）市场规模预估

按“十四五”民航发展规划设计，至2025年，我国运输机场总数将达到770个。以2019年全国239个机场正常运营数据为基础（旅客吞吐量12.94亿人次、货邮吞吐量1674.4万吨、起降航空器1121.6万架次），按运营规模和作业车辆正比匹配，以大型机场首都机场作业车辆（3650余辆）和中型机场天津机场作业车辆（1080余辆）平均值为参考，可估算出2019年全国239个机场常规作业车辆保有量在7万辆左右，在不考虑购置智能驾驶系统的前提下，按无人驾驶车辆与常规作业车辆相比减半计算，常规车辆的改装市场估值在50亿至75亿（人民币，下同）左右，如采取将常规作业车辆全部更新的方式，则市场估值在400亿至500亿左右。同理，按现有规模下新增机场至770个估算，系统新购价值在346亿左右；无人驾驶车辆新增8万辆左右，市场价值800亿左右，故合计改装和新购总市场价值保守估算在1200亿左右。

按照《“十四五”民用运输机场建设规划与投资政策》计划，机场基础设施集中投资中固投规模在6000~7000亿，分为五类：机场安全空管设施、飞行区设施、公共服务设施、生产配套设施、通用航空专用设施，其中飞行区设施、生产配套设施两项包含了智能驾驶系统、无人驾驶设备的投资，市场规模和体量巨大，发展前景非常乐观。

（二）行业特性对合作商提出较高要求

由于行业特性决定了航空业对安全的高度重视和优先考虑，同时机场相比一般性的社会、市政环境，运行环境更为复杂，对于进入机场区域作业的人员和设备要求更为严格，因此不同于其他行业对合作商和产品的一般性要求，民航业市场对合作商和采用产品有特定的规则和要求，较难满足，因此形成了一定的行业壁垒。同时，对于运行环境的熟悉也是确保安全的一大前提，机场管理机构设制了细致、详尽的准入资质，对于满足标准要求、产品质量优良的企业，机场对其有较高的信任度和一定的依赖性。一般情况下，先行进入航空业的合作商和其产品的首次合作时间在3到5年，行业领先地位大致可保持相同时间，在民航业具有一定的垄断性，这些特点会刺激相关企业尽快进入航空业领域。

对于智能驾驶系统、无人驾驶设备在机场的应用来说，当产品质量、功能以及性价比类似时，比拼的就是优先进入时间、行业对机场相关要求的符合度以及总体适应情况，这些都会促进智能

化行业的尽早进入机场业，有利于早日建成智慧机场。

综上所述，在国家、行业强有力的政策和资金支持下，中国民航事业大有可为，智慧机场的建设未来可期。随着我国疫情防控进入新阶段，民航业定会迎来快速复苏和持续增长的时期，智慧机场建设和智能驾驶系统、无人驾驶设备的广泛应用也必将迎来快速发展机遇期，智慧机场的全面建成和智能化设备的大量投运，指日可待。

摘自《民航管理》NO 03. 2023

民机翼身融合布局发展分析与展望

孙玉凯 王元元 程文渊

随着经济快速发展和能源问题日益严重，全球航空业对“绿色航空”的要求不断提升，未来民机将充分贯彻“绿色航空”发展理念，以“节能、减排、降噪”为核心，满足未来经济性和环保性要求。自1947年波音B-47轰炸机奠定高亚声速大型喷气式运输机/客机的常规“管-翼”(tube and wings, TAW)布局形式后，在翼梢小翼、超临界翼型等技术的加持下，大型民机的燃油效率持续提升。但发展到当前，常规“管-翼”布局的气动效率潜力几乎被“挖掘”殆尽。

翼身融合(BWB)布局有望成为满足“绿色航空”需求的理想解决方案之一。BWB布局是指机翼和机身高度融合的升力体飞行器布局，其中机身也产生升力，通过机身和机翼融合提升空气动力学效率。BWB布局在飞行效率、节能减排、噪声控制等方面具有明显优势，更易满足民用飞机使用要求，已成为未来民机较为理想的选择。

本文简要梳理国内外BWB布局技术的发展历程、主要进展，分析归纳BWB布局技术的优势和挑战，总结主要关键技术与近年来的研究热点，并对未来发展提出思路建议，为中国未来民机设计提供参考。

1 国内外研究历程

虽然20世纪20-40年代许多研究者对BWB布局技术进行了艰辛的探索和实践，但完整的BWB布局概念由麦道公司的Liebeck在1988年首次提出。

经过多年发展，BWB布局已经从概念探索发展到应用研究阶段。最初的BWB布局概念探索集中在800~1000座级的超大型客机上，如美国国家航空航天局(NASA)的第一代和第二代BWB布局、欧盟的VELA1和VELA2概念机等；之后，出于对航运市场需求、绿色航空等因素的综合考虑，探索设计了250~450座级概念，如波音BWB-450概念方案、X-48B/C验证机等。近年来，BWB布局在设计思想、设计方法、结构、材料、动力、噪声抑制，以及适航符合性等方面的研究不断取得突破，涌现出许多具有代表性的BWB布局概念。

1.1 美国

自麦道公司工程师们提出MD-11翼身融合布局飞机以来，美国就稳步推进BWB布局技术的

研究和验证工作，其主要项目如图1所示。1994年，在NASA兰利中心的资助下，麦道公司完成了麦道第二代BWB案，是斯坦福大学BWB-17验证机的基础。1997-2002年，波音公司发布BWB-450方案，与A380-700相比，其空载重量（质量）降低19%，最大起飞重量降低18%，推力需求降低19%，燃油消耗降低32%。之后，在NASA N+2/N+3计划下，波音公司亚声速超绿色飞机研究团队推出了其BWB布局方案SUGAR Ray，波音-麻省理工学院团队在SAX-40的基础上提出了H3.2系列布局方案，其中的H3方案部分满足N+2代指标，但距离N+3代节能和噪声指标还有一定的差距，随后NASA提出了有望满足N+3代指标的分布式电推进概念方案N3-X。在NASA环境责任航空（ERA）计划的基础上设计了三类不同座级的混合布局飞机：HWB216-GTF、HWB301-GTF和HWB400-GTF，并评估了其性能潜力。在NASA新航空地平线（NAH）计划中，洛克希德-马丁（LM）公司基于混合翼身（HWB）布局军用运输机HWB-757和HWB-777方案，发展了商用货机布局方案（见图2），并分析了市场对此类BWB布局飞机的需求。

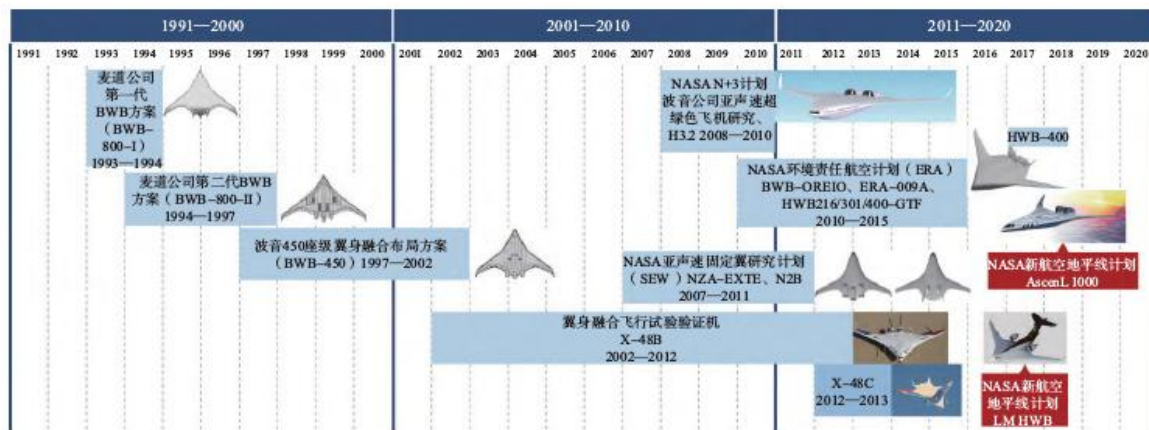


图1 美国主要BWB相关项目

Fig.1 BWB-related projects in the U.S.



图2 基于HWB-777的混合翼身布局商用货机

Fig.2 Commercial cargo aircraft with HWB configuration based on HWB-777



图3 X-48B验证机

Fig.3 X-48B verification aircraft

飞行试验方面，美国在波音BWB-450概念方案的基础上，发展了X-48系列BWB验证机（见图3），在布局可行性验证、多操纵舵面耦合控制、噪声、排放、油耗测试等方面获得了大量经验和数据，为BWB布局的应用研究奠定了坚实基础。

1.2 欧洲

21世纪以来，欧盟在第五研发框架计划（fifth framework programmer, FP5）下持续支

持BWB等新概念布局研究,其中,空客公司牵头开展了翼身融合布局多学科优化设计(MOB)、高效大型民机(VELA)、新飞机概念研究(NACRE)、柔型飞机主动控制2020(ACFA 2020)等项目的研究,如图4所示。

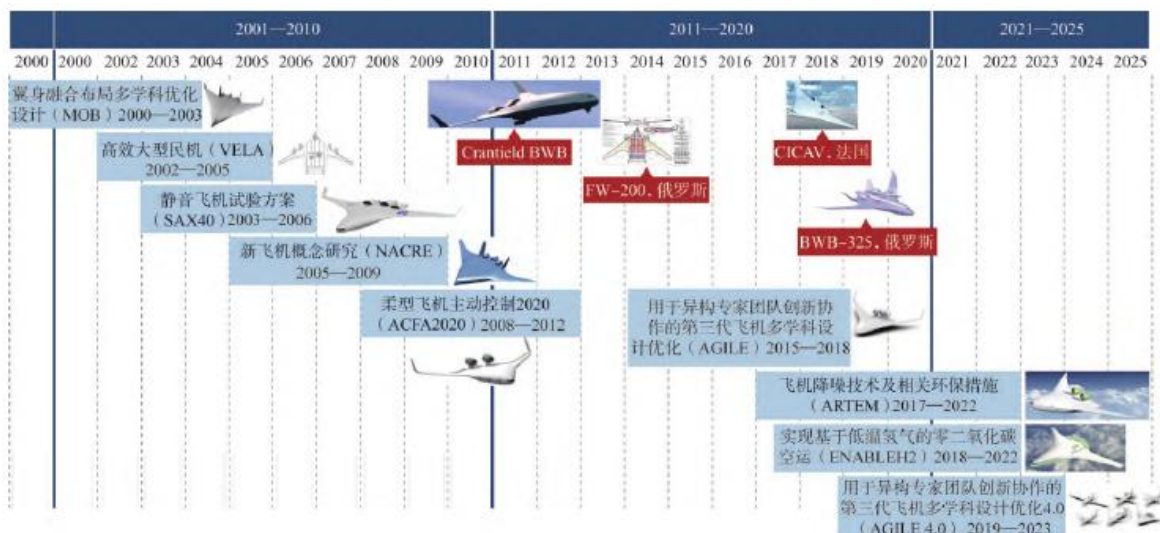


图4 欧洲21世纪以来BWB相关项目

Fig.4 BWB-related projects in the Europe since 2000

VELA项目针对750座级的BWB布局开展方案研究,总共发展了三种方案,即VELA 1、VELA 2及VELA 3。VELA项目以工作包的方式向各研究机构分发任务,来自欧洲的研发机构、航空制造商及高校等共17个参与方合作开展技术攻关。VELA的延伸项目——NACRE项目由空客公司主导,来自欧洲的36个合作方共同参与。该项目以VELA 3作为基准方案,通过重新设计中机身翼型以及外翼段的扭转,并进行整体设计优化,形成了最终方案NACRE FW-2。与原始方案相比,NACRE FW-2将每名乘客的可用空间提升了15%,升阻比提升了4.5%,最大起飞重量降低了6.45%,轮挡燃油降低了18.9%,进一步提升了整体性能。

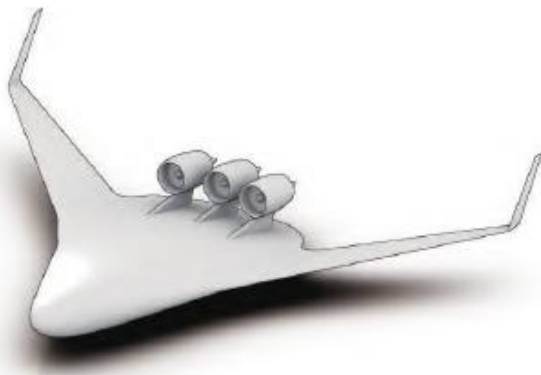


图5 AGILE项目的BWB布局飞机方案^[12]

Fig.5 The BWB configuration aircraft of the AGILE program

该项目的主要目标是设计一款新型高效的450座级BWB布局客机,并且提供稳健和自适应的多通道控制架构,减轻负载并改善乘客舒适性和飞行操纵质量。

2015-2018年,德国航空航天研究院(DLR)牵头承担了欧盟“地平线2020”框架下的AGILE项目,并在项目第三阶段内完成了包括BWB布局在内的7种非常规布局方案设计与优化工作。其中,BWB布局方案如图5所示,是一款450座级的大型客机,载荷59t,最大载荷下航程为8500km,巡航马赫数为0.85,最大巡航高度约13100m,起飞距离2950m。AGILE后续项目—AGILE4.0项目周期从2019年至2023年,将继续在此方案的基础上进行优化设计。

欧盟于2018-2021年开展了ENABLEH2项目研究,通过推动液氢等相关技术成熟,实现无二氧化碳液态氢空运,并且提升安全性和可持续性。项目团队在研究中基于NASA N3X-Max概念,提出了BWB布局的液氢动力概念方案,如图6所示。该项目将推动液氢动力飞机相关关键技术到2030-2035年达到技术成熟度6级。



图6 基于美国国家航空航天局N3X-Max Synergy概念的BWB布局氢动力飞机^[14]

Fig.6 Hydrogen-powered BWB aircraft based on NASA N3X-Max Synergy concept^[14]

除欧盟外,英国克兰费尔大学提出其BWB布局概念飞机CranfieldBWB,法国于2015-2019年研究并发布440座级BWB布局概念飞机CICAV。俄罗斯在2014年和2018年分别给出了两款BWB布局概念飞机:FW-200和BWB-325。

1.3 中国

近年来,国内BWB布局民机研究持续深化,西北工业大学(见图7)、中国商用飞机有限责任公司(见图8)等高等院校和科研机构在总体、气动布局、结构、飞行控制等方面均开展了大量研究。但总体上,我国在BWB布局民机方面的

研究起步较晚。近年来,虽然在关键技术梳理、气动/结构关键技术攻关等方面取得一定进展,但总体进展较慢,飞行验证开展较少且验证能力有限,相比国外仍处于BWB布局概念方案探索阶段,BWB布局预先研究还未完全展开。相比之下,波音、空客等公司开展BWB布局预先研究的时间为2000年前后。



图7 西北工业大学NPU-BWB-300-II翼身融合民机概念方案

Fig.7 Northwestern Polytechnical University's BWB civil aircraft concept NPU-BWB-300-II



图8 中国商飞“灵雀”B翼身融合验证机

Fig.8 COMIC "LingQue-B" BWB verification aircraft

2 代表性项目进展

2022年5月,加拿大庞巴迪公司公布了一段Eco Jet项目视频,视频中展示了一款BWB布局的公务机,如图9所示。Eco Jet通过BWB设计达到减排50%的目标,庞巴迪的目标是在20年内将Eco Jet投入应用。Eco Jet项目已经进行了一段时间,庞巴迪公司为此制作了一个1.2~1.5m长的缩比模型用于风洞试验。2022年9月,该公司制作了翼展6m、20%尺寸的Eco Jet无人驾驶

缩比验证机, 并开始进行飞行测试。



图9 加拿大庞巴迪公司的EcoJet翼身融合公务机
Fig.9 Canada's Bombardier's EcoJet BWB business jet

2022年5月起开始进行一系列风洞试验, 如图10(b)所示。同时, 纳蒂鲁斯公司已经开始生产N3.8T货机原型机, 目标是在2023年底首飞, 预计于2025年取得美国FAR-23部认证并开始交付, 首批飞机将交付美国沃拉图斯航空(Volatus Aerospace)公司。除N3.8T外, 纳蒂鲁斯公司计划研发一系列无人驾驶货机, 包括具有跨声速和洲际航程能力的66t级、110t级和130t级货机。



(a) N3.8T概念方案



(b) N3.8T货机1/10缩比风洞试验模型

图10 美国纳蒂鲁斯N3.8T无人驾驶货机方案
Fig.10 U.S. company Natilus N3.8T autonomous cargo aircraft

美国DZYNE技术公司在NASA的新地平线项目支持下, 推出了BWB布局支线客机Ascent 1000的概念方案, 如图11所示, 并给出了Ascent 1000的具体构型描述。DZYNE重新设计了Ascent 1000的起落架位置和收放方式, 如图12所示, 将双层客/货舱设计优化为单层客/货舱设计, 显著降低了全机各剖面的厚度分布需求, 优化了气动外形。Ascent 1000支线客翼展约43.0m, 长约29.5m, 高约7.3m, 巡航马赫数为0.8, 飞行航程约5926km, 装备有两台涡扇发动机, 其整体内部布局如图13所示。在Ascent 1000的基础上, DZYNE公司还探索了对标波音737 MAX 8的165座客机 Ascent 1600和对标波音737 MAX 9的200座客机Ascent 2000。

在2018年集中公布进展情况后, 近年来针对 Ascent 1000的相关报道较少, 其官方网站也少有相关进展动态更新, 但DZYNE公司的Ascent 1000设计是同类产品中技术成熟度最高的飞

机。



图 11 美国DZYNE技术公司 Ascent 1000 支线客机方案

Fig.11 American DZYNE technology company Ascent 1000 regional airliner BWB solution

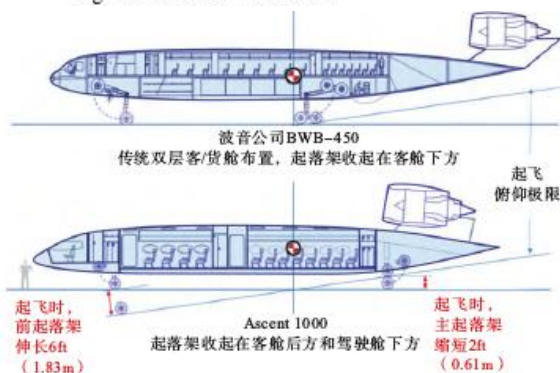


图 12 Ascent 1000 支线客机起落架设计^[19]

Fig.12 Landing gear design of Ascent 1000 regional airliner^[19]

2017年,英国初创公司Samad Aerospace启动混合动力垂直起降公务机eStarling的研制计划,其方案如图14所示。2019年底,该公司表示正在制造eStarling的50%尺寸缩比验证机,此前,该公司的10%、20%尺寸缩比验证机验证了起降性能、悬停性能和悬停转平飞的能力。2021年3月,该机的第二架50%尺寸缩比原型机完成首飞测试。该机计划在2023年进行首次飞行,2025年底之前完成认证和首次交付。



图 15 空客公司BWB布局验证机“游侠”

Fig.15 Airbus BWB configuration verification aircraft MAVERIC



图 14 英国Samad Aerospace初创公司的6座混合动力垂直起降公务机eStarling方案

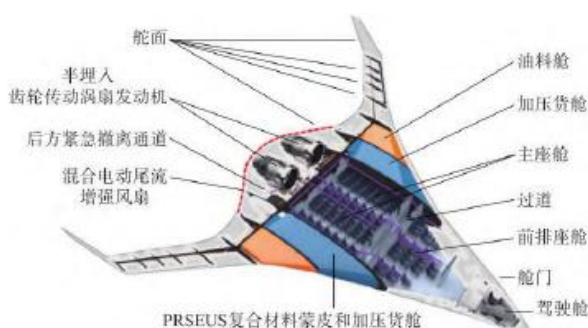


图 13 Ascent 1000 支线客机整体结构布局^[20]

Fig.13 Overall structural configuration of Ascent 1000 regional airliner^[20]

eStarling 公务机售价650万美元,翼展为15m,具备垂直起降(VTOL)能力,巡航速度为463km/h,最大起飞重量为3175kg,航程为1000km。该机由5个电动旋翼提供动力:两个可倾转旋翼位于机翼后缘根部,提供垂直起降和巡航期间的动力;两个垂向旋翼位于翼身融合体中间,提供垂直起降时的升力;一个位于T形尾翼提供悬停转平飞时需要的动力。

空客公司在2020年的新加坡航展上展示了一款BWB布局技术验证机“游侠”(MAVERIC),主要用于验证BWB布局飞行控制技术,获取相应的

飞行试验数据,如图15所示。“游侠”验证机将比常规布局飞机减少多达20%的燃料消耗,该机全机长2.0m,宽3.2m,机翼面积约为2.25m²,由两个涵道发动机提供推力,为了提高稳定性和操纵性,该机保留了两个平行垂尾。该验证机于2017年开始研发,在2019年6月首次升空,空客

公司表示正在考虑其他的推进方式,如曾应用在Eco Pulse验证机上的分布式混合动力技术。

2020年9月,空客公司发布了代号为ZEROe的3型氢能源概念飞机,包括采用氢燃料涡扇发动机的单通道客机、采用氢燃料涡桨发动机的支线客机以及采用氢燃料分布式推进的BWB布局客机,如图16所示。其中,ZEROe翼身融合布局客机以“游侠”积累的技术成果为基础开展研制,最多可搭载200名乘客,航程约为3074km。2020年空客公司在新加坡航展上公布的ZEROe翼身融合布局飞机如图17(a)所示,与“游侠”相比,该机取消了垂直尾翼,采用了分布式氢动力混合推进。但是,在2022年新加坡航展上,空客公司修改并公布了最新的概念布局,如图17(b)所示。与2020年相比,该布局更接近“游侠”验证机,放弃了分布式推进方案,采用两台发动机,经过改进的设计具有更长、更宽的整体机舱,增加了垂尾,发动机位置更靠后,既可以减小噪声也可以实现边界层抽吸。



图16 空客公司ZEROe氢能源概念飞机方案

Fig.16 Airbus ZEROe hydrogen energy concept aircraft solution

图17(a)所示,与“游侠”相比,该机取消了垂直尾翼,采用了分布式氢动力混合推进。但是,在2022年新加坡航展上,空客公司修改并公布了最新的概念布局,如图17(b)所示。与2020年相比,该布局更接近“游侠”验证机,放弃了分布式推进方案,采用两台发动机,经过改进的设计具有更长、更宽的整体机舱,增加了垂尾,发动机位置更靠后,既可以减小噪声也可以实现边界层抽吸。



(a) 2020年



(b) 2022年

图17 空客公司ZEROe翼身融合布局氢能源概念飞机方案

Fig.17 Airbus ZEROe BWB configuration of hydrogen energy concept aircraft

2022年5月,德国航空航天研究院牵头完成了欧盟《地平线 2020》框架下的飞机降噪技术及相关环境影响(ARTEM)项目,该项目为期4年,致力于开发新型降噪技术。该项目面向2050年远程商用飞机,提出了一种400座级的BWB布局方案BOLT,如图18所示。该布局巡航马赫数为0.84,巡航高度约为13100m(43000ft),航程约为10186km,采用两个超大涵道比的涡扇发动机(涵道比>16)。另外,该项目还提出了一种100座级的电推进BWB布局方案REBEL,致力于中短程商业航线。



图 18 ARTEM 项目的BWB 布局飞机方案BOLT

Fig.18 BOLT BWB configuration aircraft of the ARTEM project



图 19 西北工业大学 NPU-BWB-300 翼身融合缩比验证机

Fig.19 Northwestern Polytechnical University's NPU-BWB-300 BWB scaling verification aircraft

西北工业大学在2023年1月30日宣布翼身融合民机技术研究取得重大突破,其翼身融合民机技术研究团队的NPU-BWB-300翼身融合缩比试验机(见图19)完成试验试飞,进行了试验机的起降、通场、规划航线自主飞行等科目测试。NPU-BWB-300-II方案(见图7)在国际上率先提出“后体加长BWB布局”概念,采用单排16座设计,机身两侧均匀布置了8个舱门,该方案的综合性能处于国际领先水平,达到或接近NASA N+2宽体客机发展目标。

3 技术特点分析

欧盟议会运输和旅游委员会发布的《到2050年实现“绿色协议”目标的投资情景和路线图》中指出,BWB布局目前技术成熟度为3~4级,其技术可行时间预计到2040年之后,即当前BWB布局技术还处于预先研究或先期技术开发阶段。

3.1 优势分析

与常规“管一翼”布局飞机相比,BWB布局具有诸多优势。目前研究显示,翼身融合设计已从250~450座级

扩展到较小(100座)座级支线机/公务机及超大座级客机,均显示出了优越的综合性能优势。

3.1.1 巡航效率增加

在相同装载要求下,BWB布局能够降低全机浸润面积从而减小摩擦阻力,与常规“管-翼”布局相比,BWB布局的巡航效率可以提高15%~20%,油耗更少,具有经济环保优势。如图20所示,几种具有代表性的BWB布局民机方案的巡航效率因子已达20以上,并且具有低噪声、低排放、轻重量的潜力。与大座级BWB相比,由于BWB的每座浸润面积优势随座级的减小而逐渐降低,小座级BWB气动优势不明显。

在近期的一项研究中,S.Ammar等设计了一型200座级BWB布局客机,并与A320进行了性能比较。从表1可知,与A320相比,优化后的BWB布局飞机升阻比提高了22%,最大起飞重量减少了7.5%,BWB布局更大的升力面和更小的质量使机翼载荷更低,并且起飞距离减少了37.6%,布局优势明显。

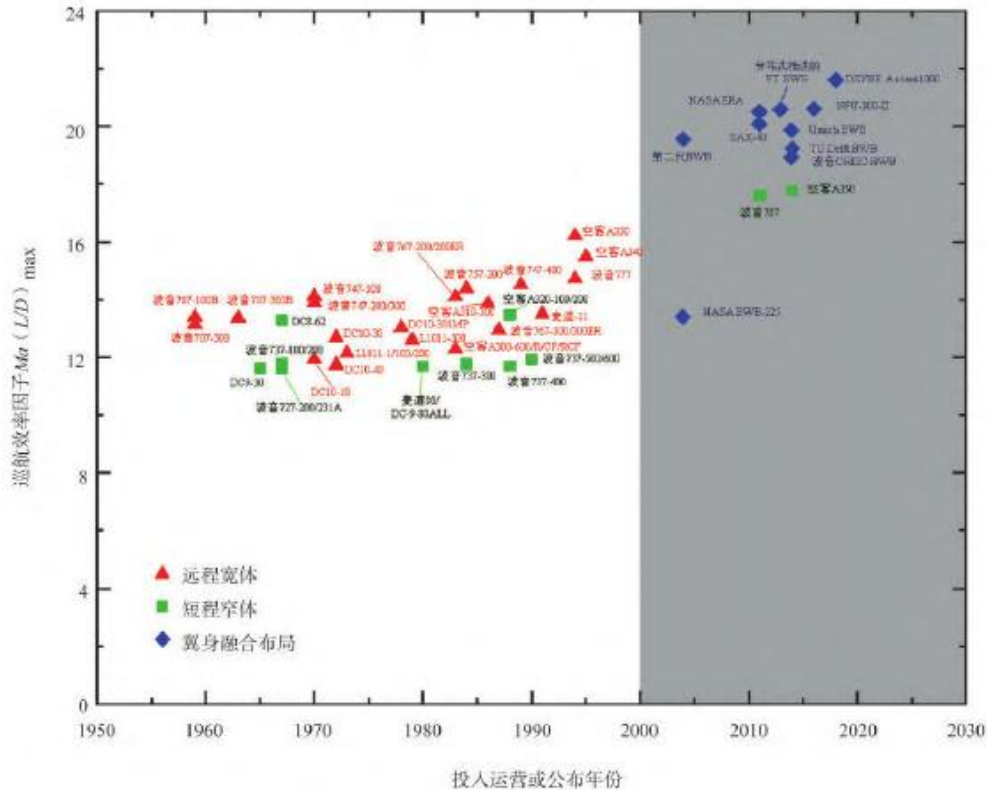


图 20 常规布局民机和 BWB 布局民机巡航效率情况对比

Fig.20 Comparison of cruise efficiency between traditional configuration civil aircraft and BWB civil aircraft

表 1 BWB 布局飞机与 A320 性能对比

Table 1 Performance comparison between BWB aircraft and A320

性能	空客 A320	BWB 布局	增益/%
升阻比	18.14	22.17	22
航程/km	4360	4360	0
平衡跑道长度/m	2210	1380	-37.6
比燃料消耗率/(kg/s)/N	0.017	0.017	0
最大起飞重量/kg	79816	73828	-7.5

3.1.2 飞行噪声降低

噪声排放标准的日趋严苛与民航运营规模的持续增长促使降噪技术成为目前民机发展的热点，相关研究表明，BWB本身就提供了一个低噪声的布局特征，具有巨大降噪潜力。BWB布局的发动机通常安装在机身背部，宽大的中机身和后上置动力系统提

供了出色的发动机噪声遮蔽能力，发动机噪声不会通过机翼下表面反射，发动机引起的噪声排放得以降低。

3.1.3 载荷分布更加合理

如图21所示，常规布局客机的大部分惯性载荷集中在两个机翼之间狭窄的机身内，而机身本身又不产生升力，因此机翼要承受较大的剪力和弯矩。相反，BWB布局飞机的结构载荷沿着机翼横向分布，其中机身提供的升力就占了全机总升力的20%以上，不仅气动载荷分布和惯性载荷分布相对于常规布局更为合理，而且机翼承受的剪力和弯矩大约是常规布局的一半，从而有降低飞机结构重量的潜力。

3.2 挑战分析

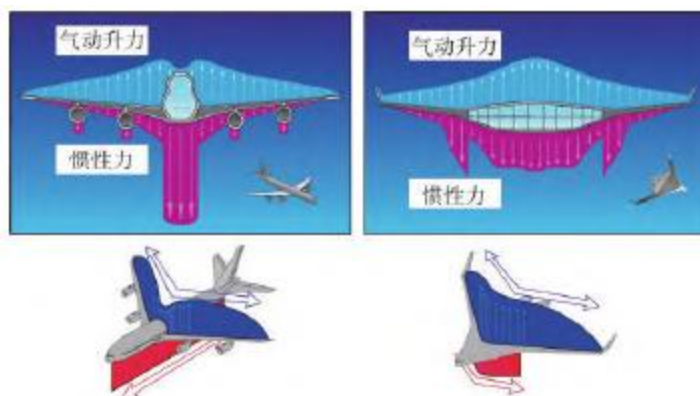


图21 常规布局与BWB布局的气动、惯性载荷分布

Fig.21 Comparison of aerodynamic, inertial pressure loads between TAW and BWB

3.2.1 纵向、航向操纵稳定性难度大

BWB布局纵向、航向操纵能力偏低，其质量分布和外形相比常规布局在纵向、航向上更加不稳定。目前诸如V形尾翼、延长机身等方法虽然能够提高BWB布局飞机的稳定性，但一定程度上会增加飞机整体重量、增大飞机阻力、降低巡航性能优势。如何在发挥 BWB 布局巡航性能优势下，提出满足纵向、航向操纵稳定性的设计方案仍是一大挑战。

3.2.2 宽短中机身客舱布局面临挑战

一方面，与常规“管”型机身相比，BWB布局飞机中机身宽短，导致每排座位较多，当飞机进行滚转飞行时，外侧座椅的乘客将承受较大过载，将影响乘客的舒适度；另一方面，BWB布局由于需要中机身提供升力，其中机身设计必然遵循空气动力学原理，会在一定程度上约束客舱布局设计。对于大型干线翼身融合客机来说，每排座位在24座以上，飞机越大，外侧乘客承受的载荷越大，飞机滚转的加速度与客舱外视野的缺失效果相叠加，可能会使部分乘客感到不适；而对于中小型支线翼身融合客机来说，需要重新设计客舱布局方案以满足适航和气动要求，常规机身采用的“上层客舱+下层货舱”双层客舱布局或导致BWB布局方案的中机身过厚，降低方案气动效率。另外，翼身融合相对集中的客舱布局也对紧急逃生方案有较大影响，带来安全性挑战。

3.2.3 起降性能要求更高

下一代民机对起降性能提出了更高的要求，使BWB布局的起降性能面临较大挑战，需进一步提升。与常规布局相比，BWB布局的中机身相对较短，纵向配平能力有限，加之噪声排放标准提高，限制了传统高增升装置（如传统多段增升装置）的使用，导致现有多种BWB布局不容易满足下一代民机起降性能指标。NASA ERA计划的研究结果显示，其代表性方案的油耗、噪声、排放三项指标均可实现N+2 发展目标，唯独起降场长指标未纳入其研究范畴，一定程度上暗示短期内尚难以满足起降指标。波音公司和NASA于2017年重启的X-48C验证机计划，重点研究BWB布局短距起降问题，也充分反映了该问题的复杂性和难度。为此，一是优化BWB布局设计，提高总体气动布局的起降特性；二是设计小低头力矩的新型高增升系统；三是发展主动流动控制技术，配合高增升系统共同提高起降性能。

3.2.4 气动弹性问题更加严重

一是需要注意BWB布局的激波俯仰振荡问题。当飞机接近声速时，与常规布局飞机仅有机翼部分受到激波俯仰振荡相比，BWB布局的中机身上表面也可能出现局部达到超声速的情况，其面临的激波俯仰振荡问题可能更为严重，在进行中机身设计过程中需要通过合理的气动外形设计规避。二是需要注意BWB布局的体自由度颤振问题。三是需要注意BWB布局的阵风响应问题。与常规布局飞机相比，BWB布局飞机阵风响应更加敏感，其中机身更容易受到阵风影响，进而直接影响乘客的舒适度。

3.3 关键技术

参考国内外相关学者的工作, 本文对BWB布局涉及的主要关键技术/关键使能技术做了归纳和梳理, 如图22所示。



图22 BWB布局的主要关键技术/关键使能技术

Fig.22 Critical technologies/critical enabling technologies of BWB

BWB布局的关键技术涉及总体设计技术、气动设计技术、结构设计技术、控制系统设计技术、降噪技术、推进系统设计技术以及试验与试飞技术。BWB布局具有的气动效率高、潜在噪声屏蔽等优势, 是机身、机翼、舵面、引擎高度集成的结果。因此, BWB布局飞机的设计具有多学科集成的特性, 即需要通过多学科设计优化 (MDO), 在不同专业约束之间权衡, 得出翼身融合设计的最优方案, 这不仅需要开发全新的、适用于BWB布局的设计工具, 也需要通过试验与试飞测试和验证积累设计数据, 总结设计经验。

(1) 总体设计技术

BWB布局的总体设计技术主要涉及座级与平面形状设计技术、客舱/货舱设计技术和整体结构与重量估算技术等。其中, 座级设计决定了BWB飞机的尺寸、市场定位和平面形状, 小、中、大座级的BWB布局特征均不相同; BWB布局的客舱/货舱设计难度高于传统TAW布局, 需要兼顾气动外形、动力系统以及操纵面布置等; 整体结构与重量估算技术主要面临结构设计和结构评估方法的挑战, BWB布局实际产品设计经验较少。

(2) 气动设计技术

BWB布局的气动设计技术主要涉及气动布局设计优化方法、增生装置设计技术、飞机-发动机集成设计技术、主动流动控制技术、边界层抽吸技术、气动载荷设计与优化和沟槽壁面技术等。由于BWB布局具有翼身融合程度较高、设计约束强、多学科耦合紧密等特点, 传统TAW布局的气动设计经验并不能直接用于BWB布局气动设计, 目前基于计算流体力学 (CFD) 的综合优化设计是BWB布局方案设计的主流方法。大部分BWB布局飞机的发动机一般布置在机身后部, 有背撑式和嵌入式两种方式, 可以与边界层抽吸技术相结合, 进一步提升飞行性能。

(3) 结构设计技术

BWB布局的结构设计技术主要涉及全机结构方案设计技术、整机/部件重量评估技术、先进结构设计与分析技术、复材结构设计与制造技术、非圆截面客舱/货舱增压技术、拉挤杆缝合高效一体化结构设计 (PRSEUS) 等。其中, PRSEUS全复材结构概念通过高度集成的连接方式显著

降低结构重量,相比早期复合夹层板方案能够减重28%,是一种具有工程应用前景的技术途径。

(4) 试验试飞技术

BWB布局的试验试飞技术主要涉及全机地面加载方案设计与试验技术、BWB布局缩比模型设计与加工技术、BWB布局风洞试验测试技术、飞行试验测试技术等,其技术难点在于缩比模型的相似原理。通过试验试飞技术,对BWB布局的稳定性、操纵性、控制算法、声学特性、气动特性等进行测试验证,推动技术成熟和向工程应用转化。

(5) 推进系统设计技术

BWB布局的推进系统设计技术主要涉及发动机布局设计技术(背撑式/嵌入式)、分布式推进系统与油电混合技术等。其中,发动机布局设计技术需要与BWB总体和气动设计方案一致;分布式推进系统与油电混合技术主要针对可能会采用混合动力/全电分布式推进的BWB布局方案。

(6) 控制系统设计技术

BWB布局的控制系统设计技术主要涉及舵面布置与控制策略设计技术、飞控系统设计和控制分配策略等,是BWB布局设计的重点和难点。由于BWB布局与传统TAW布局存在显著差异,不能直接沿用,其控制方案、舵面布局需要重新设计和优化。

(7) 降噪技术

BWB布局的降噪技术主要涉及机体布局设计降噪技术(机体遮蔽技术等)、发动机流道降噪修型和声学处理、起飞/进近航迹优化设计、部件降噪技术(静音制动、静音增升等)等。BWB布局降噪设计的核心在于尽可能提高飞机本体低速性能并发展更安静、高效的动力系统。

4 总结及展望

本文系统梳理了国内外民机BWB布局技术的发展历程和近年来的主要进展,分析了技术优势和挑战,并归纳了BWB布局的关键技术。展望未来,对后续研究提出以下三点建议:

(1) 全面开展BWB布局客机乘坐和飞行安全性研究

目前,美军B-2隐身轰炸机已服役多年,B-21隐身轰炸机也于2022年12月2日公布,两型隐身轰炸机均采用翼身融合无尾布局。由于客机需要同时满足安全、经济、环保、舒适及适航符合性等要求,考虑到BWB布局可能会存在的乘客安全性(如逃生方案)和舒适性(如滚转载荷过大)的问题,应在现役军用BWB飞机基础上,借鉴军机经验,加强乘客逃生、BWB飞行控制等客舱安全和飞行安全相关技术攻关,尽快提高技术成熟度,加速发展BWB布局客机。

(2) 总体布局设计仍需进一步收敛

常规“管-翼”布局民机经过几十年的探索和优化,已经在气动外形、系统部件布局方案上充分收敛,不同座级飞机分别探索出近乎最优的布局方案。例如,现役干支线民用客机大多采用发动机两侧机翼吊装布局。但对于BWB布局来说,其针对不同座级飞机的气动外形、系统部件布局方案仍需进一步收敛。一方面,通过预先研究进一步收敛的总体布局优势方案将为型号探索更确定的初始设计状态;另一方面,随着总体布局方案的收敛,结构设计和重量估算能尽早介入,积累设计和分析经验,加速BWB布局飞机的型号研制。

(3) 运营的适用性仍需细致评估

一方面,BWB布局技术的应用会带来新的项目风险和适航挑战,也面临起降、近进场航迹

不适应,机场设备不兼容,维保服务不匹配等具体问题,这些问题和挑战可能成为BWB布局飞机投入运营的障碍;另一方面,波音、空客、商飞等公司当前和今后一段时间推出的新机型/升级机型仍然是“管一翼”常规布局飞机,其配套服务和管理是围绕常规布局飞机设置的,这些飞机很可能服役到2050年,也会挤压BWB布局民机的市场占比。另外,BWB布局飞机的广泛应用需要全球民航业合力共同推动,也是各大航空制造商的竞争高点,在合作与竞争环境中的研发进程也最终决定了BWB布局飞机真正问世的时间。

摘自《航空科学技术》NO 07. 2023

支线飞机及发动机市场分析

王翔宇

随着全球经济水平的不断发展,越来越多的区域性中心城市开始出现,支线飞机与干线飞机搭配形成的枢纽辐射式航线网络和中小城市点对点航线网络纵横交错、相互补充,形成了各司其职的专业化民航运营体系。作为大型枢纽城市与中小城市,以及中小城市之间的重要连接纽带,支线飞机通常不超过100座级,又可分为支线涡桨飞机和支线喷气飞机两大类。前者航程往往在1000km以内,大多集中在400~600km,配装功率在4000kW以下的涡桨发动机;后者的飞行距离则为400~1500km(北美地区甚至可延伸到2000km以上),大多由80kN以下小推力涡扇发动机提供动力。

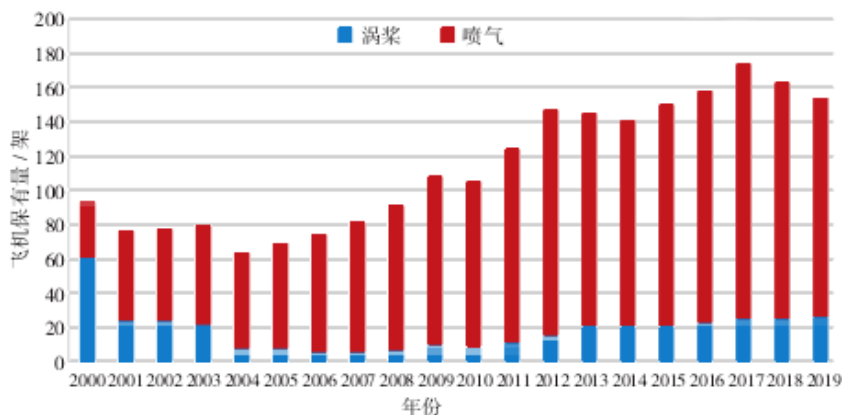


支线飞机主要机型分布

过去的20年,全球支线飞机在役数量始终在6000~7000架之间徘徊。虽然市场总体表现平稳,但机队结构发生了清晰且深刻的变革。一方面,从20世纪90年代末开始,随着经济效益较高的新型支线喷气飞机的出现,在航程超过700km、80座级以上的航线上的效率优势弥补了在燃油消耗上的不足,在相当程度上抢占了支线涡桨飞机的市场空间,其市场份额从2000年的30%上升到2020年的54%;另一方面,航空运输业在“9·11”事件后长期不景气、燃油价格上涨

的背景下,体积小而单位可用座千米成本(CASK)高的60座以下支线飞机市场严重萎缩,其中涡桨飞机的在役数量几乎以4%的年化速率递减,喷气飞机也较2000年下降了20%左右。由于燃料成本的飙升,CRJ100/200和ERJ135/145等60座以下的支线喷气飞机已经在2007年停产,随后则是CRJ700/900和EMB170/190等70~100座级支线飞机陆续供应市场。具体到不同的飞机型号,保有量排名前10的支线飞机占据了市场总量的75%,不同型号的市场份额几乎成阶梯状排

列。保有量为814架的DHC-8是目前在役最多的支线飞机产品，不过这里面包括了很多老旧的DHC-8-200/300，机队平均机龄超过了15年，近3年平均交付量仅为14架。相比之下，ATR72机队平均机龄仅为7.6年，占据了当前涡桨客机总量的20%以上，在同等座级的竞争机型中较DHC-8-400更有优势，是当前支线涡桨市场的绝对主力机型。支线喷气飞机的主要产品包括巴航工业的E175（627架）和E190（467架）、庞巴迪公司的CRJ700（256架）和CRJ900（453架）等，事实上除了几乎处于停产状态的ERJ145和CRJ100/200以外，这些在役量靠前的支线喷气飞机主要面向60座级以上市场，E190和CRJ900更是定位在80~99座级，而这一领域也是支线涡桨飞机的空白。



中國支線飛機歷年保有情況 (2019年, 來源: CIRIUM公司)

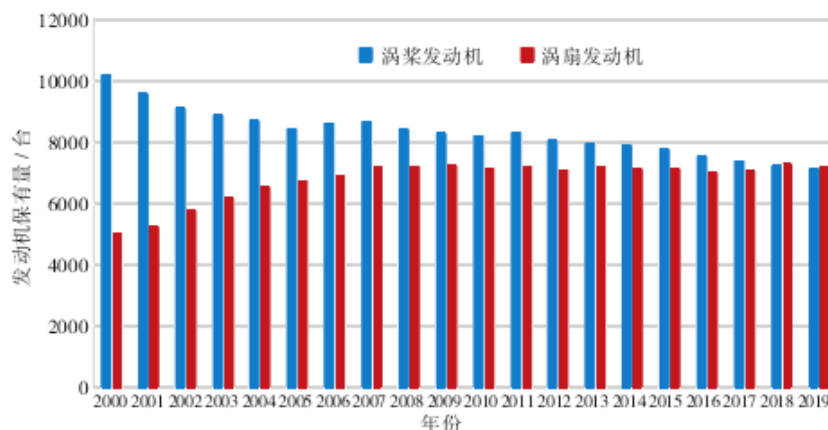
从2000年前后运7退出民航市场开始，中国支线涡桨飞机市场经历了一段时间的“阵痛”，到2007年在役涡桨客机仅为5架。2008年后，国产“新舟”60（含改进型“新舟”600）基本保持了每年3~5架的交付速度，截至2019年年底在役量为26架，平

均机龄7.6年且全部由幸福航空运营，独占了国内支线涡桨客运市场。支线喷气客机市场则主要由CRJ700/900、E190以及国产ARJ21组成，特别是近几年ARJ21机队的扩张速度非常快，订单数量甚至达到了310架（考虑意向订单则接近600架），对未来支线运输市场的支配地位几乎是板上钉钉的。总的来说，国内支线客运市场起步较晚，又在高铁的分流下长期处于不温不火的发展状态，其机队构成也与全球市场有着很大差异，然而随着国产“新舟”60/600/700以及ARJ21进入市场，整个行情发生了变化。事实上，就算不考虑新增订单，仅将这些已有订单消化完，都意味着机队规模翻了两番，随之而来的则是一条更加独立自主的支线航空市场发展之路。

支线发动机主要机型分布

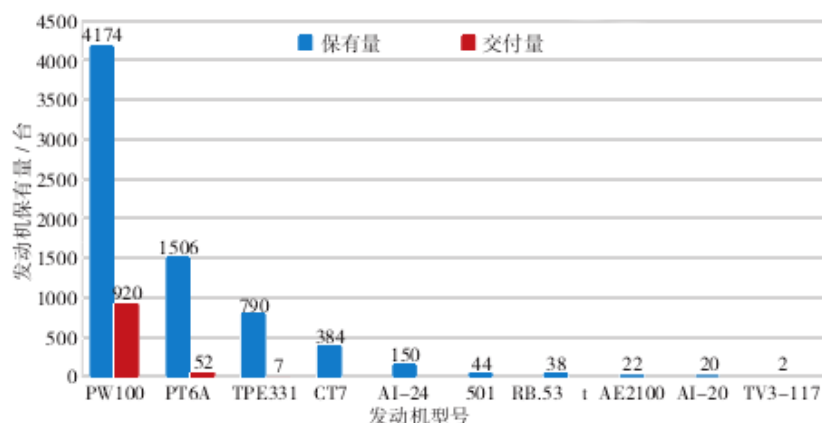
由于60座以下支线航空市场的整体不景气，近20年全球涡桨发动机的保有量相应地呈现缓慢下降的态势，年化衰减速率达到了1.7%，2019年的保有量仅相当于2000年的7成。在役涡桨发动机共有10型，市场份额高度集中在少数几型动力产品上。除了极少数老旧飞机（如DHC-7）装配4台涡桨发动机，其余均为双发配置。虽然PT6A、TPE331等型号还在涡桨动力市场上占据可观的份额，但其装机机型一般不超过40座级、机龄均在30年以上，功率范围、产品特征与当前市场的需求方向有着很大的差距。普惠加拿大公司的PW100系列涡桨发动机在役4174台，占据市场总量的55%，其衍生型号可为ATR72、ATR42以及DHC-8等各类涡桨飞机提供动力，在过去的10年里交付量超过了900台，为市场交付总量的93%，称得上是涡桨动力市场绝对的核心产品。更为关键的是，从公开的信息来看，目前并没有哪家公司提出了新一代民用涡桨发动机的新研计

划，成熟期巅峰的PW100也将在相当长的时间内维持这种支配性的市场地位，甚至可以说未来PW100的需求情况就代表了涡桨发动机市场的整体走势。



全球支线发动机历年保有情况 (2019年, 来源: CIRIUM公司)

飞机配装的CF34发动机就从2000年的890台扩张到2006年的1828台。随着燃油价格上涨，60座以下的支线喷气客机运营成本高企，市场的风口一下子转到了单位成本更低的更大座级支线飞机，就在E190和CRJ1000等机队规模不断壮大的同时，那些早期的小型支线喷气飞机纷纷退役，这样一涨一跌的后果使得专注于支线飞机市场的小推力涡扇发动机的保有量长期在7000台左右徘徊。与涡桨发动机市场高度类似，目前全球在役小推力涡扇发动机为11型，其中CF34保有量多达5278台，占据市场总量的七成，在近10年内更是超过了市场交付总量的90%，如CRJ700/900/1000、E170/175/190以及国产的ARJ21等主流支线喷气飞机都是其配套对象。大的竞争者，不过从2017年开始进入市场以来占据的市场份额仍十分有限。



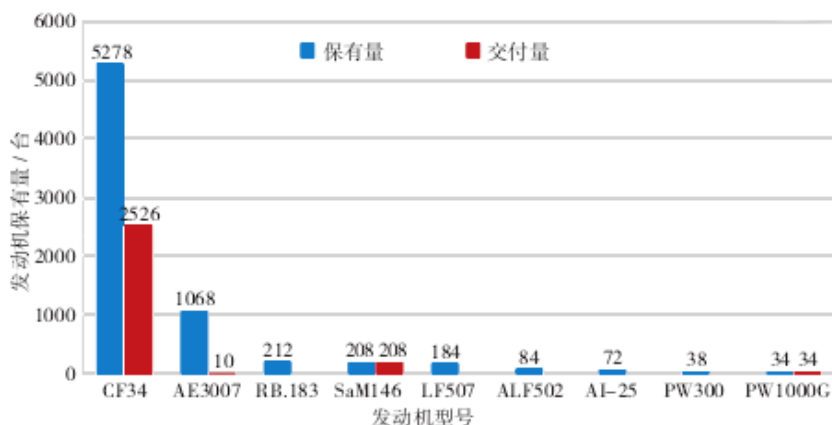
全球支线涡桨发动机保有量与近10年交付量 (2019年, 来源: CIRIUM公司)

在国内支线航空长期不景气的大背景下，涡桨发动机市场也一直处于一种震荡徘徊的状态，甚至2019年保有量几乎与2001年持平。在2000年与运7一同彻底退出民航市场的涡桨5发动机超过了60台，成为一个标志性的节点，此后直至今日还没有一型国产民用航空发动机再次出现在民航市场上。随后的几年，60座级以下的DHC-6和萨伯340的相继退役意味着PT6A、CT7等发动机也告别了国内的民航市场，中国支线涡桨动力市场被PW100系列完全垄断。虽然国内支线涡桨飞机机队已经逐步从ATR72、DHC-8过渡到了国产的“新舟”600（配装PW127J），并即将升级为“新舟”700（配装PW150C），然而这些60座以上涡桨飞机的动力选型均为PW100系列。结合当前全球市场形势，PW100在国产大功率涡桨发动机问世前长期独占国内民用涡桨动力市场是不可避免的。但据报道，2020年加拿大全球事务部驳回了普惠加拿

全球支线涡扇发动机的保有量在2006年以前迎来了一轮快速增长，年化增长率达到了5%以上。事实上，在1992年第一款现代意义上的支线喷气客机CRJ100/200投入运营后，60座以下的支线喷气客机经历了相当长的繁荣期，相应地仅为这一型

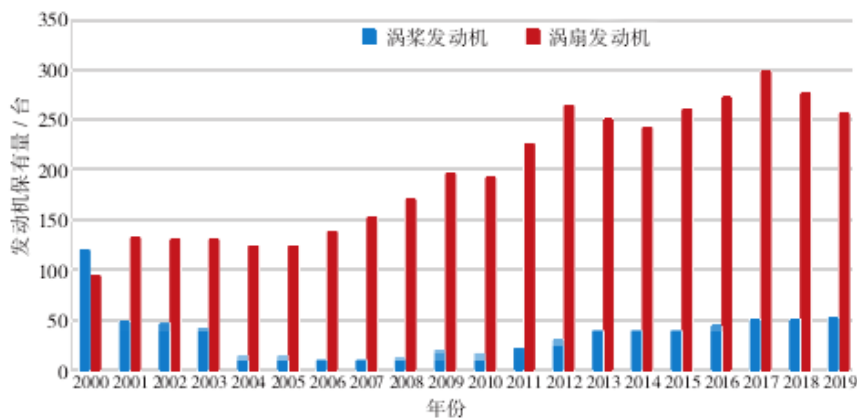
在国内支线航空长期不景气的大背景下，涡桨发动机市场也一直处于一种震荡徘徊的状态，甚至2019年保有量几乎与2001年持平。在2000年与运7一同彻底退出民航市场的涡桨5发动机超过了60台，成为一个标志性的节点，此后直至今日还没有一型国产民用航空发动机

大公司的PW150C出口许可证申请。



全球支线涡扇发动机保有量与近十年交付量（2019年，来源：CIRIUM公司）

与涡桨发动机市场格局非常类似，目前用于支线喷气飞机的小推力涡扇发动机只有CF34这一型产品。从其发展轨迹来看，自从PW300、AE3007等60座以下的支线动力产品退出市场后，CF34的市场地位就已经稳固了，2010年至今其在役数量年化增长率达到了13%以上，同等推力量级几乎没有可堪一战的竞争对手，成为了国内支线喷气市场ARJ21、CRJ900和E190的唯一动力装置。这也意味着不论未来这3款主要飞机机型如何竞争、市场份额如何发生改变，CF34的需求将依旧非常旺盛（目前还未有关于ARJ21换装PW1900G的公开报道）。由于老旧机型少、历史负担轻，PW100和CF34对于国内支线动力市场的压倒性优势比全球市场更为鲜明，二者的衍生型号能够满足40~120座级支线飞机的动力需求，完美地实现了一型动力系列为多个飞行平台所用，这种极佳的通用性和互换性也是未来国产支线动力产品能否取得市场认可的关键要素。



中国支线发动机历年保有情况（2019年，来源：CIRIUM公司）

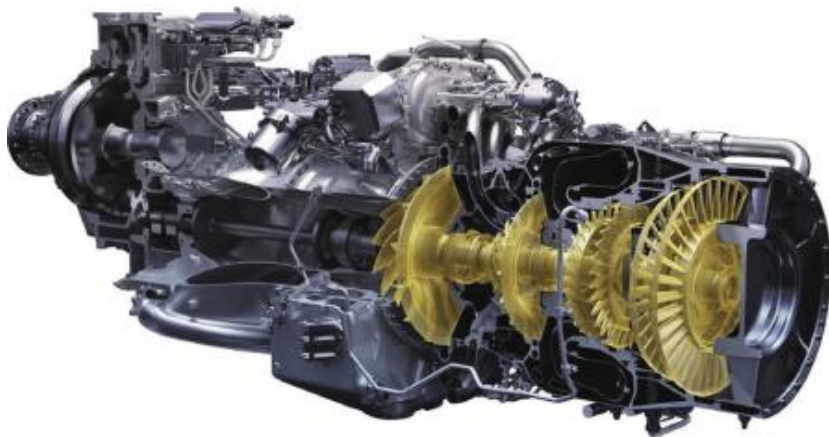
对于1000km以下的航线，有些需要最低限度的运输服务，有些在技术上难以改用喷气飞机，即使航空公司减少航班量或退出不盈利的航线，预计也会保持一定的运输能力，采用60座以下支线涡桨飞机执飞。但这一市场的在产机型实在不多，即使对其评价再高也无法取得优势市场份额。如20座以下的涡桨飞机平均机龄28.6年，其中46%的飞机机龄超过30年，14%的飞机机龄超过40年；21~40座的涡桨飞机以DHC-8-200和萨伯340为代表，平均机龄26.2年，72%的服役时间在20年以上，虽然已经超过经济寿命但该级别目前并没有合适的替代产品投入市场；机龄30年以下的41~60座级飞机只有ATR42和DHC-8-300两型，前者仍在生产但年产量已经不足20架，后者则已停产、无法更换，航空公司只能采取维修等措施尽可能延长现有飞机的寿命。

因此，60~79座级机型将是相当长一段时间支线涡桨飞机市场的核心发展方向，也是与支线喷气飞机形成持续市场竞争的主体。其中，十分活跃的DHC-8-400和ATR72贡献了2005年以

支线市场机型发展

对于1000km以下的航线，有些需要最低限度的运输服务，有些在技术上难以改用喷气飞机，即使航空公司减少航班量或退出不盈利的

来全球支线涡桨飞机市场的大部分订单，截至2019年年底平均机龄仅为7.8年。二者选装的PW100系列发动机仍将有巨大的市场需求，这款从20世纪70年代末开始研制的涡桨发动机交付量已经超过了万台，并仍处于不断升级更新之中。2021年11月，ATR公司发布的信息显示，ATR42和ATR72配装的最新PW127XT发动机可减少3%的燃油消耗、额外增加40%的发动机在翼时间，长达20000h的大修间隔也使得发动机维修成本降低20%，并符合ATR公司到2025年前实现100%兼容可持续航空燃料（SAF）的目标。



普惠加拿大公司研制的PW127XT發動機（來源：普惠公司）

ERJ135/145等第一代50座以下的支线飞机在2007年就已停止生产，在可以预见的未来也几乎不会有飞机供应，第二代CRJ700/900和E170/190等60座级以上的机型是目前支线喷气飞机市场的主体，以巴航工业E190/195-E2为代表的第三代支线喷气飞机已在市场崭露头角。不仅如此，为响应航空业到2050年净零碳排放的宏伟目标，巴航工业还在其最新的Energia飞机研发计划中提出了35~50座氢燃气涡轮动力飞机的设计概念，预计2040年之前可完成技术准备工作。



中國國際航空公司運營的3架ARJ21-700（攝影：魏萌）

“后无来者”有所不同，普惠公司在PW1000G的基础上改进的PW1900G发动机于2017年5月获得美国联邦航空局（FAA）的型号认证并随着E190/195-E2打入支线动力市场，CF34发动机是否能够一如既往延续强势的市场地位值得关注。不过，考虑到支线航空飞行距离较短、燃油消耗的敏

20世纪90年代初，50座级以下的支线喷气飞机作为涡桨飞机的替代品开始投入运营。由于该座级的喷气飞机载运空间小、可用座位千米成本（CASK）高，随着2000—2005年全球原油价格的上涨迅速被更大更经济的70座级以上飞机所取代。如CRJ100/200和

从航空动力的角度看，GE公司于1976年开始启动的TF34发动机民用改型项目（即CF34发动机）的成功是过去几十年民用支线喷气飞机市场（以及公务机市场）得以发展的最关键基础。40年来，CF34发动机为80%以上的第一代和第二代支线喷气飞机提供动力。与PW100发动机在支线涡桨动力市场的“前无古人

感性相对较低，同时频繁的起降潜伏着较大的安全风险，发动机的可靠性一直都是支线航空公司关注的焦点，未来像CF34这样久经考验的动力产品在这一细分市场仍旧有着巨大的优势。

特别值得一提的是，作为我国第一次完全自主设计并组装制造的支线喷气飞机，ARJ21飞机自从2016年投入商业运营以来的市场反响热烈。中国商飞营销中心公布的数据显示，ARJ21机队到2021年9月安全运行突破10万h、全机疲劳试验突破10万循环，安全性和可靠性得到充分验证，飞机平台进入成熟期，除成都航空和天骄航空外，中国国际航空、东方航空、江西航空、中飞通用和华夏航空等也已实现ARJ21的交付运营，有望成为未来我国支线航空市场发展最大的增长点和助推器，也带来了以CF34为代表的小推力涡扇发动机旺盛的生产保障需求。此外，我国新一代自研支线涡桨飞机“新舟”700也在2020年12月完成了首飞前最后一项全机工况试验。

结束语

支线市场长期以来表现出了平稳、稳健的发展态势，既不像窄体机市场那样迅猛发展、成为全球民航产业扩张的主要推手，也不像宽体机市场那样具有庞大的产品价值与运营成本，更容易受到国际政治经济形势的影响与冲击。进入21世纪以来，中国支线航空运输市场尽管面临着很大的历史发展机遇，但至少目前仍旧处于较为初级的阶段、距离成熟发展还有很大差距。除了没有形成规模化良性循环的商业运营模式，关键的原因就是长期以来国内支线运输缺乏充足的机队和合适的机型。随着国产ARJ21的横空出世、“新舟”700研发的不断推进，国内支线运输市场沉睡已久的潜在需求正被快速激发出来，同时市场的产品格局也在发生深刻的变化。当然也必须认识到，我国支线动力研发制造能力与支线飞机并不匹配、完全为国外型号所占据，这甚至成为了制约我国支线机队实现突破式扩张的瓶颈。加快支线动力的国产化替代已迫在眉睫，这将是未来我国支线航空市场能够长期稳定发展的根本保证。

摘自《航空动力》NO 01. 2022

基于高通量卫星的智慧飞机应用

于杨 时紫剑 何文婷

一、前言

互联飞机和智慧飞机是指将飞机作为网络中的一个联网节点，满足航空公司运行部门、客舱服务和乘客消费性通信需要。乘客通过机上客舱Wi-Fi解决方案，接入互联网。乘客可以浏览网络、聊天，或借助宽带卫星网络接收或传输音频和视频流，因此对客舱网络通信所需的带宽要求很高，并且需求还在不断增加；而机舱乘务员用来管理机舱和乘客信息的应用所需的带宽较低。自2017年中星16号Ka高通量卫星成功发射以来，已完成电信级通信网络建设和机载终端适航取证，

使航空互联网进入商用阶段，可为飞机提供200Mbit/s和10Mbit/s以上的下载和回传速率，使客舱乘客享受与地面同等的网络体验，也为智慧飞机带来了可能。

接入高速网络的同时，也使驾驶舱与乘务人员保持时时在线，可实现更好的飞行操作和安全要求。驾驶舱中使用的电子飞行包需要联网以进行天气监测和预报、飞行跟踪、运行优化和健康监测（包括飞机和各设备健康监测，以增加组件的使用寿命）。

通过智慧飞机，航空公司不仅向乘客提供创新服务，增加辅营收入并提升服务质量，而且还可优化航班运营，减少成本消耗并提高运行效率。航空公司对联网系统的兴趣不仅在于提供航空互联网（IFC）服务，同时还在于向飞行机组人员、机舱服务人员和地面人员之间提供数据通信，以改善维护和运营。

二、国际基于高通量卫星的智慧飞机应用

国际上对于智慧飞机的研究、应用起步较早，目前随着高通量卫星网络的应用推广，联网飞机数不断增加，智慧飞机应用也在各航空公司机队不断普及。2017年，澳洲航空公司QANTAS在波音737机队（约75架）应用卫讯公司（Viasat）的Ka高通量卫星网络，形成空地一体解决方案，使飞行期间的航空器通信寻址报告系统（ACARS）、电子飞行包（EFB）、快速存取记录器（QAR）等飞机驾驶舱大流量数据的实时传输成为可能，相对于传统的空地通信手段，高通量卫星网络突破了带宽限制，降低了通信传输成本。

除驾驶舱的智慧飞机应用外，国际上多家公司也基于高通量卫星网络实现了客舱互联网应用。以机上多媒体业务为例，美国Go Go公司是市场上最早且拥有众多具备交互式网络电视（IPTV）商业飞机的航空互联网服务商，在2019年推出了新一代机载网络产品支持IPTV业务。泰雷兹作为第二大IFE系统制造商，具备利用高通量Ka卫星网络作为基础设施向用户提供互联网娱乐、IPTV等服务的能力。借助Viasat的超高容量卫星网络，捷蓝航空（Jet Blue）在纽约和伦敦之间运营的空客A321远程飞机，配备国际直播电视节目为特色的椅背娱乐系统，节目包括BBC、CNBC、Sky News、CNNInternational以及体育赛事直播内容。

三、国内基于高通量卫星的智慧飞机应用

目前相较于国外，中国的飞机联网数还较少，智慧飞机应用尚处于起步阶段，未来国内航空互联网市场有极大的发展潜力。

1. 基于高通量卫星的飞机前后舱融合通信

目前飞机前舱数据传输主要使用ACARS，中国民航约有97%的运输飞机安装了甚高频ACARS系统，卫星通信方式由L波段的海事卫星完成，这两种方式均为窄带通信，无法进行高速实时传送且流量费用很高，在窄带机覆盖率很低。高通量卫星可为前舱提供大带宽网络，根据飞机的飞行阶段将非安全信息通过低成本、高速率的宽带卫星数据链路通道发送，以高性价比方式完成数据传输和交互。

基于前后舱融合的卫星通信网络系统可支持前舱飞行数据和后舱乘客上网应用数据的协同传输，其架构如图1所示。



图 1 基于前后舱融合卫星通信网络架构

高通量机载卫星通信系统由综合信息服务平台、高通量卫星通信网络、Ka机载卫星终端、客舱Wi Fi系统以及飞机数据接口设备组成。其中综合信息服务平台是智慧飞机前后舱应用的支撑平台，通过地面专线与各航空公司互联。客舱Wi Fi系统由机上服务器和无线接入点构成，为客舱娱乐和网络接入提供入口。飞机的快速存取器（QAR）通过网络隔离方式将多种飞机数据如飞行数据、舱音数据、EFB电子飞行包等辅助数据实时回传给航空运行控制中心（AOC）。AOC作为航空公司的资源整合和信息整合核心，通过对数据进行实时监测和分析，对航班统一调度指挥和集中管理，可实现远程客舱空防安全监控、远程空中突发事件处置、远程机务技术支持、远程服务监督等各类应用，使飞行运行更加合理、高效；可提供实时位置和天气信息，进行航班跟踪，并决定其整个飞行趋势，减少燃油消耗，优化飞行效率；通过数据的监控和大数据分析，预判飞机存在的故障，提前做出决策，优化航司运行流程和运行效率，有效辅助航司提升安全管理水平。

2. 智慧飞机客舱互联网应用

客舱互联网的智慧应用包括乘客上网、网页和媒体浏览、社交通讯、目的地信息服务，这里重点论述通过卫星高通量化后赋予客舱服务的创新应用，如精准推送、机上医疗和机上互联网多媒体客舱服务。

（1）大数据技术提升客舱服务

随着互联网和多媒体的迅速发展，大数据精准推送这一新的信息化处理技术应运而生。人们最先在网络上看到的是新闻、视频、置于优先位置的商品等，但随着信息技术的发展以及大数据应用的兴起，大数据精准推送发展得越来越全面，信息定制化、资讯分众化也得到广泛应用。

在航空领域，根据市场调研数据显示，全年乘客中，男性占比略高于女性，达52.6%。航空乘客的出行目的主要包括两类：商务出行和旅行探亲。从年龄角度对乘客进行分析，25至34岁乘客占比达35.8%，是航空公司的主要受众群体，35至44岁乘客占比达26.4%，为第二大用户群体。从调研结果来看，航空乘客变得越来越年轻化、个性化，尤其是90后、80后正在迅速地成为出行的中坚力量，消费观念更超前，同时在消费过程中也更注重品质、安全、可靠等特性。他

们不仅希望获得舒适的环境和优质便捷的服务,同时也希望享受到差异化、个性化的服务和产品。

通过高通量卫星网络,能将采集到的数据实时传输回地面,经过地面平台进行数据清洗、数据转换,并将处理后的数据通过指定的数据模型进行大数据分析。分析后的结果可应用于精准内容推送、精准广告推送、精准电商产品推送等,通过对用户和产品的详细分析,能整合资源,提高效率,进而帮助航司在服务旅客、提升服务品质、实现智慧飞机等方面实现更大的价值。

精准推送首先要建立用户画像,通过大量原始数据的获取,构建用户画像原始数据库,将数据信息标签化,构建形成用户画像标签库,通过标签的组合、聚合和拓展,形成用户画像,后续结合推荐算法进行精准推送。在航空互联网领域,通过对飞行中乘客的分析和定位,开展精准化推送和营销,可以使航空公司获得以下优势:

1) 构建一个可以直接触达乘客的方式和渠道,用来提供个性化服务,最终使乘客转化为实际用户。

2) 对于乘客在空中的所有在途时间,航司在为乘客提供个性服务过程中,可以通过电商、广告、内容、目的地服务等方式获得各项收益,同时获取乘客的数据信息,为后续数据变现和运营打下基础。

3) 在航前和航后提供个性化服务,比如将机上网络与机票销售、航空餐食、升舱服务、机上广播、行李送达、VIP服务等进行结合,使得航司服务品质和运行效率获得进一步提升。

(2) 机上医疗助力提高服务能力和运营效益

随着中国经济快速发展,航空出行已经成为社会公众的重要选择,而空中乘客突发疾病事件也逐渐增多。据估计,每604次航班中就发生一次某种形式的机上紧急医疗事件,2017年全球共发生6.1万起紧急事件,因紧急情况导致的备降发生率为1%~13%不等。最近的研究表明,实际备降率在7%~13%。备降1%相当于610次备降,7%相当于4270次,13%相当于7921次,根据乘客和航空公司机上紧急事件数据,每百万名乘客的机上死亡率约为0.1%~0.8%。

中国各航空公司几乎在每个航班上配备了血压计、听诊器、吸氧设备、针筒以及葡萄糖注射液、地塞米松注射液等为数不多的应急救治物品。然而飞机不同于陆地交通工具,在万米高空之中,当乘客在飞行过程中突发急症,主要依赖机上乘务组进行处理,上述配备的应急救治设备仅能应付一些简单的病症。但乘务员毕竟非医疗专业人士,当乘客突发不适特别是严重症状时,机上乘务组一般会通过机上广播寻医的方式来寻求医生和其他医疗专业人士的专业帮助,以免错误施救使病人错过最佳抢救时间。

基于高通量卫星的智慧飞机可支撑机上救援工作,可在机上发生紧急医疗事件时,通过机载设备与地面医疗专家创建沟通渠道,机组人员与医疗专家一起,第一时间开展专业救护工作,为挽救生命争取黄金时间,同时避免耽误其他乘客行程和减少航司不必要的经济损失。网络运营商可为机上医疗终端设置免认证登录模式,保障乘务组及时与地面医疗救护中心建立连接;事件发生时通信(通话录音、视频影像、患者监护数据)过程应确保过程记录完整。

高通量卫星机上救援系统一方面帮助社会公众和广大乘客提升乘机医疗防护知识,做好乘机前的预防和准备,尽量降低因空中医疗意外事件和因不及时救治导致的后果;还将有效提高机上救助效率,加快空地救助衔接的响应速度,系统提升航空公司的应急救援能力,更加有效地保障乘客安全出行;以及为航班减少不必要的备降,提升航司管理水平和运营效益,提升竞争优势。

(3) 机上互联网多媒体服务提高乘客满意度

由于机上上网功能的缺失，目前中国的机上IPTV市场仍处于空白。随着航空互联网的发展，IPTV业务作为机上高速互联的典型应用场景，发展空间巨大。

机上互联网多媒体服务，是一种利用宽带网，集互联网、多媒体、通信等技术于一体，与地面IPTV类似，向空中用户提供包括数字电视在内的多种交互式服务的技术。利用高通量卫星网络为基础设施，以机载服务器作为终端设备，通过互联网络协议提供包括电视节目在内的多种数字媒体服务，乘客可接入客舱Wi-Fi来访问在机载服务器上呈现的直播视频流和其他数字媒体信息服务。

按照传统地面网络的设计，作为承载视音频业务的接入网络势必带来带宽的急剧消耗和网络拥挤问题。因此，机上互联网多媒体服务的应用，高带宽保障是首要条件，而基于高通量卫星的通信网络在解决了支持IP组播技术、机上服务器安全、内容及信道加密传输等关键技术并满足相应管理要求的同时，可为此业务的发展赋能。

智慧客舱引入互联网多媒体服务可为航司带来巨大优势，可在不能连接地面网络的飞行器上提供海量的、优质的信息服务，可为广告宣传、内容制作等产业提供横向延展的能力，衍生出新的海量应用，如炒股、查找资料、医院/景点/门票/电影预约、餐饮查询、航班查询、选秀投票等多种互动服务。这些提升了航司客舱运营的多样性，带来新的辅营收入，为乘客的机上长途旅行带来便捷，提高了乘客满意度，强化了品牌效应。

四、结束语

本文针对飞机接入高通量卫星网络后成为互联飞机和智慧飞机，提出了一种基于高通量卫星，使用飞机数据接口设备将飞机数据回传给航空公司以及使用客舱Wi-Fi系统服务客舱互联网接入的前后舱融合卫星通信的解决方案。分析了网络接入后，航空运行控制中心可利用飞机运行信息，使飞行运行更加合理、高效，减少燃油消耗，也可辅助航司提升安全管理水平。

开展客舱互联网创新应用形成智慧飞机，提出了基于大数据技术，通过精准推送建立用户画像，用互联网思维进行分析研究和应用，帮助航司更好地了解乘客、服务乘客，从而达到提高服务品质的目的；机上医疗加快空地救助衔接的响应速度，系统提升航空公司的应急救助能力，更加有效地保障乘客安全出行，为航班减少不必要的备降，助力航司提升管理水平和运营效益；机上互联网多媒体服务提升了航司客舱运营的多样性，带来新的辅营收入，为乘客的机上长途旅行带来便捷，提高了乘客满意度，强化了品牌效应。

摘自《卫星应用》NO 02. 2023

飞机防除冰系统技术多元化 发展战略与路径

余 放

0 引言

防除冰系统技术是关系飞行安全和飞机整体性能的关键技术,在国外已经将防除冰系统技术提到与飞行控制系统同等重要的地位。目前,国外的民用飞机如美国的波音、法国的空中客车以及俄罗斯图系列飞机均采用了较完整的防除冰系统,并形成了完整的防除冰技术体系和设计标准与规范,掌握了成熟的防除冰系统设计方法和试验验证技术,建设有完善的实验研究设施。而国内面临系统综合技术未完全掌握,系统仿真手段不完备,综合实验条件缺乏,跨代核心技术待突破等一系列差距。本文结合飞机防除冰技术体系构成,构建多元化防除冰系统技术的发展路径,实现技术的快速提升与多元衍伸。

1 研究的背景

1.1 飞机结冰的危害

众所周知,结冰状态在不同的工业领域可造成不同的危害,譬如在飞行器领域,结冰一般发生在飞机机翼、旋翼、发动机整流罩、发动机进气道、风挡、大气数据传感器、空速管、外露天线等迎风表面的突出部位,主要产生的危害为五个方面:

1) 翼面气流产生分离,飞机飞行阻力增加,导致升力下降最高30%,飞机临界迎角(AOA)减小最大8%,飞机失速速度增加最大20%,飞机操纵性和稳定性急剧下降,重心及焦点改变,导致操纵品质下降,爬升、转向、下降过程中易出现飞机机翼或平尾突然失速或失控现象。

2) 提高了飞机离地间隙速度、起飞最大速度、着陆速度,可增加5%~10%,增加了飞机滑行距离,最多增加一倍、起飞爬升距离、着陆距离,2mm~3mm冰霜可使升力系数减小15%~20%,失速速度加大20%~30%。

3) 导致发动机进气量减少,排气温度增加,推力下降,振动值上升,进气道或发动机发生喘振现象,严重情况可打伤叶片甚至停车。

4) 使安全飞行包线出现严重萎缩,主要导致飞机最小安全速度加大,最大飞行速度和高度降低等。飞机耗油量增加,航程缩短,载重下降。

5) 空速管、飞行姿态传感器等外露仪表结冰导致失真或失效,使飞机操纵控制系统出现错误调节,影响飞机操纵控制。

1.2 民航产业与无人机产业加速发展

根据中航工业预测,到2029年,中国民用航空运输机队将达到4724架份,中国将在未来10年增加3000余架新飞机。而在世界范围内,至2029年底,大中型喷气飞机产业规模将增至26550

架份,接近30000架份大中型喷气客机服役营运。预计全球支线飞机产业规模接近6400架份,其中包括涡桨支线型飞机2500架份以及喷气支线型飞机3900架份。民用航空器在航行中的防除冰防护已成为确保旅客生命财产安全的重要问题。

无人机产业在近年来掀起了广泛的热度,各飞机制造大国均加快无人机产业布局。2019财政年度,美国国防部拨款约6600亿美元用于军事建设,其中最关键的是无人系统和机器人领域,预算经费超90亿美元。美国国防部于在2019年购买3447架无人机,购买数量是2018年的三倍。在军事领域中,已有大量型号如“苍鹭”、“全球鹰”以及“捕食者”运用于战场侦查与空中军事打击。同时工业级无人机广泛用于农业植物保护、土地资源监测勘探、应急警用、物流运输等领域。未来5年内,中国工业级无人机市场增长速度将不低于30%,并且在人工智能发展的支持下,无人飞机将在通用航空和货运航空领域取代有人驾驶飞机。工业级无人机,在结冰气象条件下飞行时,同样存在易发生结冰的问题。

2 飞机防除冰技术体系的构成

防除冰系统技术涉及以下五个基本技术领域。

1) 防除冰系统理论。涉及结冰机理分析、热力学分析、结冰气象条件、防冰荷载分析计算理论、防除冰控制模式理论以及防冰设计气象标准和专用规范等。

2) 飞机结冰防护总体技术。涉及飞机防冰热荷载计算,结冰环境仿真、寿命评估,飞机防冰区域总体计算,机翼适配等子技术。

3) 结冰探测技术。使用多种原理的结冰敏感元器件探测结冰形成速率及形态。涉及多参数识别技术,气动耦合与冰层耦合技术,水滴收集、流场稳定等技术。

4) 防除冰控制执行技术。通过对除冰信号处理与控制,实现除冰执行机构在稳定状态下去除结冰状态。涉及能量管理、疲劳强度评估、变流量控制及电磁场屏蔽等子技术。

5) 防除冰试验验证技术。通过飞机自然结冰飞行试验或地面模拟试验进行防除冰系统功能实现效果评估。涉及结冰气象参数测量、缩比模型分析、结冰参数控制等子技术。

3 飞机防除冰技术体系发展路径

目前,与美、俄等国家相比中国防除冰技术还存在较大差距。这种技术差距给中国带来了巨大挑战,无论是发展大飞机,还是发展防除冰技术都必须坚持走自力更生的道路。以波音787项目为契机,波音公司开始真正转变为一个系统集成企业,与主要供应商之间的关系由转包全面转向战略联盟,其商业模式的转变代表系统集成企业将项目风险分散至供应商,与供应商制定产品的分工界面和标准规范。合理分解飞机机体结构与主系统的功能结构,并根据整机结构功能模块选择供应商,并授权一级供应商提供全面的结构设计和制造制造以及系统集成任务与职责。

防除冰系统与机体结构存在较多关联,只能通过系统单位交付部件,主机单位进行集成的模式展开,其通用技术能够独立发展但在系统层面暂时必须要主机参与。故在设计模式选择上现阶段采取联合设计模式,主机与系统总包商联合开发系统需求、架构、功能设计,从而实现系统需求的实现与集成。通过现有成熟应用的国产某大型运输机尾翼防除冰系统以及在直升机工程化经

验,构建飞机一体化防护方案,实现大飞机项目中国造防除冰系统的替代,进一步突破大飞机项目防除冰系统壁垒,实现防除冰探测产品级配套。进而形成系统级设计、研发、实现和集成交付主机的能力,从而具备主承包供应商能力。利用现有外贸无人机系列配套的工程经验,进一步拓展无人机防除冰应用市场。

4 防除冰探测技术多元发展路径

4.1 民机结冰适航规章修订的影响

1994年10月31日,美鹰航空一架ATR 72飞机从美国印第安纳州飞往芝加哥,在芝加哥国际机场盘旋等待降落的过程中,突然发生飞机结冰情况导致飞机失速并坠毁。在事故调查中发现所遇到的结冰条件是FAR 25附录C中未涵盖的情况。FAA根据调查结论于2014年11月4日发布关于过冷大水滴(Supercooled Large Drop,以下简称SLD)、混合相(Mixed Phase)和冰晶(Ice Crystal)条件下飞机和发动机审定要求的最终规章。相应,EASA于2015年3月30日颁布第16次修正案,该修正案针对过冷大水滴情形进行修订,增加性能、稳定性、驾驶舱视线界面、航电系统等限制相关的条款。虽然EASA与FAA的法规存在差异,但毫无疑问会增加结冰验证工作的内容和强度。首先,结冰探测系统应当具备可识别附录C和附录O结冰条件的能力,即以水滴直径 $40\text{ }\mu\text{m}$ 为分界识别SDL结冰状况。其次,结冰防护范围,临界结冰条件和临界冰型的界定难度系数增加。计算冰型、结冰参数的软件是否适用于附录O存在未知性。再次,适航验证飞行在选取附录O包线的自然结冰试飞时,试飞地点和时间的选取,以及气象条件预报等策划存在难度。最后,CAAC的下一轮修订极有可能考虑SLD问题,因此对国内取证的大型客机提出了更高防除冰要求。

4.2 复杂防除冰探测技术发展路径

防除冰探测技术的发展不仅仅是解决“有无”结冰的问题,而是进一步判断冰型和结冰速率的测量技术,同时还能区分不同的结冰气候条件。它涉及学科间的交叉协同,譬如材料学、光学、振动力学、声学、图像处理、敏感元件等专业。高精度、高可靠性、高安全性的结冰信号探测是自动控制式除冰系统的关键。

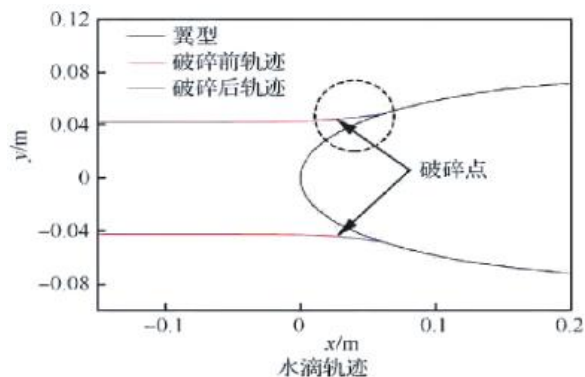


图1 SLD碰撞轨迹分析

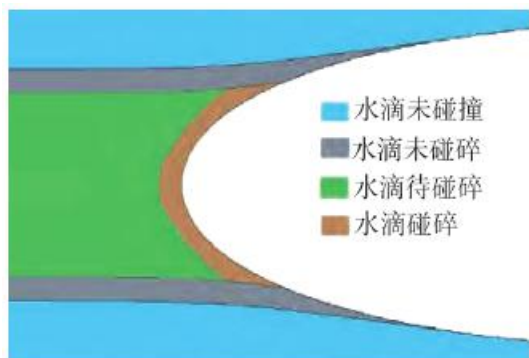


图2 SLD碰撞形态分析

在探测识别不同结冰气候条件方面,采用主动探测与被动探测两种方式。由于SLD水滴离飞机机翼较远时,运动速度与流场一致,与空气之间不存在相互剪切力,而当其逐步接近机翼时,

水滴与空气的速度差值增大,此时存在较大的剪切力作用,水滴变形,进而破碎成若干子水滴飞溅,并碰撞在机翼的不同区域和位置,如图1、图2所示。

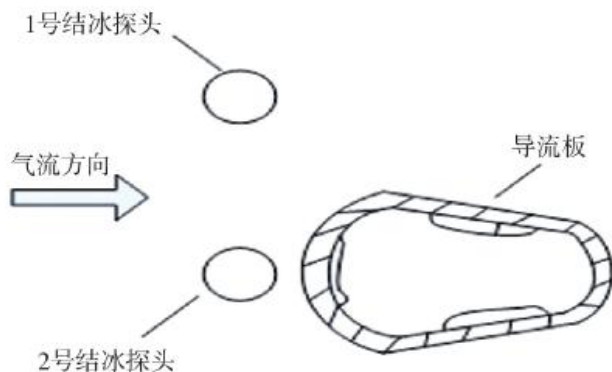


图3 双探头型探测器

与普通冷水滴相比,SLD在飞机机翼表面碰撞存在面积大,需防护区域扩大的特点。所以在机翼扩大防护区内安装齐平保形式结冰探测器即可作为被动识别SLD结冰条件的方案,但防护区域的界定仍需深入研究。在主动探测识别方案中,国外已展开一系列研究,以探测水滴轨迹的方法从而区分SLD结冰条件。John A Severson等人发明了一种双探头型结冰探测器,如图3所示,结冰探测器由水滴导流部件和谐振原理双探头组成。一般结冰条件下,水滴必然碰撞在探头1上,而在包含SLD结冰条件下,由于气流在导流装置前后形成绕流,在流体粘性力影响条件下,小水滴将被带走但惯性较大的大水滴在探头2上结冰。收集不同探头发出的信号,从而判定区分附录C和附录O的SLD结冰情况。而Rosemount公司基于水滴轨迹检测方法发明了特殊导流装置的SLD结冰探测器,如图4所示。特殊导流装置使流动的空气在出口2的末端形成漩涡条件。小水滴由于惯性小,在气流漩涡条件下不能穿过空气出口2,探头1无信号输出。在SLD结冰条件下,大水滴由于惯性大,可以穿过气流漩涡撞击到探头形成信号输出,因此可通过探头1上的结冰状态来检测SLD结冰。下一阶段,需针对水滴飞溅、溢流和脱落属性,传感器结冰系数以及探头共振频率等方面进行深入研究,完成

SLD结冰探测样机测试,同时实现被动式SLD探测装机应用,达到工程化目标。

4.3 结冰探测技术在交通应急领域的拓展

结冰探测技术由探测原理的发展先后经历了探冰棒、导电环、谐振式探测、磁致伸缩探测、光纤反光、红外阻挡探测、光纤应力应变探测等阶段。武汉航空仪表有限责任公司已具有成熟的电磁谐振、磁致伸缩探测技术,并利用现有军用电磁谐振结冰探测技术在交通领域提供精确的路面结冰状态信息。

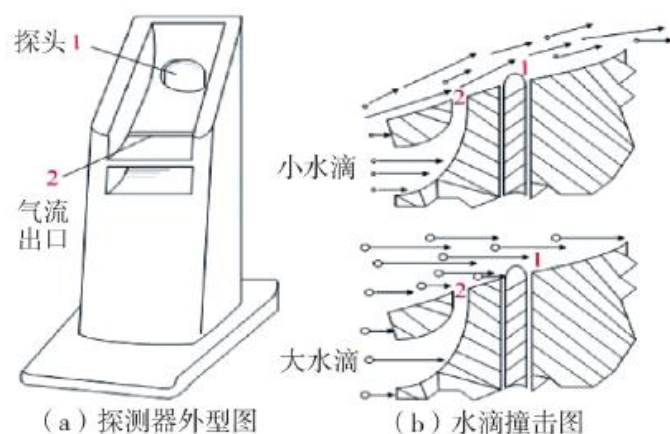


图4 水滴轨迹探测器

通过检测探测器固有频率的变化,处理数字信号计算得出结冰厚度,同时检测路面多个区域或道路双向路面状态,通过初始单点检测升级到多点条件监测,提高了监测精度和对路面信息预判的准确性。同时将监测现场的数据通过无线通信、光端机等方式发送至预警中心,通过可变信息标志、警示标志牌以及公众媒体渠道发布。

在下一阶段,可逐步建立气象参数、冰层厚度、能源管理、控制结算四个模块集成形成覆冰状态监测与结冰预警系统。监控湿度、风速、雨量等气象参数以及结冰厚度参数,综合各项数据

进行模型计算，得到修正结冰数据后发送告警信号，进而在道路交通、风力发电与高压线路输变电领域实现结冰监测与预警。

5 防除冰执行技术发展路径

5.1 全电飞机设计概念与复材的影响

波音公司近期制造的波音787飞机采用了全新的设计理念，该机型采用了多电环控系统，取消发动机引气系统。而且，机翼前缘由复合材料成型，与金属材料相比，复合材料具有导热系数小、耐高温能力低的特点，但无法承受传统热气防冰的高温（约200℃）。因此，在飞机机翼防除冰选型采用电加热方式。纵观国内外防除冰系统，主要存在下文介绍的几种形式。

5.2 防除冰执行方式简介

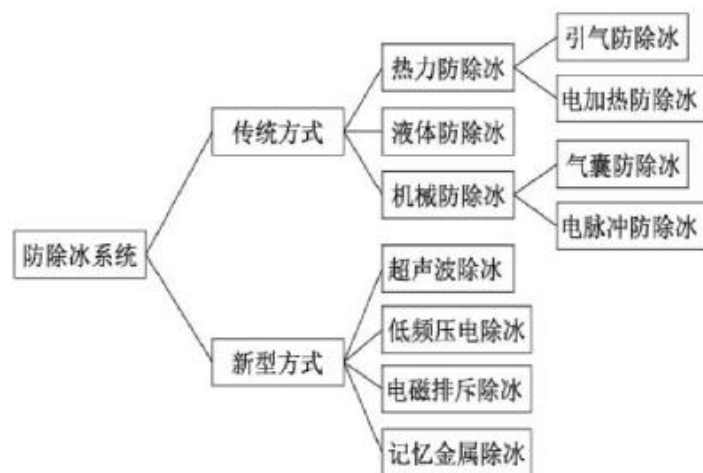


图5 飞机防除冰方式

根据工程应用成熟程度，防除冰系统分为传统方式和新型方式，如图5所示。

5.2.1 热力除冰

(1) 引气除冰。机翼前缘利用飞机发动机、压气机产生的高温蒸汽进行防除冰，为了避免过冷水滴在结冰表面冻结结冰，需通过热气的加热使防护表面的温度升高，去除表面积冰。在热空气防除冰系统中，更有效的高涵道比发动机限制了防除冰系统的用气量且受飞机全电化/多电化设计影响，电力驱动替代液压、气压、

机械系统和飞机的附件传动机匣，导致引气除冰技术将逐步被其他防除冰方式替代。

(2) 电加热除冰（ETDS）。通过在飞机机翼内部布置加热元件，通电加热后去除飞机表面的结冰。该方式优点为工作状态稳定，除冰效率高，适合风挡、传感器、翼面等部位的除冰。同时可以全周期通电以防止结冰，又可以周期阶段性通电进行除冰。但电加热除冰系统工作时对发动机造成很大的代偿损失（每平方米除冰面积消耗功率25 kw左右），燃油消耗量大，在结冰较弱的非设计状态下，对流换热造成的热量损失较大。另外，容易形成溢流冰造成翼面未防护部位的二次结冰。

5.2.2 液体除冰

该方式主要采用喷淋防冻液以防止飞机机翼结冰，其优点在于可用来防冰，也可用来除冰，防冰区后不易形成冰瘤，停止喷液后还能在一段时间内起到防冰效果。但导致飞机需携带防冻液，增加了飞机荷载，渗液孔易堵塞且位于机翼前沿影响气动性能，所以在飞机型号上应用较少。

5.2.3 机械式除冰

(1) 气囊除冰。该方式是在机翼蒙皮表面安装气囊，并控制引气输出，使其周期性膨胀与收缩，改变蒙皮的气动外形破坏冰层与表面的结合力，在气流作用下冰层从飞机机翼表面脱落。

其优点为使用周期长、易维修、重量小、能耗小（每平方米除冰面积消耗功率100 w左右）而且技术路径已通过适航认证，可去除3mm~8mm厚度冰层。但材料对油敏感，材料使用寿命难以定性，需经常维护，且由于工作模式改变飞机气动外形，故不适合高速飞机，并且由于除冰时机难以掌握，打开过早易形成冰脊而难以去除。

(2) 电脉冲除冰 (Electro-Impulse De-Icing, 简称EIDI)。由除冰元件、电容器及可控硅组成。除冰元件依据间隙大小纵横安装于蒙皮内侧，通过充电装置产生1000V以上的直流电压对电容器进行充电，在可控硅导通后，除冰元件开始放电使金属蒙皮产生涡流，形成脉冲力，以小幅度和高速度振动，从而达到除冰的目的。近年来电脉冲式除冰系统重量不断减小，使用寿命不断提高，但国内型号仍处于空白状态。广泛运用于俄罗斯伊尔系列飞机上 (IL86, IL96-300, IL114尾翼防除冰以及An-124)，并获得俄罗斯适航认证。该方式优点为可去除2.5mm~25mm厚度的冰层，不产生气动损失，不形成冰瘤。难点在于最佳脉冲电路选择和除冰脉冲激励计算，冰层失效准则判定，结构疲劳寿命时间判定，脉冲线圈以及系统研制的工艺要求等方面。

5.3 新型防除冰执行技术发展路径

近几年，着重针对以下几种新式防除冰方式展开相关研究。

5.3.1 电磁排斥式除冰 (EMEDS)

该方式是在飞机机翼蒙皮内安装驱动线圈，通电后产生电磁力，使蒙皮短时间内产生小幅形变并持续振动，从而将积冰振碎脱离表面，在气流作用下碎冰从飞机机翼表面脱落。已经成功在 Raytheon Premier和Raytheon Hawker飞机的水平尾翼上得到应用，并通过了FAA的适航认证。该方式最大的优点是除冰能量需求低和高除冰效率。

5.3.2 记忆金属除冰

该方式的原理主要是利用热力条件下金属恢复记忆时，通过表面弯曲、剪切以及加速运动产生的机械作用力，使金属表面附着的冰层脱落。其研究处于理论阶段，未达到工程样机的运用条件。

5.3.3 低频压电除冰

该方式采用逆压与共振原理，在结冰防护区域安装压电驱动器，压电材料内部的正负电荷在电场作用下发生位移运动，从而带动防护区物理变形达到去除积冰的目的。其关键技术在于防护区固有频率的分析，配比压电材料的横向机电耦合系数与纵向机电耦合系数获得除冰激励数值，使得压电驱动器有规律的发生横向、纵向运动。输出频率与防护区固有频率匹配而达到最大变形应力时可达到最大除冰效率。该技术优势在于质量轻、易更换、易维修、防护区域材料及大小不受限。

6 防除冰验证试验技术多元化发展路径

防除冰试验验证技术关键在于气象条件模拟，国内目前气象条件模拟从单一模拟发展为高度、速度、LWC以及温度的组合模拟；从试验条件初步预设后进行的测量标定为完成试验，发展到准确预设试验条件；从单一手段冰风洞参数测量到多手段同时测量保证数据可靠性。下一阶段需现在冰风洞进行过冷水滴、冰晶和混合相条件下的撞击和结冰机理研究，从事四个相似条件：空气动力相似性、热力学相似性、碰撞水滴轨迹相似性、冰积累相似性的模拟，并扩展研究涉及

的六个相似参数。根据数值模拟计算得到的水滴/冰晶收集系数,设置冰风洞中的结冰环境,对设计的加温供电情况下传感器的防、除冰性能进行研究确认,及对外露传感器模拟条件下气动特性性能进行影响分析与状态确认。

一方面,中国地形地貌复杂多变,道路交通网与电力网遍布于各种恶劣自然环境中。另一方面,在电网建设过程中极易导致远距离输送电能的超、特高压输电线路电缆覆结冰,从而影响区域电网的可靠性和稳定性,严重时可破坏区域供电,影响国民生产力导致直接经济损失。中国风力发电机多数安装于在高山和偏远地区,其风力叶片组件经常会出现覆冰现象,影响叶片工作状态稳定性,导致叶片的性能以及风力发电机组低负荷运行,输出功率下降,甚至出现安全隐患。

风力发电机转子叶片设计基础模型为航空用的NACA翼型,该翼型来源于美国国家航空咨询委员会(NACA)开发的一系列适用于超轻型飞机的翼型。结合现有防除冰设计、试验、验证技术能力,依托试验验证设施以及多年累积的结冰气象条件模拟方法、结冰气象参数测量方法、结冰条件分析等经验,可模拟、监测风力机叶片表面覆冰生长情况,建立气动性能模型,在数值模拟分析计算后得出最优防除冰方案。并可运用新型防除冰执行手段验证风力机叶片除冰效果,解决风力发电融冰之困。

7 结论

- 1) 构建“有人+无人”,“体系+多用”,“复杂+新型”的飞机防除冰技术多元化发展思路。
- 2) 以民用航空与高端无人机防除冰为飞机防除冰技术多元化发展重要支柱,以复杂环境探测与新型执行技术为飞机防除冰技术多元化发展支撑,以多领域技术体系应用为飞机防除冰技术多元化发展支点。

摘自《民用飞机设计与研究》NO 01.2020

飞机结冰探测器安装位置研究

吴佩佩 晏涛 任杰

飞机结冰会造成飞机气动性能和操纵品质的下降,是严重威胁飞行安全的六大杀手之一,结冰严重时甚至可导致机毁人亡的重大事故。结冰探测器作为飞机环境控制系统的重要组成部分,用于实时探测飞机结冰信号,发出报警信号。飞机根据结冰报警信号,及时开启防冰或除冰系统,能够降低飞机失事的可能性,保证飞机在复杂结冰气象条件下的飞行安全。因此获得准确的结冰探测信号对于指导飞机防/除冰系统的工作状态非常关键。结冰探测器根据功能特点的不同可分为平膜式和探头式两种。结冰探测器在机上的安装位置要保证其满足结冰探测要求。平膜式结冰探测器通常安装在易结冰的迎风部位,如机翼、尾翼表面等。探头式结冰探测器一般安装在机头表面,探头伸出机身,探测外界大气环境,根据探头表面结冰情况决策是否开启防除冰系统。

国内外对结冰探测器的结构、工作原理和性能研究比较深入,近些年对于过冷大水滴结冰探

测有一些研究,对安装位置选择相关研究报道相对较少。2001年,Cober等研究表明只要结冰探测器位于水滴遮蔽区外,则安装位置对于探测结果影响不大。Jackson等理论分析了结冰探测器的性能及安装位置要求,George等提出了选取结冰探测器安装位置需遵循的一些基本原则,并定性地给出了常见的安装位置。张杰等研究了国内外的结冰探测传感器的原理、类别等。朱程香等研究不同飞行条件和气象条件下的广义水滴遮蔽高度大小,基于广义水滴遮蔽高度大小研究了探头式结冰探测器的安装位置。刘巍研究了平膜式结冰探测器的安装位置,阐述了平膜式结冰探测器安装位置分析的策略和方法。

本文主要针对某型飞机探头式结冰探测器,基于三维数值仿真,分析该飞机不同结冰飞行条件下流场和水滴撞击仿真结果,引入危险位置点的概念,计算探测器安装位置参考区域内的危险位置点坐标,确定了适合安装结冰探测器的位置区域;对结冰探测器探头表面的水滴收集特性和结冰特性进行分析,研究结冰探测器的水滴撞击特性和结冰特性与飞机主要迎风部件表面如机翼和发动机进气道等部件水滴撞击特性和结冰特性的对应关系,全面模拟了结冰探测器的探测性能,验证了结冰探测器安装位置的合理性。

1 某型机结冰探测器概况及安装位置要求

1.1 结冰探测器

某型飞机上选用探头式结冰探测器,如图1所示。结冰探测器露出机头表面部分主要分为基座和探头两部分,总高度为80mm,其中探测器基座高度为55mm,探头高度为25mm。当飞机遭遇结冰气象条件时,过冷水滴撞击到结冰探测器探头上,探头开始结冰,结冰量达到一定程度后,探头振动频率随结冰质量的增加而下降,当下降到设定值时发出结冰告警信号,配合飞机防除冰系统,可使飞机在结冰气象条件下减小结冰失事风险。

1.2 安装位置要求

综合国内外对于结冰探测器安装位置的研究,结冰探测器安装位置选择的基本原则主要包括以下4点:(1)探头伸出水滴遮蔽区,过冷水滴能撞击到探头上;(2)避免安装在气流分离区和滞止区;(3)探头伸出气流附面层;(4)避免与大气数据传感器发生气动干扰,避开雷达罩、登机门和机组逃生通道等结构限制。

为确保结冰探测信号准确及时,需对机头表面进行流场和水滴特性计算,分析结冰探测器附近水滴浓度,以使结冰探测器安装位置符合基本原则。

2 计算方法

2.1 流场计算

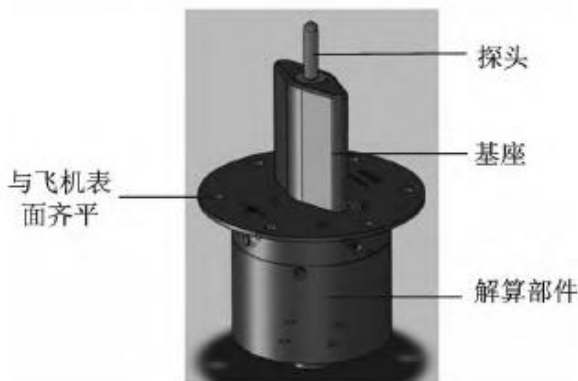


图1 探头式结冰探测器

Fig1 Probe ice detector

假设气流为不可压缩牛顿流体，在不考虑重力场的条件下求解稳态模型，可采用如下N-S方程

$$\mathbf{V} + \nabla(\rho \mathbf{V}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (1)$$

式中： \mathbf{V} 为气流速度； ρ 为空气密度； p 为静压； μ 为动力黏度。

2.2 水滴撞击特性计算

水滴运动场计算采用欧拉法两相流模型

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla(\alpha \mathbf{V}_d) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\alpha \mathbf{V}_d)}{\partial t} + \nabla[\alpha \mathbf{V}_d \otimes \mathbf{V}_d] = \frac{C_D Re_d}{24K} \alpha (\mathbf{V}_a - \mathbf{V}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (3)$$

式中： α 为水滴体积分； \mathbf{V}_d 为水滴速度； \mathbf{V}_a 为空气速度； C_D 为阻力系数； Re_d 为雷诺数； K 为惯性系数； ρ_a 为空气密度； ρ_d 为液滴密度； Fr 为当地的Froude数； g 为重力加速度。

局部水收集系数为微元表面实际水收集率与最大可能水收集率之比，局部水收集系数为

$$\beta = \frac{(\mathbf{V}_d \cdot \mathbf{n}) \alpha_w}{V_a \alpha_a} \quad (4)$$

式中： \mathbf{n} 为壁面法线单位向量； α_a 为来流水滴体积分； α_w 为微元体水滴体积分。

2.3 结冰计算

综合考虑影响结冰的各项因素，根据质量和能量守恒原理，建立结冰热力学模型。探测器表面及飞机其他结冰表面微元体的质量守恒和能量守恒关系如图2、3所示。

根据质量及能量守恒定律，可得

$$m_{frz} = m_{in} + m_{imp} - m_{evap} - m_{out} \quad (5)$$

$$q_{conv} + q_{evap} + q_{out} - q_{visc} - q_{imp} - q_{frz} - q_{in} = 0 \quad (6)$$

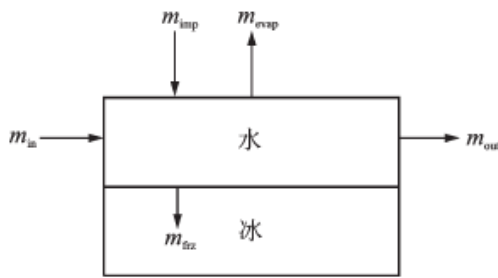


图2 结冰表面微元体质量平衡

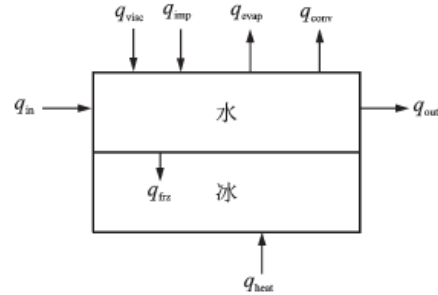


图3 结冰表面微元体能量平衡

Fig.2 Mass balance of icing surface micro-elements Fig.3 Energy balance of icing surface micro-elements

式中： m_{frz} 为当前微元体的结冰质量； q_{frz} 为冻结而释放的潜热； m_{in} 为流入当前微元体的质量； q_{in} 为前一微元体带入的热量； m_{imp} 为撞击到当前微元体的水滴质量； q_{imp} 为收集水带入的热量； m_{evap} 为微元体蒸发的质量； q_{evap} 为蒸发带走的热量； m_{out} 为流出微元体的质量； q_{out} 为对应流出的热量； q_{visc} 为气动加热热量； q_{conv} 为与外界的对流换热热量。

上述各项热流的计算公式如下

$$q_{\text{conv}} = h \cdot (T_s - T_l) \quad (7)$$

$$q_{\text{evap}} = m_{\text{evap}} L_{\text{evap}} \quad (8)$$

$$q_{\text{in/out}} = m_{\text{in/out}} c_{p,w} T_{w,\text{in/w}} \quad (9)$$

$$q_{\text{visc}} = hr^* \frac{V_{\infty}^2}{2c_{p,a}} \quad (10)$$

$$q_{\text{imp}} = m_{\text{imp}} \left(\frac{V_d^2}{2} - c_{p,w} (T_s - T_{\infty}) \right) \quad (11)$$

$$q_{\text{fz}} = m_{\text{fz}} \cdot (L_{\text{fz}} - c_i T_s) \quad (12)$$

式中： h 为表面与外界的传热系数， T_s 为表面温度； T_l 为附面层温度； L_{evap} 为水的汽化蒸发潜热； $T_{w,\text{in}}$ 、 T_w 分别为前一微元体和当前微元体的液态水温度； r^* 为无量纲附面层恢复系数，与气体的普朗特数有关； $c_{p,w}$ 为水的比定压热容； L_{fz} 为水冻结成冰的相变潜热， c_i 为冰的比热容。

引入冻结系数 f ，定义为微元体内液态水的结冰质量流量与进入该微元体的质量流量的比值，即

$$f = \frac{m_{\text{fz}}}{m_{\text{in}} + m_{\text{imp}}} \quad (13)$$

式中， f 的取值范围为 $0 \leq f \leq 1$ 。将式(13)及各质量项和能量项公式代入式(5, 6)中求解得到各微元体内的结冰量。

3 结冰探测器安装位置分析

3.1 计算条件

表1 6种计算条件

Table 1 Six calculation conditions

条件	高度/ m	马赫数	迎角/ (°)	温度/ °C	LWC/ (g·m ⁻³)	时间/s
1	1 500	0.40	3	-8	0.46	260
2	500	0.35	1	-5	0.52	260
3	4 000	0.40	1	-5	0.52	260
4	4 000	0.40	1	-15	0.30	260
5	6 000	0.50	-3	-25	0.18	208
6	2 500	0.40	-3	-10	0.41	254

为准确预测流场及水滴特性，计算条件的选取非常重要。根据某型飞机的飞行包线，选取了飞机爬升、平飞和下滑3个飞行状态时的典型高度、马赫数和迎角作为飞行条件。环境温度在结

冰概率较高的温度区间-5~-25℃之间选取。水滴直径取20 μm 。液态水含量在中国民航规章25部附录C中根据水滴直径和环境温度确定。6种不同计算条件如表1所示,其中LWC表示液态水含量。

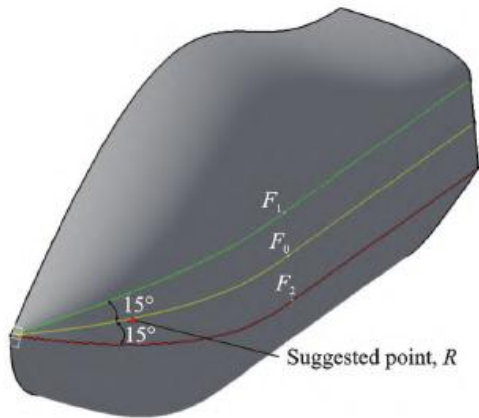


图4 F_0 、 F_1 、 F_2 平面示意图

Fig.4 Plane of F_0 , F_1 , F_2

3.2 流场及水滴场分析

基于飞机结构布局如图4所示。曲线 F_1 和 F_2 之间的机头区域为结冰探测器布置范围,选取机身表面的点R (Suggested point) 为重点考虑位置。过机身轴线和点R的平面为 F_0 平面,过机身轴线和曲线 F_1 的平面为 F_1 平面,过机身轴线和曲线 F_2 的平面为 F_2 平面,以下计算和分析主要针对这3个平面。

采用结冰软件FENSAP-ICE对表1中6种不同条件下的结冰状态进行三维流场和水滴撞击特性分析。6种条件 (Cases1~6) 下机头附近 F_0 截面的液态水含量分布如图5所示。结冰探测器的长度以三点两段线 (分别表示探测器基座和探头的长度) 的形式放置在点R处。为便于区分围绕飞机机头的水滴遮蔽区、浓度增加区和远场来流浓度区,本文定义:当地局部位置的液态水含量 (LWC_i) < 远场来流的液态水含量 (LWC_0) 时为水滴浓度遮蔽区; $LWC_i > LWC_0$ 时为水滴浓度增加区; $LWC_i = LWC_0$ 时为远场来流浓度区。

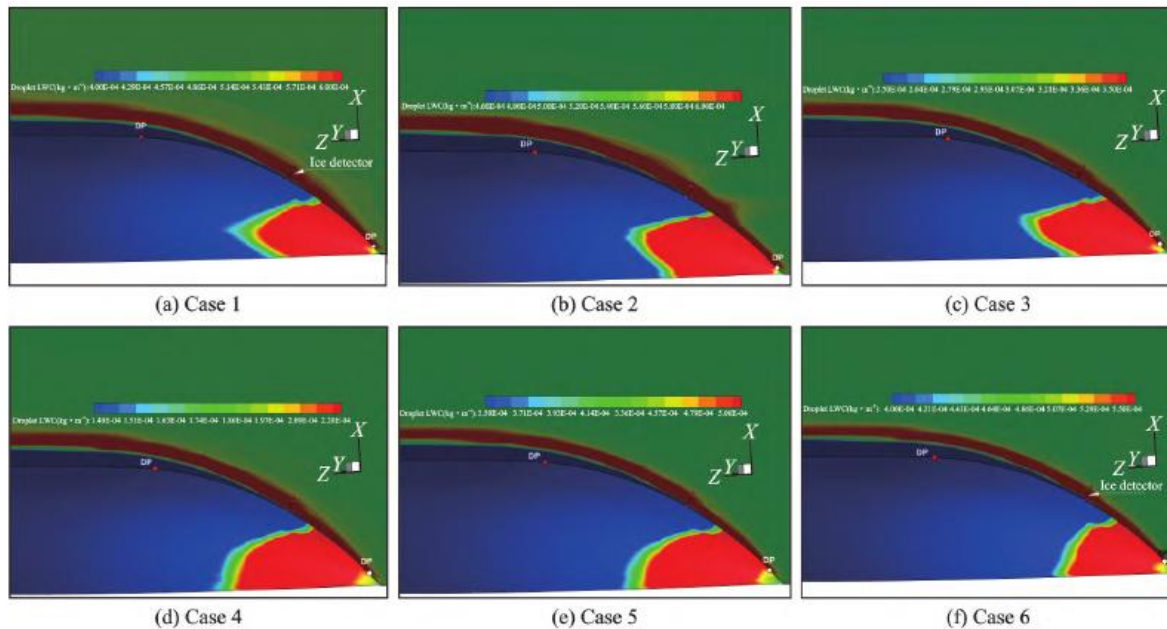


图5 表1计算条件下机头周围 F_0 截面液态水含量分布云图

Fig.5 Liquid water content distribution of F_0 section around nose under conditions in Table 1

如图5所示,截面与机体表面的交线与浓度增加区底部之间的深蓝色区域即为水滴浓度遮蔽区。本文定义机头表面水滴浓度增加区开始明显出现的位置及水滴浓度遮蔽区大于探测器基座高度55 mm的位置为危险位置点 (Dangerous point, DP)。为确保结冰探测器探测性能的可靠性,适合放置结冰探测器位置的区域应为上述两个危险位置点之间的区域。

从图5中可以看出, 交线 F_0 上的两个危险位置点已经标识在图中, 探测器的安装位置处于两个危险位置点之间, 安装位置处的水滴浓度遮蔽区非常薄, 探测器长度远大于遮蔽区高度, 探测器探头部分位于水滴浓度的增加区内, 能够保证结冰探测器探测性能的灵敏性。

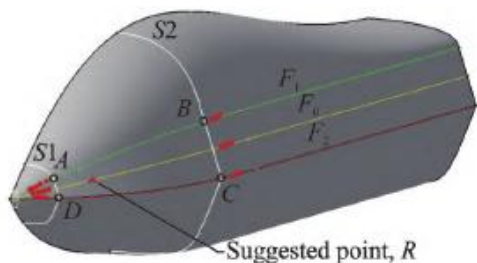


图6 结冰探测器建议安装范围示意图

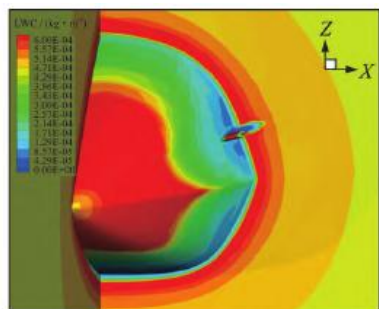
Fig.6 Recommended installation range of ice detector
则四边形ABCD即为适合安装结冰探测器的位置区域,

将6种条件下3个截面的危险点坐标标注在机体表面, 如图6所示。基于上述分析, 可以认为危险位置点聚集的两处区域之间的部分为适合安放结冰探测器的位置区域。因此, 结合危险位置点的坐标选取y方向的两个截面S1和S2, 这两个截面与 F_1 和 F_2 分别相交于A、B、C、D4点。点R位于该四边形的中间区域内。

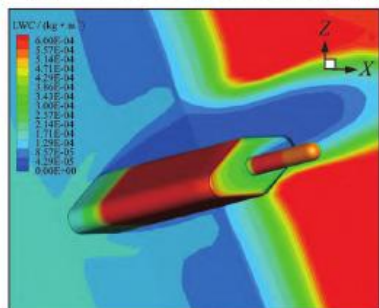
4 结冰探测器水滴收集特性和结冰特性计算

4.1 结冰探测器水滴收集特性计算

为保证结冰探测器探测信号的准确性, 应确保探测器表面有水滴撞击, 且探头表面的最大收集系数应大于机身表面主要迎风部件如发动机进气道唇口和机翼前缘等的最大收集系数。选取条件1, 通过FENSAP-ICE三维仿真, 分析了R位置处结冰探测器的水滴流场特性。



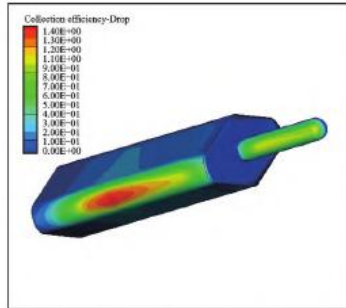
(a) Liquid water content distribution around detector



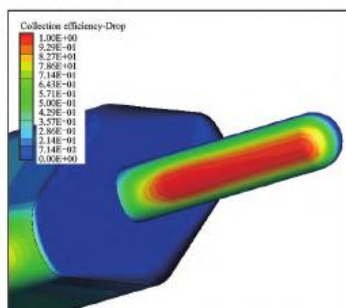
(b) Liquid water content distribution on surface of detector

图7 条件1下探测器周围及表面液态水含量分布云图

Fig.7 Liquid water content distribution around and on surface of detector of Case 1



(a) Distribution of local collection coefficient on whole detector surface



(b) Distribution of local collection coefficient on probe

图8 条件1下局部收集系数在探测器表面的分布

Fig.8 Distribution of local collection coefficient on detector surface of Case 1

图7、8分别为条件1下结冰探测器周围和探测器表面的液态水含量分布及探测器表面的水滴

收集特性。结果表明,探测器已远远伸出水滴浓度遮蔽区,探头表面的液态水含量高于来流的液态水含量分布,气流中有足够的水滴撞击在探头的表面上,保证了探头表面液态水收集的灵敏性。

相对于飞机迎风部件如机翼前缘,探头式结冰探测器的尺寸非常小,其局部水收集系数远远大于机翼、尾翼等表面的局部水收集系数,因此只要结冰探测器探头布置于水滴遮蔽区外,探头的局部水收集系数必定大于飞机迎风部件表面的局部水收集系数。

4.2 结冰探测器结冰特性计算

在确保探测器表面有水滴撞击的同时,还应保证探测器探头表面的结冰特性等级不低于机身表面主要迎风部件如发动机唇口和机翼前缘等的结冰特性等级。而评价结冰探测器结冰特性主要从结冰强度和结冰程度两个方面入手。在以下的分析中,选取爬升阶段(条件1)、平飞阶段(条件4)和下滑阶段(条件5)3种典型的结冰条件,采用FENSAP-ICE软件三维仿真,分析R处结冰探测器的结冰特性。

4.2.1 结冰强度

结冰强度指冰在飞机部件表面形成的速度,即在单位时间内的结冰厚度,单位为mm/min。结冰强度可分为弱、中度、强和极强4个等级,如表2所示。

表2 结冰强度等级
Table 2 Icing intensity level

等级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
结冰强度 $J_0 / (\text{mm} \cdot \text{min}^{-1})$	<0.6	$0.6 \sim 1.0$	$1.1 \sim 2.0$	>2.0

根据飞机使用的结冰探测器的工作原理,其探头表面结冰厚度达到0.5mm时,探测系统开始告警,探头表面结冰厚度达到1.0mm时,探头开始加热除冰。因此,本文通过结冰仿真得到探头表面结冰厚度为0.5mm和1.0mm的时间间隔 Δt ,确定在该时间段内探测器表面的结冰厚度 Δh ,进而得出探测器的结冰强度 J_0 ($J_0 = \Delta h / \Delta t$)。同时,为了获得结冰告警期间对应的其他部件结冰情况,计算同样结冰环境中相同时间段(Δt)内机翼和发动机唇口处的最大结冰厚度(分别为 $\Delta \delta_1$ 和 $\Delta \delta_2$)。

表3为3种结冰条件下探测器探头表面结冰强度、发动机唇口结冰强度和机翼结冰强度的计算结果。

表3 探测器结冰强度
Table 3 Icing intensity of detector

计算条件	探测器结冰强度	发动机唇口结冰强度	机翼结冰强度
1	$J_0 = 1.8$ 强结冰	$J_0 = 0.21$ 弱结冰	$J_0 = 0.17$ 弱结冰
4	$J_0 = 0.15$ 弱结冰	$J_0 = 0.12$ 弱结冰	$J_0 = 0.14$ 弱结冰
5	$J_0 = 2.0$ 强结冰	$J_0 = 0.33$ 弱结冰	$J_0 = 0.23$ 弱结冰

通过对比发现,只在条件4下,探头表面出现的是弱结冰强度,其余两个状态为强结冰;而发动机唇口和机翼的结冰强度均为弱结冰。探测器的结冰强度不低于发动机唇口和机翼的结冰强度,探测器的结冰强度预警满足要求。

4.2.2 结冰程度

结冰程度是指飞行时间内飞机表面所结冰层的最大厚度。基于飞行试验数据,结冰程度的分级情况如表4所示。

表4 结冰程度等级
Table 4 Icing degree level

等级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
最大厚度/mm	0.1~5.0	5.1~15	15.1~30	>30

表5所示为探测器探头表面、发动机唇口和机翼最大结冰厚度 h_{\max} 的计算结果。通过对比可看出,在所有结冰状态中,探测器探头表面的结冰厚度高于发动机唇口及机翼的结冰厚度。上述对比表明探测器的结冰程度不低于机体上主要部件迎风面上的结冰程度,充分说明探测器安装位置是合理有效的。

表5 部件表面最大结冰厚度对比
Table 5 Comparison of maximum icing thickness on component surface

计算条件	探头表面 h_{\max}/mm	发动机唇口 h_{\max}/mm	机翼 h_{\max}/mm
1	1.08(弱结冰)	0.93(弱结冰)	1.00(弱结冰)
4	7.40(中度结冰)	1.23(弱结冰)	1.65(弱结冰)
5	8.50(中度结冰)	4.66(弱结冰)	3.55(弱结冰)

5 结论

本文针对某型飞机结冰探测器,阐述了结冰探测器安装位置要求,采用三维仿真模拟了多种结冰条件下机头表面流场和水滴撞击特性,通过定义水滴浓度遮蔽区和水滴浓度增加区分析机头的水滴撞击特性,引入危险位置点确定结冰探测器合理的安装范围,并通过结冰探测器表面与飞机主要迎风部件表面的结冰特性仿真对比分析,验证安装位置的合理有效。

摘自《南京航空航天大学学报》NO 02. 2022

恶劣天气下的飞行安全 十年

恶劣天气是影响飞行安全的重要因素之一,它会对飞机的起飞、巡航、降落等关键阶段产生不利影响。尽管现代飞机越来越先进、飞行员水平不断提高,但随着飞机的飞行速度越来越快、航程越来越远,恶劣天气对飞行安全的影响也愈发明显。大气压力、温度的变化都会直接或间接对飞行安全造成影响,因此在不同气象条件下飞机和飞行员都将面对不同的压力,只有采用合适的方法应对,才能提高飞行的安全性。下面就一起来了解,常见的恶劣飞行气象条件都有哪些,

又该采取怎样的应对措施。

降雨

通常情况下,普通的降雨级别,如小雨、中雨,甚至大雨对飞机本身的影响不大,因此许多飞机在下雨时仍会选择正常起降。此外,客机巡航飞行时的高度通常在8000~10000米,远高于2000~3000米的云层高度,故起飞爬升到一定阶段即可避开下雨的天气。

不过,下雨对飞行员在低空飞行或地面滑行时的操纵仍有一定影响,会减小他们的目视距离和范围。尤其是短时强降水天气,倾泻而下的大雨会阻挡前方视线,雨水落到地面溅起后形成的水雾也会影响飞行员对跑道的观察,同时短时强降雨还会导致跑道与轮胎间的摩擦力降低,增加降落时的刹车距离。在一些基础设施相对较差的机场,如果暴雨过于严重,可能会导致场道积水,影响航班的起降和地面行车,机场内的通信、供电、照明等设施也可能因水淹而失效。在一些极端情况下,大雨还会对发动机的运行造成一定损害,导致发动机动力性能下降,甚至发生停车故障。

积冰



▲ 冬季室外的飞机在使用前要喷洒除冰剂

积冰是指飞机机身表面某些部位聚集冰层的现象,通常是由于云中过冷水滴或降雨的水滴凝结而成。冬季,寒冷的北方露天停放的飞机有时也会形成积冰。根据积冰的样式,通常可分为明冰、雾凇、毛冰和霜4种,它们有的光滑透明,有的粗糙不平,有的坚硬牢固,有的松脆易除。

飞行中,飞机比较容易容易出现积冰的部位主要有:机翼、尾翼、窗、发动机,以及桨叶、空速管、天线等突起物,其影响主要分为以下3个方面。

★破坏飞机的空气动力性能

飞机积冰后会增加整机重量、改变重心位置和气动外形,进而破坏原有的气动性能,影响飞机的稳定性。机翼和尾翼积冰,会使升力系数下降,阻力系数增加,可引起飞机抖动,使操纵更

加困难。如果机身表面形成大面积粗糙冰层，还会造成掠过的气流紊乱。

★降低动力装置效率

通用飞机使用的螺旋桨桨叶一旦结冰，会使飞机动力明显降低，同时脱落的冰屑还有可能打坏发动机和机身。发动机进气口若出现积冰则会使进气量减小，造成动力损失，甚至使发动机停车。

★影响仪表和通信

空速管和静压孔等空气压力传感设备一旦结冰，会影响空速表、高度表等的正常工作。通信天线积冰，可能影响无线电的接收与发射，甚至使通信中断。

强风

风，即气流，看不见、摸不到，却是飞机飞行不可缺少的元素之一。然而，不受控制的强气流可能成为危害安全的元凶。所谓强气流，通常是指空气中流速非常快的气流，高山、峡谷、山峰、山脊等地形条件都可能形成强气流。在飞行过程中，强气流会导致飞机剧烈颠簸，同时降低飞行的稳定性、增加操纵难度、增大燃油消耗、降低机翼效率、增加结构应力等。而在起飞降落阶段，低速飞行的飞机又很容易受到气流的影响，导致安定性下降，甚至发生失速、偏离跑道等极端情况。



▲ 强风会对飞机的稳定性造成一定影响

常见的影响飞机飞行的风有以下5种。

★逆风

迎向机头吹来的风。由于逆风会增加升力，飞机大多在逆风情况下起飞或降落。

★顺风

迎向机尾吹来的

风。顺风会减小升力，导致飞机起飞滑跑距离增加，降落时则可能因速度过快导致飞机冲出跑道，因此通常应避免在顺风情况下起飞或降落。不过，飞机巡航时应尽量找到顺风，利用风力可以不费力地增加几十千米/小时甚至上百千米/小时的速度，既节约燃油又能提早到达目的地。

★侧风

从机身侧面吹来的风。侧风对飞机的横向稳定性影响很大，假如任凭侧风吹，飞机将会偏离目的地很远。如降落时遇到侧风，飞机则会偏离跑道中线。遇到侧风时，飞行员要积极应对使飞机保持既定航向；如果低空的侧风太大则不能降落，以免出现意外。

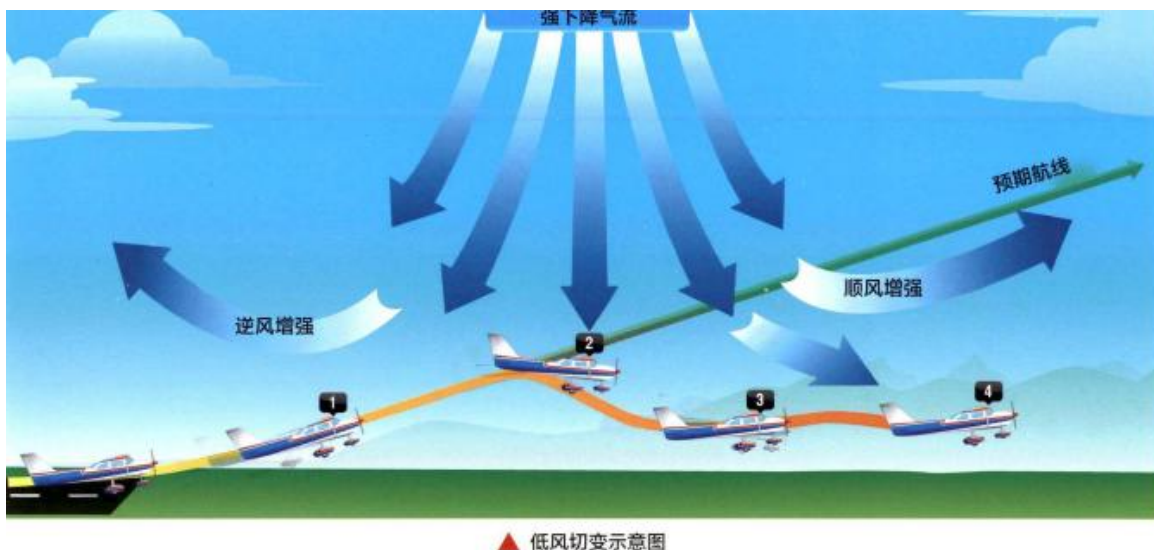
★湍流

指大气中不稳定的气流急速运动。颠簸是湍流的一种，飞机一旦遇到这种气流，机身会上下左右不停摇动，起伏大的颠簸甚至会造成机上人员受伤。湍流引起的颠簸一般出现在云层的底部或山峰的一侧及顶部。此外，还有一种特殊的湍流形式晴空流（晴空颠簸），它通常出现在天气晴朗的高空，是一种强烈的气流扰动，且出现前没有任何征兆，因此对飞行有很大的危害。幸好，

晴空湍流出现的次数不多，目前可通过提高飞机上雷达的探测能力，尽可能提前发现它的踪影。

★风切变

风切变是比颠簸更危险的一种气流。它可以发生在任何高度上，是风速、风向突然改变的局部大气现象。有时风切变的强度极大，会给飞机造成破坏性很大的损伤。风切变的主要成因是暖冷空气倒置，造成气流突然改变。其发生的范围通常较小，且缺乏预兆。风切变发生时，会使飞机的飞行高度和姿态突然改变，这对起飞或降落时接近地面的飞机来说特别危险。



▲ 低风切变示意图

雷暴

对于飞行而言，雷暴是非常危险的天气，穿越任何雷暴都有可能导致飞行事故甚至机毁人亡。雷暴本身是一个复杂的、包含了多种危险气象条件的小型天气系统，其形成通常需要满足3个条件：一是充足的水汽；二是具有不稳定的大气；三是具有初始的抬升力（温度差导致烟云上升的能力）。



▲ 气象飞机从高空拍摄的超级单体雷暴

目前，雷暴的种类主要有4种。

★单体雷暴

单体雷暴通常是在温热潮湿的夏季形成发展。单体雷暴运动剧烈并可能产生冰雪及微下击暴流。

★多体雷暴（雷暴群）

雷暴群经常由多个单体雷暴发展而来，覆盖范围较广。雷暴群中的单体可能会与整个雷暴群的运动方向不一致。

★飚线雷暴

简称飚线，是活跃的雷暴群所形

成的一个狭长的带状区域。冷锋中的大气如果潮湿且不稳定，在冷锋或冷锋前部都有可能形成飑线。飑线同样也可能在远离任何锋面的不稳定气团中产生。有些飑线长度惊人，而且宽度大、强度剧烈，难以轻易绕开、穿越。

★超级单体雷暴

超级单体雷暴是独立的、持续时间较长的雷暴。超级单体雷暴可产生大型龙卷风以及比乒乓球还要大的冰雹。



▲ 雷暴天气对飞行的影响很大

所有雷暴都会对飞行造成危害，而且可能多种危害并存。常见的雷暴危害有以下几种。

★强风

强烈的雷暴会将周围的空气强力地吸入云底。如果吸入的空气带有任何旋转，一般会从地表到云中形成非常强烈的涡旋。同时，强风汇聚沙尘和碎屑，并产生漏斗状的云体。这种云会从积雨云的底部一直向下延伸。如果这种云一旦接触到地面，就会形成“龙卷风”；如果接触到水面，则会形成“水龙卷”。

★湍流

在所有的雷暴危害中，湍流的影响是最严重的。云中最强的湍流往往存在于上升和下降气流之间。即使在距离强雷暴云团千米远的高空或横向30千米外仍然可能遇到切变及湍流。因此，

飞机几乎无法在雷暴中保持稳定的高度，如果试图维持高度，机身的负荷会大大增加。

此外，雷暴范围内部往往会存在极强的柱状下冲气流，可能会形成风切变，风切变过于强大时还会形成微下击暴流——一种小范围、高强度的下冲气流。当下击暴流冲击地面后，会以冲击点为中心向各个方向扩散，形成极为复杂的气象环境。

★积冰

雷暴中的上升气流可以使充足的大水滴向上运动到冻结层（可能产生冻结现象的高度层）以上，形成过冷水滴。当温度降至-15℃时，过冷水滴会凝为冰晶。一旦过冷水滴附着在飞机的机体上，就有可能发生积冰，形成明冰和毛冰混合物。

★冰雹

冰雹对飞行安全也会造成极大的危害，直径大于1.3厘米的冰雹在几秒内就会对飞机机体造成严重损伤。

雷暴中的冰雹形成和积冰一样，只是过冷水滴没有附着在机体上，而是在冻结层开始冻结。一旦有过冷水滴开始冻结，其他水滴便会附着之上，越来越大，有时甚至会形成巨大的冰球。随着强烈的上升气流出现，在强雷暴的内部可能会形成大块的冰，而这些冰雹会随着气流移动，在距离雷暴中心较远的地方坠落，导致距离雷暴数千米之外的地方出现晴空遭遇冰雹的现象。

★低能见度和仪表失灵

雷暴云中的能见度几乎为零。而在云底与地面之间，降水和扬尘也会对能见度产生很大影响。

雷暴压境时，会在极短时间内形成一个气压波动，先是气压骤降，随着阵风、下冲气流以及强降雨出现后，气压又会快速上升。雷暴过境后气压又迅速恢复正常。在这个变化周期内，如果飞行员没有进行正确的高度表设置，高度误差可能超过30米。

★闪电

闪电可能会击穿飞机蒙皮并对通信和电子导航设备造成损伤。此外，闪电还可能点燃燃油，引发爆炸。闪电强烈的光亮可能使飞行员短时致盲，无法控制飞机。近距离的闪电还会对磁罗盘造成永久损伤。即使是较远的闪电，也可能对低频、中频无线电通信造成影响。

★发动机吸水

现代客机使用的涡轮发动机对水的吸入量有一定限制。在处于形成阶段的雷暴中，如果上升的水滴量接近或大于下落的水滴量，会造成大量水滴在空中聚集，从而使飞过的飞机发动机吸水量超过设计极限，导致一个或多个发动机熄火甚至结构性损坏。

摘自《航空世界》NO 09. 2023

典型坠撞条件下 机身结构坠撞能量分配

罗雨轩 朱书华 汤欢

据数据资料统计，民航飞机在其飞行的各个阶段中，在最初的起飞和最终的着陆阶段事故发生率占总事故的70%左右，其中大部分为可生存的坠撞事故，通过对这些可生存坠撞事故进行分析，发现事故中飞机的大变形主要集中在飞机客舱地板以下的结构部分。为了提高飞机在可生存坠撞事故中乘员的生存概率，航空安全法规要求飞机结构必须具备一定的抗坠撞能力，即通过机身下部结构的变形来吸收绝大部分坠撞过程中产生的冲击动能，从而使得通过飞机结构传递上来最终作用于乘员的碰撞过载减小至乘员所能承受的范围之内。因此如何提高客舱下部结构在坠撞过程中吸收的能量占比，是如今飞机结构适坠性研究中重点关注的问题。

国外在飞机抗坠撞设计研究上起步较早，20世纪70年代美国国家航空航天局兰利研究中心（NASA）联合美国联邦航空管理局（FAA），针对从小型通用飞机到大型民用客机在不同坠撞条件下的机体结构坠撞响应特性与抗坠撞安全设计等问题进行了30余次坠撞试验，为了提高飞机的抗坠撞性能，提出了结构吸能设计的概念；Olivares对Hawker 4000复合材料机身框段进行了垂直跌落试验，得到了复合材料机身结构的坠撞响应特性；Jackson等在对F-28机身翼盒段的全尺寸坠撞试验中，分析了不同坠撞环境对机身结构的变形破坏模式以及客舱乘员承受载荷情况的影响。在国内，中国飞机强度研究所在2019年针对运输类飞机典型金属机身框段开展了结构坠撞试验，探究了在经典撞击环境下机身框段结构的变形模式、载荷响应以及客舱假人承受载荷；朱鲜飞等通过对比有无货舱装载物的情况下，民机典型机身框段机体结构的坠撞响应形式，发现货舱货物在坠撞过程中不仅对飞机客舱下部结构的变形起到了缓冲作用，还吸收了大部分的坠撞动能；何欢等运用ALE方法研究了含辅助油箱典型机身框段的坠撞响应仿真技术，分析了在辅助

油箱不同充液比下机身结构的变形失效模式与吸能特性;任毅如等研究了客舱地板下部斜撑杆对机身抗坠撞性能的影响;冯振宇等对运输类飞机典型金属货舱地板下部结构的冲击吸能特性进行了试验和仿真分析研究,并对典型结构件在冲击过程中的吸能贡献进行了评估。

飞机在坠撞过程中,通过机体结构的变形、屈曲以及失效破坏,部分坠撞所带来的冲击能量被结构吸收,转化为自身的内能。结构通过变形的方式吸收的能量越多,传递给客舱乘员的平均过载就越小,乘员在事故中存活概率也越高。而飞机中不同构件的材料刚度、屈服强度等都各不相同,坠撞过程中所能吸收的能量会存在差异。合理分配各个构件所吸收的能量,能有效提高能量吸收效率,降低过载。

本文将基于显示非线性动力学分析软件LS-DYNA,针对某型民机机身等直段在典型坠撞条件下与地面发生碰撞的过程进行仿真分析,对机身等直段结构在坠撞过程中不同构件的吸能情况展开研究。

1 机身等直段有限元模型

有限元模型能为有限元数值分析计算提供所有的输入数据,是整个有限元分析过程的关键。有限元模型建立是否合理将直接影响到仿真结果的准确性。因此在有限元模型的建模过程中,应充分考虑到分析对象的结构类型、形状特征,针对具体的分析工况来调整模型的建模策略与各项参数,使得仿真结果与实际结果具有更好的吻合性。

1.1 机身等直段整体有限元模型

选取某型民机机身等直段7框6段模型作为研究对象,整体有限元模型包括蒙皮、机身框、立柱、长桁、客舱地板横纵梁、剪切角片、座椅滑轨、座椅与假人质点、刚性地面等。考虑到整体模型尺寸较大,几何复杂,离散的过程存在一定的困难,且划分出来的网格模型所需计算周期将非常漫长,影响设计工作的推进。而在实际坠撞过程中,机体结构的大变形都集中在客舱地板下部区域,客舱地板以上的结构变形较小。因此本文在模型的几何处理中,对客舱地板以上的部分结构进行了简化处理。又考虑到机身两侧的开口对机身原有刚度的破坏,故在前后两侧的客舱地板横梁下部增加了一根等强度的梁用于对机身结构刚度的补强。机身蒙皮、连接角片、机身框等机身薄壁结构均采用壳单元进行模拟,主体结构多以15mm的尺寸进行离散。为正确描述出模型在碰撞过程中的结构失效变形模式,将机体与地面发生碰撞时可能发生变形破坏的区域网格尽可能地细化,尺寸为8mm。地面则是通过刚性墙来代替。整体等直段有限元模型共包含878422个节点,其中包括773602个壳单元,17982个焊点单元,12个用于模拟假人的简化集中质量MASS单元。参照适航规章的相关要求,为每个假人质点赋予了77kg的质量,通过数根刚性单元将MASS质点与座椅支撑梁进行绑定,使得假人质量得以均匀分布在座椅上表面。整个等直段模型总质量为1226.79kg。图1为机身等直段有限元模型示意图。

1.2 客舱座椅与假人质点模型

客舱座椅模型参照了CCAR-25-R4部中第25.562和25.785条对航空客运飞机客舱座椅的相关规定,建立了客舱座椅与假人质点的简化模型。每个座椅高度约为46.2cm,座椅椅面厚度为4cm,座椅宽度长约47cm。取单个乘员的质量为77kg,每个代表假人的质点距离椅面的垂向高度约为20cm,为使假人质量能够均匀分布在座椅上表面,采用节点刚性约束的方式将假人质点

与客舱座椅横梁进行绑定。根据模型机身横截面长度、与单个客舱座椅的宽度,选定了模型客舱中座椅的排布形式为单通道,3排座椅,每排4个座位。座椅各结构均采用壳单元进行模拟,并使用共节点的方法将座椅的支撑结构与客舱座椅导轨连接在一起。

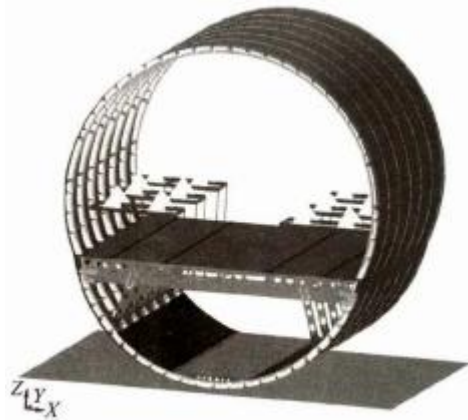


图1 机身等直段有限元模型

1.3 紧固件模型

一般情况下,在结构碰撞有限元仿真建模中,最常用的是采用可变形梁焊点模型(Beam梁单元)来连接不同的结构部件。该模型不仅能传递力与力矩,还能在模型中添加失效应变,且不依赖模型网格节点的对齐,建模效率高。但考虑失效所带来的也是计算时间的相应增加,而整体等直段有限元模型单元数量较为庞大,若是所有紧固件模型均采用可变形梁焊点模型进行模拟,那么整个模型的求解时间将会相当漫长。对于一些在坠撞过程中不怎么发生变形破坏的结构如客舱上部结构

等,这些区域的结构紧固件失效问题其实可以不予考虑。因此在对机身碰撞区域以及容易发生变形破坏的位置处的紧固件模型,采用可变形梁焊点模型进行模拟。其他不易变形的位置区域则使用无质量刚性节点模型(Constrained_Node_Rigid_Body)进行连接,从而在节约模型求解时间的同时也保证了计算的精度。

1.4 接触设置

为保证机身主体结构在发生大变形的过程中不会发生不同结构部件互相穿透、干涉的情况,对整体模型设置了自适应单面接触,在机身等直段模型与刚性地面之间则是设置了自适应面面接触。将各接触的静摩擦因数与动摩擦因数均分别设置为0.1与0.2,粘性接触阻尼(VDC)则设置为20%。

表1 模型材料基本参数

材料	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	E/GPa	σ_y/MPa	E_T/MPa	ϵ_f
7075	2796	71	441	937	0.08
7050	2830	71	469	650	0.08
7150	2823	71	538	679	0.07
2524	2768	71	269	908	0.15
刚性地面	7830	207			
焊点	2,750	71	165		

1.5 材料参数

民机机身等直段各结构部件多以铝合金材料构成,故选用双线性弹塑性材料对其进行模拟,而像客舱地板、座椅等非铝合金材料结构在机身结构中并非承担主要承力作用,且在机身坠撞过程中作用较小,故将此类部件近似等

效为铝合金材料结构,同样采用双线性弹塑性材料进行模拟。在LS-DYNA中对弹塑性材料进行定义需要给定材料的密度、弹性模量、屈服应力、切线模量、泊松比、最大塑性应变等参数。双线性弹塑性材料模型在变形应变达到屈服应力后按指数关系塑性硬化,系统程序将基于金属的VonMises屈服准则,对仿真过程中单元内部等效塑性应变大小进行实时监控,当这一数值大于预先设置好的材料最大失效应变时,程序即判定该单元发生失效,单元内应力不再增加,并将该单元从计算模型中删除。机身等直段有限元模型所使用的各材料属性如表1所示。

2 计算与分析

对机身等直段无滚转角以6m/s的初始垂向速度撞击刚性地面的过程进行有限元仿真计算求解,分析机身等直段在坠撞过程中不同结构部件的吸能情况。

2.1 机身段整体能量变化

机身等直段在坠撞过程中,在惯性力的作用下,整体结构持续向下运动,而最先与地面发生碰撞的机身底部蒙皮、长桁、机身框、剪切角片等结构件因受挤压而最先发生变形,由此吸收了一部分的坠撞动能。随后,由于机身结构多采用双线性弹塑性材料,结构件在接触变形的过程中,先是进入弹性变形阶段,此时材料通过变形将结构的部分动能转化为自身的变形能而储存起来。随着机体结构变形的不断加剧,当材料达到屈服应力后,材料开始发生塑性变形,直至塑性应变大小达到材料最大失效应变时,材料即发生破坏失效。整个弹塑性变形的过程系统内能将不断上升,当结构达到最大变形时,系统内能达到最高点。之后结构发生回弹,部分因变形失效吸收储存起来的能量会释放出来,进而转化为系统动能。

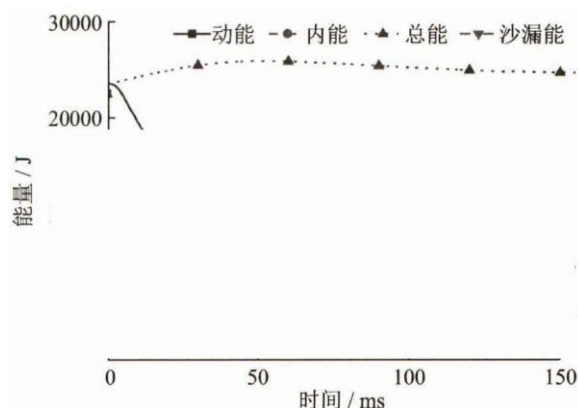


图2 系统能量时间历程曲线

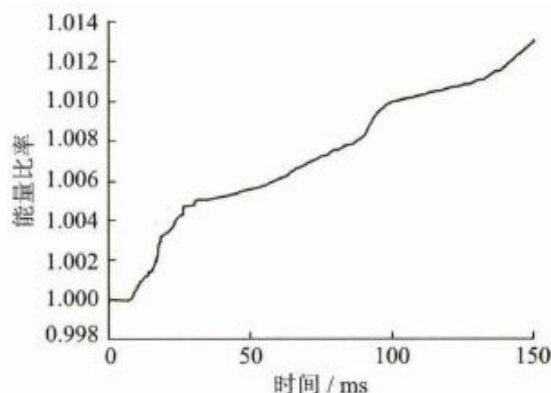


图3 能量比率变化趋势

图2给出了机身等直段在典型坠撞条件下垂直撞击刚性地面的过程中整体系统的总能量、动能、内能以及沙漏能随时间的变化曲线。总体来看,系统的总能量基本没有变化,且其值约等于系统内能、系统动能与沙漏能之和,能量整体曲线变化较为平缓,没有出现突变的情况。

期间机身段整体结构的能量比率变化趋势如图3所示,可以看到在整个计算过程中能量比略有上升,但都在3%以内,这可能是由于焊点单元的质量缩放导致的。系统沙漏能也维持在98J左右,占系统总能的0.4%,满足规定的不超过总能5%的要求。计算过程中也没有出现网格畸变,表明整体仿真计算结果有效。

2.2 部件吸能情况

机身等直段在典型坠撞条件下各结构部件的能量吸收时间历程曲线如图4所示。从图中可观察到,各结构件具有相似的能量变化趋势,自碰撞开始发生,各结构件的内能不断增加,在48ms左右能量吸收达到峰值。后续由于机身结构开始回弹,使得结构释放了部分塑性变形吸收的能量,各结构件的内能略有下降,之后逐渐趋于平稳。

为了更为直观地了解机身等直段结构在典型工况下的坠撞过程中各结构件的能量吸收情况,表2给出了在结构变形稳定时刻各结构件所吸收的能量以及吸能占比情况。不难发现,机身框与剪切角片作为机身结构中最主要的吸能结构元件,在此分析工况下吸能总占比达35.1%;而用于连接各结构元件的紧固件在整个吸能过程中也有不小的贡献,其吸能占比也达到了18.1%,非常

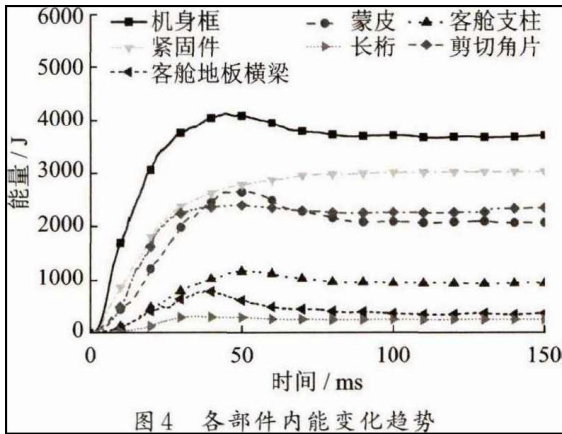


图4 各部件内能变化趋势

接近机身框的吸能占比。这表明在机身适坠性研究中，若是对结构吸能设计这一块的仿真分析精度要求较高时，结构紧固件的建模也是不可忽略的；结构中客舱支柱的吸能占比并不高，这是因为客舱支柱作为较为刚硬的结构件，主要起支撑连接的作用，并不是作为主要吸能元件设计的。因此机身框、剪切角片以及用于连接紧固件在整个飞机坠撞过程中对能量吸收的贡献是不可小觑的，想要提高坠撞事故中机身结构吸收撞击动能的能力，可以在适坠性设计中着重关注这些结构件的设计。

表2 机身等直段结构各部件吸收能量统计

部件	吸收内能/J	占总能比/%
机身框	3646.1	21.7
蒙皮	2067.4	12.3
客舱支柱	927.2	5.5
紧固件	3032.1	18.1
长桁	264.7	1.6
剪切角片	2249.8	13.4
客舱地板横梁	360.5	2.1
其他	4250.4	25.3

3 结论

本文基于显示非线性动力学分析软件LS-DYNA, 针对某型民机机身等直段在典型坠撞条件下与地面发生碰撞的过程进行仿真分析, 对机身等直段结构在坠撞过程中不同构件的吸能情况展开研究。得到的结论如下:

- (1) 典型坠撞工况下，机身等直段的结构变形主要集中于客舱地板下部区域，提高客舱下部结构的吸能，可降低最终传递至客舱的剩余能量，提高乘员在坠撞事故中的生存几率；
- (2) 在坠撞过程中，机身框、紧固件与剪切角片为机身等直段结构中的主要吸能部件，在对机身下部结构展开吸能设计时，可重点关注这些结构部件的吸能设计；
- (3) 用于连接各结构元件的紧固件在整个坠撞过程中的吸能占比与机身框相近，在对机身结构变形吸能的设计研究中不容忽视。在对仿真分析精度要求较高时，建立合适的结构紧固件模型是十分必要的。

摘自《江苏航空》NO 01. 2021

初始飞行学员心理压力 评估与管理方法分析

刘闯 朱文兵 张帅

一、引言

航空安全由“人、机、环境”所构成的系统共同决定，其中飞行员人为因素已被公认是保障航空安全和效率的关键要素。随着民航业的不断发展，民航从业人员尤其是民航飞行员的心理压力管理问题受到广泛关注。由于飞行员长期在嘈杂、震动的机舱环境中工作，要承担各种高压、高强度的工作，时间和日程安排也经常处于混乱的状态，睡眠不足往往导致疲劳或半疲劳，这使得飞行员很可能长期处于高压状态。目前，已有研究指出飞行员心理压力与不安全飞行行为之间的联系。中国民航大学团队通过相关分析和线性回归分析，将飞行员的压力数据与其QAR数据进行对比，发现角色压力和职业发展压力会显著正向影响飞行员的安全绩效。中国矿业大学团队研究了民航飞行员的压力及其对不安全行为的影响，发现中国飞行员的压力明显高于一般职业群体，而且压力与不安全行为呈显著正相关。数据统计表明，近20年来，约35%的飞行事故与飞行员的高压状态有关。如何有效地评估飞行员在执行飞行任务时的心理压力状态，并采取相应的管理措施加以缓解和改善心理压力，成为了当前民航管理领域亟需解决的问题。此外，与成熟的飞行员相比，初始飞行学员的学习环境和对未来的不确定性导致了更严重的心理压力，这与学飞期间的飞行训练效果密切相关。学飞是初始飞行学员心理压力集中的一个重要阶段，因此，评估初始飞行学员在学飞期间的心理压力水平，制定相应的心理压力管理办法，进而提高飞行训练水平和保障飞行安全，具有重要的现实意义。

二、初始飞行学员心理压力影响因素分析

心理压力指由工作、环境、心理风险等所引发的压力。工作压力、工作时间、人格、社会关系等都是心理压力的主要来源。行为因素、飞行环境、人格特征、社会关系等与飞行员的心理压力密切相关。特别对于初始飞行学员来说，由于社会阅历较浅，对复杂的社会关系和人际关系的处理能力较弱，且飞行经验不足，难以独自处理突发事件，因此往往有着更高的心理压力。

（一）行为因素

健康饮食、规律作息、适量运动等健康行为有助于飞行员在心理上保持良好状态，而吸烟、饮酒则会对飞行员的身体健康造成影响，进而影响飞行员的心理健康。飞行员由于工作性质特殊，需要进行昼夜颠倒以及跨时区的飞行任务，生物节律非常不规律，加之缺少适量的运动，且饮食不规律，从而会导致较大心理压力。因此，管理者应当加强飞行员的健康教育，引导飞行员养成健康的饮食习惯、规律作息以及进行适量的运动，从而增强身体素质和心理健康。同时，管理者

应为飞行员提供必要的支持，以便他们能够实施健康行为。例如，提供营养餐饮选择，设置健身设施或提供健身指导，以鼓励飞行员参与适量的运动。此外，还可以制定政策和规定，促进飞行员的学习生活平衡，减轻训练压力。

（二）飞行环境

不良的工作环境会导致人的心理压力增大。飞行员在驾驶过程中会受到加速度、气压变化、温度变化、噪声、紫外线、天气变化等因素干扰，需要时刻保持警觉，做好处理特殊情况的准备。此外，飞行中的突发情况可能还会导致飞行员出现焦虑、沮丧、烦躁等负面情绪。在长时间高压飞行下，飞行员的心理压力将增大，对飞行安全造成威胁。因此，管理者应当注重提高飞行环境质量，包括改善驾驶舱的舒适度、减少外界因素对驾驶员的干扰、加强天气预警和监测等。此外，还应当加强飞行员的心理健康教育，引导飞行员学会通过适当的心理调节方式来应对飞行过程中的压力和困难，提高其应对紧急情况的能力。

（三）人格特征因素

人格决定了一个人对事物的态度、行事方式、社会适应能力、心理承受能力等。具有情绪稳定、外向性等积极表现的飞行员往往有更高的心理压力承受能力，且性格外向可以缓解紧张、焦虑等情绪。张梅等人对飞行员的调查研究发现，飞行员的工作质量受飞行员的心理承受能力影响，具体表现为，心理承受能力越强则飞行员会有更好的飞行表现。因此，管理者应当对飞行员进行心理测评，了解其人格特征和心理健康状况，针对不同的人格类型，提供相应的心理调适策略，鼓励积极应对和情绪管理，以提高心理韧性和适应性。同时，应加强飞行员的心理健康教育，帮助其学会积极应对压力的方法和技巧，提高心理韧性和适应性。

（四）社会关系

社会支持、家庭关系、人际关系等也是影响飞行员心理压力的重要因素。不良的社会关系，如家庭矛盾、人际关系不和谐、事业危机等等都会使飞行员心理压力增加。此外，当飞行员认为在工作中受到不公平处分、批评等也会影响其心理健康。而良好的社会关系则可以帮助飞行员更好地应对工作压力以及失败。因此，管理者应当建立完善心理咨询服务体系，为飞行员提供心理健康咨询和支持，帮助他们解决工作和生活中的问题。此外，应鼓励团队合作和相互支持，营造良好的工作氛围。通过团队合作，飞行员可以相互支持和帮助，减轻个体的心理压力，促进形成良好的社会关系。

三、初始飞行学员心理压力评估指标与方法

（一）主观测评法

主观量表是获取初始飞行学员对心理压力主观认识的重要手段，可帮助管理者了解学员对心理压力的主观评断。常用的主观心理压力测评量表有症状自评量表（SCL-90）、卡特尔16种人格因素问卷（16PF）、艾森克人格调查问卷（EPQ）、明尼苏达多项人格问卷（MMPI）、康奈尔健康量表（CMI）、焦虑自评量表（SAS）、抑郁自评量表（SDS）、汉密尔顿抑郁量表（HAMD）。

主观测评法具有一定的优点。一方面，该方法易于实行，且得到的数据直观，便于统计分析；另一方面，该方法通常在完成任务后进行，不会干扰被试执行任务。但是主观测评法也存在不足：首先，主观评测方法存在较大的个体差异性；其次，主观问卷是在被试实验完成后根据记忆填写

的,不具备实时性,测评结果可能会出现较大偏差;此外,问卷调查的主观性以及标准不统一,得到的结果往往不能精确反映出被试的真实心理压力水平。因此,仅依靠现有的心理压力测评量表可能存在一些局限性,因为不同的量表可能关注的心理压力维度有所不同。所以,在设计主观问卷时,管理者可以结合相关心理学专家和一线飞行教员的意见,编制定制化的主观量表,包含个人基础信息、性格评估、心理压力水平及主观压力源等方面,以适用于民航初始飞行学员的心理压力状态评估。在初始飞行学员培训过程中,管理人员应与学员保持密切的沟通,可以定期使用心理压力主观测评法并结合其他客观评估方法,了解学员的心理健康状况,更好地了解他们的心理状态和需求。这样的评估方法将为管理者提供有益的参考信息,有针对性地开展心理健康干预和管理。

(二) 绩效测评法

绩效测评法是通过测量飞行员在完成飞行任务过程中的绩效水平来间接测量其心理压力水平,通常以收集飞行训练科目下飞行模拟器所记录的飞行驾驶数据来进行绩效测评。主任务测评和次任务测评是绩效测评常用的两种方法。主任务测评使用飞行员在执行主任务过程中的绩效指标来直接测量绩效,次任务测评指让飞行员完成一项次任务来测评绩效。绩效测评法能直观地通过飞行数据等绩效指标直接评估飞行员的心理压力。但是绩效测评法的心理压力评价指标缺乏依据,部分操作绩效作为评价指标相对片面。

对于管理者而言,绩效测评法可以作为参考工具来评估初始飞行学员的绩效水平和应对能力。通过分析绩效测评数据,管理者可以了解飞行员在不同任务条件下的表现,识别出可能存在的心理压力问题,并采取相应的干预措施。例如,对于在特定任务中表现较差的飞行员,管理者可以通过提供额外的训练和支持帮助其应对心理压力并提升绩效。

(三) 生理测评法

基于生理参数评估的心理压力评估是指使用专业仪器采集被试的生理数据(包括心电、脑电、肌电、皮肤电等),根据这些生理指标与心理压力之间的关系,分析得出被试的心理压力水平。这些生理指标中,心电和脑电能有效评估心理压力。研究表明心电信号的心率变异性是心理压力评估的有效指标,它能反映自主神经系统中交感神经和副交感神经的活性变化,而自主神经系统的调节则与心理压力水平相关。因此在心率变异性的基础上能直观分析出心理压力水平的变化。此外,脑电信号能够反映人的心理活动状况,研究表明脑电非线性特征中的熵值、CO复杂度、LZ复杂度等指标能反映人体心理压力水平,所以分析脑电信号特征可有效评估心理压力水平。使用单一生理指标评估心理压力存在一定的局限性和片面性,张硕等基于脑电、心电信号实现心理压力状态的自动评估,结果表明基于心脑结合的方法能够更好地检测心理压力。与其他测评方法相比,生理测评指标具有客观性、实时性、连续性等优点。并且随着生理测评设备不断向智能化、自动化发展,方便了数据采集和处理。相关管理者可以关注这些新技术的应用,将其整合到初始飞行学员心理压力评估中,以提高评估的效率和准确性。例如,使用便携式生理测量设备和实时数据分析软件,不仅可以减少实验设备对飞行员的干扰,还可以实现实时监测和反馈。但是生理测评法的生理指标对不同的任务类型可能有不同的敏感性,因此在评估过程中需要考虑任务类型的差异性。根据任务的特点选择适当的生理指标进行评估,以获得更准确的结果。此外,为了更全面地测评飞行员飞行期间的心理压力,需要采集分析多种生理指标如心电、脑电、眼动等,以减少测评误差。

四、当前初始飞行学员心理压力管理方法存在的不足

针对初始飞行学员的心理压力管理，应该重视初始飞行学员心理压力评估，并建立适当的心理咨询服务体系，从而提高飞行安全和工作效率。目前，初始飞行学员心理压力管理方法主要有建立飞行员心理健康档案、设立心理咨询机制、定期开展心理健康教育活动等，但目前这些管理方法存在着以下不足。

（一）缺乏个性化管理

当前的心理压力管理方法在很大程度上是通用化的，未能充分考虑个体差异性。每位飞行员的心理特点和应对方式可能存在差异，因此个性化的心理压力管理措施更为有效，管理者可以根据每位飞行员的需求和特点，量身定制相应的心理支持和咨询方案。

（二）缺乏长期跟踪和支持

目前的心理压力管理方法通常是短期和片段化的，初始飞行学员的心理压力问题可能会不断变化。因此，建立长期跟踪和支持机制是必要的。管理者应确保飞行员在整个职业生涯中都能获得心理支持和咨询服务，以应对不同阶段带来的挑战和心理压力。

（三）缺乏应对策略的培训和实践

除了提供心理支持和咨询外，初始飞行学员也需要接受应对策略的培训和实践。仅仅了解心理压力的来源和管理方法是不够的，飞行员还需要学习如何应对压力和挫折，以及如何保持积极的心态和情绪稳定。管理者可以通过情境模拟、角色扮演和案例讨论等方式，帮助飞行员明确应对策略并应用于实际场景中。

（四）缺乏心理压力管理的整体性观念

目前的心理压力管理方法主要侧重于个体层面的干预和支持，但忽视了整体性观念。飞行员的心理压力受到许多因素的影响，包括组织文化、领导风格、工作环境等。因此，管理者应该更全面地考虑这些因素，并采取相应的措施优化组织环境，以减轻飞行员的心理压力。

（五）缺乏结合多种管理方法

综合使用主观、绩效和生理测评方法，可以提供全面的心理压力评估。通过结合不同测评方法的结果，管理者可以更全面、客观地了解飞行员的心理压力状况，并针对性地制定心理支持和干预措施。

五、初始飞行学员心理压力评估与管理研究展望

由于行业的特殊性，初始飞行学员作为特殊的学生群体，他们不仅要应对学习新的飞行技能和知识的压力，还要适应飞行训练科目的要求和严格的学习进度。研究初始飞行学员学飞期间的心理压力状态对提高飞行训练质量和培养出优秀的民航飞行员至关重要。然而，现有研究对象主要是成熟飞行员，鲜见针对初始飞行学员的心理压力状态的研究。同时，尽管有研究涉及了一些特定的飞行训练科目，如起飞、降落和紧急情况的应对，但对于其他训练科目下的心理压力状态了解有限，对于学飞期间飞行训练科目下的初始飞行学员心理压力状态的评估还有待补充。在学飞期间，初始飞行学员将接触到各种不同的飞行任务和环境，包括高度复杂的操作和决策任务。

因此，了解他们在这些不同场景下的心理压力状态对于全面评估和管理他们的心理健康至关重要。为弥补这些不足，未来应加强对初始飞行学员的研究，建立包括不同阶段和不同飞行任务的样本组，以更全面地了解学飞期间初始飞行学员的心理压力状态，并比较不同阶段和任务下的差异。同时，扩大研究范围，覆盖更多的飞行训练科目和实际飞行环境，以更好地模拟和评估初始飞行学员在实际操作中面临的心理压力。

目前常用的心理压力评估方法有主观问卷测评法、绩效测评法、生理信号测评法等，但这些方法都有着各自的局限性。将多种测评方法结合的心理压力评估是目前的主要发展方向，基于主观问卷数据、生理数据、飞行数据等综合评价初始飞行学员的心理压力水平，可以有效减少使用单一测量方法带来的片面性的影响。为构建更加全面的心理压力评估方法，未来可从以下几个方面开展工作。首先，建立综合评估框架，将主观问卷测评法、绩效测评法和生理信号测评法有机地结合起来。综合考虑相关心理学专家和一线飞行教员的意见，明确定义每种测评方法的权重和指标。其次，发展数据整合和分析方法，可以使用机器学习和数据挖掘技术来发现不同测评数据来源之间的关联性和趋势，以更好地理解初始飞行学员的心理压力状态。最后，可以进行相应的技术创新，结合先进的技术手段，如生物传感技术和智能算法，来改进心理压力评估的精确度和实时性。

人工智能算法与航空、大数据、生命科学等学科的融合正在迅速发展。这种融合为飞行员的心理压力评估提供了新的可能性。首先，人工智能算法和大数据可以分析初始飞行学员的个体差异和学习进展，通过持续监测和分析学员的数据，系统可以实时了解学员的心理状态和需求，并相应地调整评估方法和干预策略。其次，结合生命体征数据和模拟飞行驾驶数据，并运用自然语言和情感识别技术处理，可以更全面地评估学员的情绪状态和心理压力水平。自然语言处理技术可以用于处理和理解学员在飞行训练中的口头交流，例如教练员和学员之间的对话、训练中的自我评价等。情感识别技术可以分析学员语言表达中所包含的情感信息，如情绪状态、焦虑程度、压力感受等。通过分析学员在飞行训练过程中的语言表达、情绪反应以及生命体征数据，可以获取额外的信息来补充生命体征数据和模拟飞行驾驶数据的评估结果。

除了对初始飞行学员进行心理压力评估外，有效的心理压力管理策略同样重要。初始飞行学员心理压力管理策略的发展将朝着多方位、个性化和智能化的方向发展。首先，可以使用多种测评方法结合进行综合评估和管理，综合考虑认知能力、应对技能、情绪调节和团队合作等方面的评估指标，注重将评估结果与实际管理相结合，采取相应的管理措施，如调整工作任务、安排休息等；其次，不同的飞行员在面对心理压力时可能会有不同的反应，应该进一步研究如何根据飞行员的个性特点和需求（如深入研究不同人格特质、认知风格、应对策略等因素与心理压力之间的关系），制定个性化的心理压力管理策略，以提高飞行员的应对能力和工作效率；此外，先进的人工智能算法和大数据分析技术通过处理和分析大规模的飞行员数据，也可以识别出飞行员个体差异，为飞行员提供精准的心理压力管理措施。目前，跨学科合作也在不同领域的研究中表现出巨大优势，初始飞行学员心理压力管理研究也需要跨学科的合作，结合航空领域的专业知识、心理学、人机工程学、生物医学工程学等领域的专业知识。通过跨学科的合作，可以共同探索心理压力管理的新方法和策略，并加强理论和实践之间的联系。

六、总结

本文对行为因素、飞行环境、人格特征、社会关系等影响初始飞行学员心理压力的因素进行分析,并介绍了主观测评法、生理测评法、绩效测评法等三种常用的心理压力评估方法以及各种方法的优缺点。此外,本文还讨论了初始飞行学员心理压力管理方法存在的不足之处,并且提出相应的办法供管理者参考。最后指出了初始飞行学员心理压力评估以及心理压力管理的发展趋势。可以进一步探索和发展更加科学、客观、全面的心理压力评估方法,包括结合生物学、神经科学等多个领域的综合性评估方法。同时,可以利用人工智能算法和大数据分析技术来构建更加智能化、个性化的心理压力管理系统,从而更好地帮助飞行员管理自己的心理压力。

摘自《民航管理》NO 10. 2023

基于复杂网络和朴素贝叶斯的 飞行态势评估

温祥西 林福根 吴明功

0 引言

航空业的高速发展和飞行量的激增加深了空域资源和空中交通流量之间的矛盾,构成飞行冲突的可能性也随之提升,带来了很大的管制压力和安全隐患。对空中飞行态势的准确评估能够帮助管制员更好地进行指挥决策,有效降低管制员的工作负荷,这也使其成为业界研究的热点。

态势感知起源于航天飞行的人因研究,而飞行态势评估,顾名思义是对当前的飞行态势以及未来出现的可能性威胁进行态势分析、判断、预警和处置,以提升管制员对飞行安全威胁的发现、识别、分析、洞察、发展、预测以及响应处置能力。实际工作中,管制员主要依据人的经验结合雷达给出的航空器信息判断飞行态势。这种方法在航空器数量较少、潜在冲突较少的情况下发挥着重要的作用。随着航空器数量的增多,潜在飞行冲突越来越多,人们将研究集中于交通流运行及飞行冲突情况,依据运行和冲突情况来判断空中交通态势。

Kang等通过经济计量模型分析了地面机场对空中交通运行的影响;王尔申等运用ADS-B的地面监视信息设计了一种ADS-B IN的通航飞机飞行态势监视终端;王兴隆等通过构建空中交通网络,对局部子图进行模体特征识别来评估交通网的韧性;Xiao等利用智能计算模型对空中交通复杂性进行评估;Qiu等提出了一种新的概率流边界算法对空中交通流进行评估。在空中飞机与飞机之间的冲突关系是比较复杂的,特别是在飞机数量比较大的情况下。基于此考虑,文献[7-8]通过飞机与飞机之间的距离关系构建了飞行状态网络,利用复杂网络的特性分析判断空中的飞行态势。这种方法仅考虑飞机之间的位置关系,缺乏航速、航向、高度等重要信息,容易造成虚警。本文基于此思想,为了更好地描述飞机之间的关系,在航空器保护区的基础上引入速度障碍法判断飞机之间的冲突关系,以此构建飞行冲突网络。

飞行态势评估的另一个关键问题是态势评估的方法。杜婧涵等提出了一种交通态势弱监督的评估方法,利用聚类思想将评估转换为分类问题对交通态势等级进行划分;赵小林等结合AHP和TOPSIS方法将网络安全态势划分为三个维度对网络安全进行评估。以上研究通过指标数据量化评估对象,用分类思想对量化结果进行度量,从而得到理想的评估结果。因此,本文也使用分类思想作为态势评估方法。贝叶斯算法是一种高效、简单的机器学习模型,能够通过多因素、多指标方式实现多分类的目的,被大量应用于文本分类、医学检验分类和安全评估等领域。因此,本文选择贝叶斯算法将飞行态势评估问题转换为分类问题。

综上,本文在前期工作的基础上,以实时空情为研究对象,通过改进飞行冲突网络的构建方法来描述飞行态势,基于复杂网络理论选取6个态势评估指标,进而采用朴素贝叶斯分类(Naive Bayes Classifier, NBC)方法实时评估飞行态势。

1 飞行冲突网络构建

1.1 飞行冲突网络连边确定

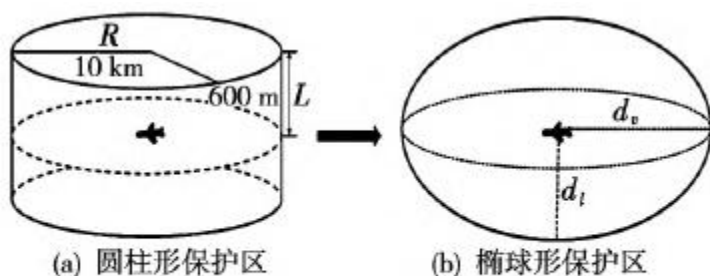


图1 保护区构建

Fig. 1 Construction of protected areas

(R) 不应小于10 km或垂直高度(L)不应小于600 m,因此,本文设置了更加符合实际且便于计算的冲突探测椭球形保护区,其长轴焦距为 $d_h = 10$ km,短轴焦距 $d_v = 600$ m。当飞行保护区重叠时则存在冲突。

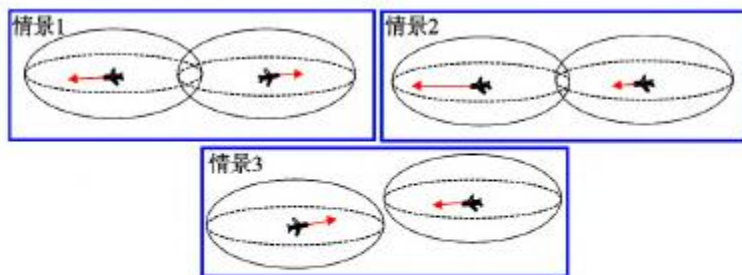


图2 冲突判断情景

Fig. 2 Conflict judgment scenario

保护区有重叠时,会被判为存在冲突,而再将两架航空器航向信息加以考虑时,则不存在冲突。同样地,在情景2中,若不考虑航速,也会认为存在冲突,而情景3因为不存在保护区重叠,会被

判断飞行冲突是确定飞行冲突网络连边的关键。首先构建保护区,在自由飞行状态下,航空器周围的空域由内向外被划分为保护区、避让区和预警区三个层次。航空器保护区模型从最初的圆柱形保护区逐渐发展为更合理的椭球形(如图1所示)。依据航空器保护区的定义,任意两架相同飞行高度的航空器水平距离

若仅依据飞行保护区重叠或ACAS通信应答距离等传统方法确定冲突情况,忽略了航向等重要信息,容易造成虚警,且不能及时发现潜在冲突。冲突判断情景如图2所示。图中:箭头指向为航向,箭头长度与航速成正比。运用传统方法判断冲突时,当情景1中的两架航空器的

判定为无冲突，实际上两机却存在潜在冲突。基于以上考虑，从机器人避障研究中得到启发，在飞行保护区的基础上引入速度障碍法解决该问题。

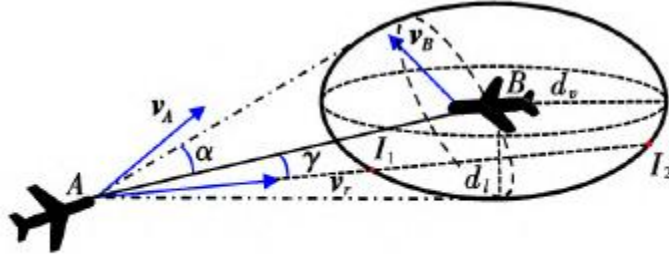


图3 速度障碍冲突探测模型

Fig. 3 Velocity obstacle collision detection model

速度障碍冲突探测模型如图3所示。由图可见，假设已知两架航空器A、B的飞行方向 v_A 、 v_B ，过A点作椭球的切线，以B为参照点，A作相对运动，利用矢量三角形法则判断其相对速度的方向 $v_r = v_A - v_B$ ， v_r 与AB连边的夹角为 r ，AB连边与椭球切线夹角为 α 。当 $\alpha > r$ 时，若两机继续保持当前运动状态不加以调配，则会出现A、B保护区

重叠情况，从而构成冲突，因此这种情况认为两者存在潜在冲突。当 $\alpha \leq r$ 时，两者不存在潜在冲突。

在数学上具体求解步骤如下：在速度任意的情况下，建立航空器速度、坐标与椭球之间的关系式：

$$\left. \begin{aligned} \frac{x^2}{d_v^2} + \frac{y^2}{d_v^2} + \frac{z^2}{d_l^2} &= 1 \\ \frac{x - x_0}{v_1} &= \frac{y - y_0}{v_2} = \frac{z - z_0}{v_3} = t \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： v_1 、 v_2 、 v_3 分别为x、y、z方向上的速度分量。

利用上述关系解得：

$$\begin{aligned} &(d_l^2 v_1^2 + d_l^2 v_2^2 + d_v^2 v_3^2) t^2 + \\ &2(d_l^2 v_1 x_0 + d_l^2 v_2 y_0 + d_v^2 v_3 z_0) t + \\ &(d_l^2 x_0^2 + d_l^2 y_0^2 + d_v^2 z_0^2 - d_l^2 d_v^2) = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

记冲突域中交点个数为 n ，根的判别式为 $\Delta = b^2 - 4ac$ （此处的 a 、 b 、 c 分别为式(2)中 t^2 、 t 、 1 的系数）， $\Delta > 0$ 时，判定两节点构成连边。

1.2 飞行冲突网络边权设定

冲突网络的边权要能反映冲突的紧迫程度，因此，对飞行冲突网络边权的确定应充分考虑航空器的航速、航向、位置等信息。航空器之间距离越小，边权越大；相对速度越大，夹角 r 越小，冲突越紧迫，边权越大。依据上述关系，引入可解脱时间 T 来描述冲突的紧迫程度，图2中相对速度 v_r 的延长线与椭球在三维空间内会有两个交点 I_1 、 I_2 ，记交点距离为 $|A_{I1}|$ 、 $|A_{I2}|$ ，则有可解脱时间为：

$$T = \frac{\min\{|A_{I1}|, |A_{I2}|\}}{|v_r|} \quad (3)$$

由式(3)可知，可解脱时间 T 与合速度 v_r 的值成反比，与交点距离 $|A_{I1}|$ 、 $|A_{I2}|$ 成正比。即相对速度越大，距离越近，可解脱时间越少，冲突越紧迫。由于可解脱时间 T 与边权 ω_i 要求相

反, 结合负指数函数的性质, 将其与 T 共同组成复合函数如下:

$$\omega_{ij} = e^{-T} \quad (4)$$

边权 ω_{ij} 与距离 $|A_{i1}|$ 、 $|A_{i2}|$ 成反比, 与速度 v_i 的值成正比, 且随着可解脱时间的减少, ω_{ij} 的变化速率越大, 越能真实反映冲突的紧迫程度。由于可解脱时间 T 为正数, 因此 ω_{ij} 在 $(0, 1)$ 范围内变化, 起到单位化作用。

2 飞行态势评估

在进行航空管制工作时, 对飞行态势的把握十分重要。本文在飞行冲突网络的基础上, 通过选取不同的复杂网络指标描述飞行态势, 利用朴素贝叶斯分类器对不同状态下的飞行态势进行等级划分。

2.1 态势指标选取

要准确感知飞行态势, 需要多方面、多角度选择评估指标。因此, 本文选择能够反映冲突网络特征的6个复杂网络特征指标对飞行态势进行描述。

(1) 平均点强: 平均点强是所有节点点强的平均值, 该值能够反映冲突态势的紧迫程度, 间接表示了管制调配的平均压力, 用 \bar{S} 表示:

$$\bar{S} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N a_{ij} \omega_{ij} \quad (5)$$

式中: a_{ij} 为节点 i 、 j 的连接关系, 若相连, $a_{ij} = 1$, 否则 $a_{ij} = 0$ 。

(2) 平均加权聚集系数: 加权聚集系数是普通聚集系数的加权表达, 平均加权聚集系数能够反映整个网络的聚集程度, 用 \bar{C} 表示:

$$\bar{C} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N c(i) \quad (6)$$

式中: $c(i)$ 为加权聚集系数。

(3) 平均度: 度是复杂网络的一个关键属性, 单个度值的计算在文献中已给出。在冲突网络中, 平均度值能够反映每架航空器与其周围航空器形成冲突的数量, 用 \bar{K} 表示:

$$\bar{K} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N k_i \quad (7)$$

式中: k_i 为节点 i 的度。

(4) 最大连通比率: 在冲突网络中, 属于最大巨连通分支的节点个数占网络总节点数的比值称为最大连通比率。该值能够反映冲突的总体态势复杂度, 用 M 表示:

$$M = \frac{H}{N} \quad (8)$$

式中: H 为巨连通分支存在的节点数。

(5) 网络效率: 网络效率能够直观地反映整个网络的连通度, 在冲突网络中, 能够表示出飞行冲突的扩散广度, 在宏观上把握冲突网络态势, 用 η 表示:

$$\eta = \frac{1}{N(N-1)} \sum_{i \neq j} \frac{1}{d_{ij}} \quad (9)$$

式中： d_{ij} 为*i*、*j*两节点之间的最短路径；

(6) 网络密度：网络密度可用于刻画网络中节点间相互连边的密集程度，该值能够反映对飞行态势管制的饱和程度，用*D*表示：

$$D = \frac{2L_m}{N(N-1)} \quad (10)$$

式中： L_m 为网络中实际的连边数。

2.2 朴素贝叶斯评估原理

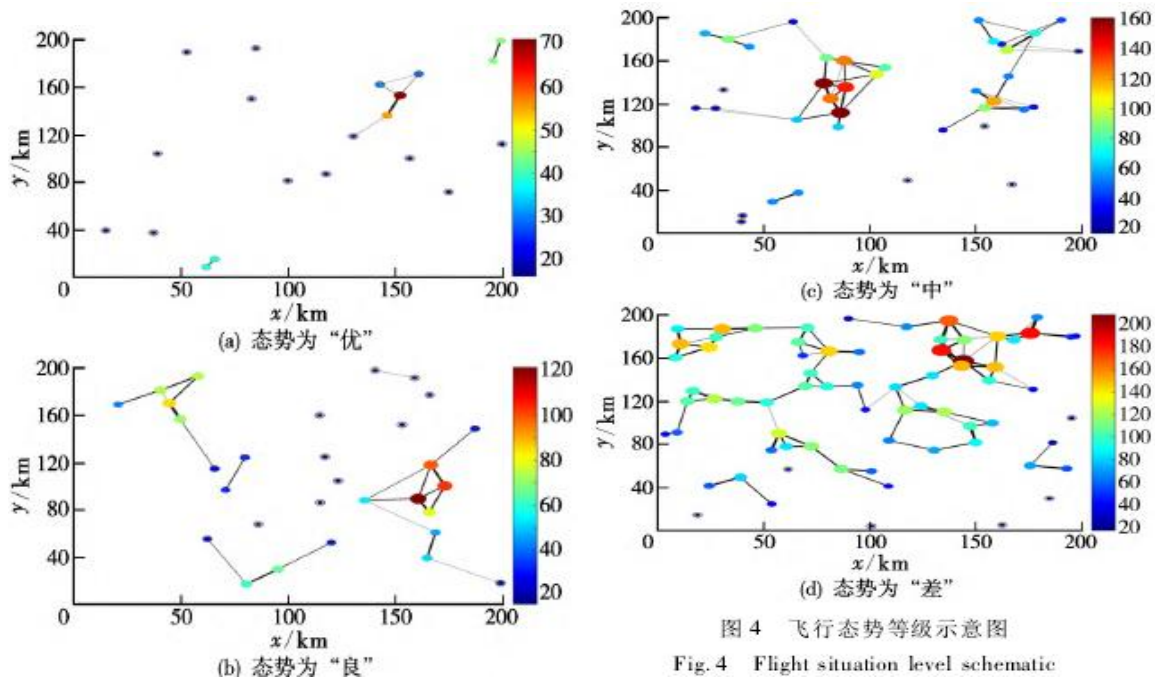
表1 飞行态势等级描述

Table 1 Flight situation class description

态势等级	运行态势描述
优	飞行态势好, 极少冲突
良	飞行态势较好, 个别冲突
中	飞行态势较差, 较多冲突
差	飞行态势差, 极多冲突

对于实际的航空运行情况而言，飞行态势很少处于极好或极坏的极端情况，大部分都处于中间状态；因此不能将飞行态势简单地一分为二，非好即坏，而是要将其分成多个等级，这就涉及到要将具有多特征的样本数据划分为多个类别的问题。

本文利用Matlab构建仿真飞行冲突网络，依据2.1节所述的空情描述方法计算网络各态势指标作为参考依据。邀请相关领域专家对飞行态势进行评判，客观上，依据计算出的网络态势指标为参考；主观上，根据自身经验对已经发生冲突的数量、未来可能发生冲突的数量以及航空器之间的位置关系等进行态势的整体把握，并将其划分为“优、良、中、差”4个等级（表1、图4分别给出了飞行态势由优到差的描述和示意图）。



如图4 (a) 所示，空域内有20架航空器，形成了7个冲突，并通过可视化能够简易判断冲突的紧迫程度，专家将其评判为态势“优”；而如图4 (c) 所示，航空器数量超过了50架，冲突数

量也超过50, 专家将其评判为态势“中”。为实现对飞行态势的准确评估, 选用朴素贝叶斯分类器将上述等级进行准确分类。

朴素贝叶斯分类器是基于贝叶斯决策论的一种常用分类方法。该分类器是通过求得训练样本数据的类先验概率和条件概率后, 依据贝叶斯定理求得测试样本的后验概率, 之后对比各后验概率的大小, 所得概率最大的类别即为分类器对应的样本预测类别, 贝叶斯定理可表示为:

$$P(c|x) = \frac{P(c)}{P(x)} \prod_{i=1}^d P(x_i|c) \quad (11)$$

式中: $P(c)$ 为类先验概率; $P(x)$ 为用于归一化的“证据”因子; $P(x_i|c)$ 为样本 x 相对于标记 c 的条件概率; d 为属性数目; x_i 为 x 在第 i 个属性上的取值。

在所有类别中, $P(x)$ 是相同的, 因此得到朴素贝叶斯分类器表达式如下:

$$h_{nb}(x) = \arg \max_{c \in \gamma} P(c) \prod_{i=1}^d P(x_i|c) \quad (12)$$

令 D_c 为训练集 D 中第 c 类样本的集合, D_{c,x_i} 为 D_c 中第 i 个属性上值为 x_i 的样本集合。

此外, 若实际的某个属性值在训练集中没有与某个类同时出现过, 直接利用一般条件概率计算方法和式(12)进行类别判定时会出现问题。例如: 冲突网络训练集中包含的评估数据全都含有6个指标, 而实际中可能出现只有其中5个或4个指标的情况, 此时预测概率会为0, 这样并不合理。为了避免这种情况发生, 先用“拉普拉斯修正”对先验概率 $P(c)$ 和条件概率 $P(x_i|c)$ 进行平滑处理:

$$\hat{P}(c) = \frac{|D_c| + 1}{|D| + N} \quad (13)$$

$$\hat{P}(x_i|c) = \frac{|D_{c,x_i}| + 1}{|D_c| + N_i} \quad (14)$$

式中: N 为训练集 D 中可能的类别数; N_i 为第 i 个属性可能的取值数。

2.3 飞行态势评估流程

利用NBC进行飞行态势划分的流程如下:

- (1) 收集飞行态势历史数据, 包含航空器的位置、航速、航向等信息;
- (2) 依据飞行冲突网络构建原则利用Matlab软件处理历史数据, 计算相应的评估指标;
- (3) 根据历史态势的好坏及专家评估打分, 将评估指标与表1所划分的态势等级对应起来, 进而构成训练集进行评估模型训练;
- (4) 将测试集(或实时空情数据)输入训练好的NBC模型并输出评估结果。

3 仿真分析

3.1 网络性能

构建飞行冲突网络是对空中交通态势进行精确的定量分析, 冲突网络可视化便于针对高复杂度情况时对管制员提供辅助决策。图5为本文前期工作以位置关系构建的飞行状态网络(简称状态模型), 只要两两航空器节点小于52 km即构成冲突; 图6是本文基于三维速度障碍法所构建的冲突网络(简称冲突模型)。对比图5和图6中1、2两节点, 节点间位置距离大于52 km, 在状态

模型中不构成冲突；而考虑到两节点飞行航向及速度时是存在潜在冲突的，冲突模型提前预估了潜在冲突。

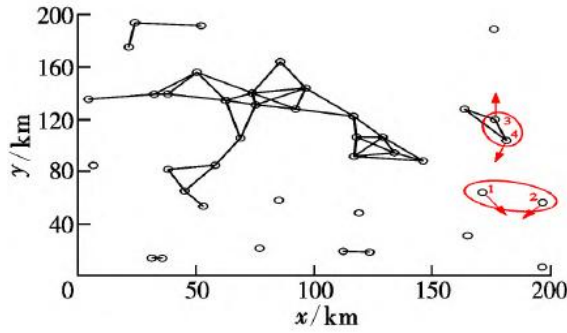


图5 状态网络

Fig. 5 State network

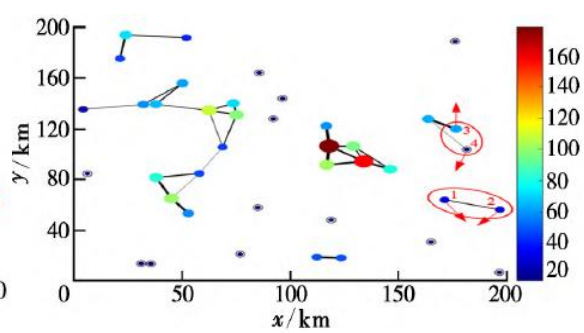


图6 冲突网络

Fig. 6 Conflict network

对比图6中的3、4两节点，两节点位置距离小于52 km，在状态模型中构成冲突，而在考虑了两节点的航向及速度后是不存在冲突的。因此，冲突模型准确识别了此信息，减少了不必要的误警率。同时，构建的三维冲突网络加入了可视化元素，节点越大、颜色越深，表明越需管制员优先关注，两两连线越粗，表明两机之间冲突越紧迫。

对比图5和图6中的连边数量，状态模型的连边为45条，冲突模型的连边为30条，相比降低了33.3%的误警率。此外，相较于文献利用“逼近效应”和“飞机邻近关系”方法所构建的空中交通态势网络，本文所提方法能够检测到存在于不同高度层三维空间内的飞行冲突，有效规避了基于二维平面建模的弊端，提高了冲突检测的准确率。

3.2 模型训练及验证

表2 部分数据集展示

Table 2 Partial data set

序号	评估指标						标签
	\bar{K}	\bar{S}	\bar{C}	\bar{M}	η	D	
网络 1	1.466 7	0.647 2	0.147 4	0.300 0	0.083 4	0.022 3	2
网络 2	2.880 0	1.325 1	0.266 0	0.500 0	0.146 2	0.027 0	4
网络 3	0.600 0	0.302 0	0.300 0	0.300 0	0.066 7	0.033 6	1
...
网络 1 999	1.636 8	0.683 6	0.089 0	0.500 0	0.092 5	0.017 5	3
网络 2 000	2.400 0	1.073 2	0.184 9	0.466 7	0.132 4	0.024 4	3

为了训练和验证朴素贝叶斯分类器评估模型，本文通过Matlab软件模拟了一个200 km×200 km的空域，生成忙时段（约占每天的1/3）40~70架航空器和闲时段10~40架航空器（约占每天的2/3），航空器位置、航速、航向参数整体服从均匀分布，航速在600~800 km/h，在冲突较多的航路点，位置参数采用高斯分布。生成某时刻航空器节点参数信息后，根据文中第1节的内容，为每个节点生成“椭圆保护区”，依据式（1）~式（2）判断节点间的冲突连边关系，利用式（3）~式（4）确定连边权重，从而构成一个完整的冲突网络；再依据文中第2.1节的态势指标计算方法，计算网络的对应数值作为一个样本数据。

生成的数据集包含2000个样本,选取前1970组数据为训练集,后30组为测试集。如表2所示,每个样本都会记录网络的各评估指标值,依据专家打分方式将其分类为“1、2、3、4”,分别对应“优、良、中、差”等级。

贝叶斯网络要求指标之间尽量相互独立以提高分类的准确性,因此,为分析这6项指标之间是否独立,采用最大信息系数(Maximal Information Coefficient, MIC)来判断各指标之间的相关性。该系数是一种用于测定两个变量之间相关性的有效方法,大多数相关性分析都难以发掘变量之间的非线性关系,但MIC不仅可以发现数据中的线性和非线性相关性,还可以探索他们之间潜在的非函数相关性。若两变量之间存在联系,对该两点构成的散点图进行网络划分,总能有合适的划分方式反映其关联性。

假设存在数据集D,其中包含x、y两个二维数据变量,则x和y的互信息可以表示为:

$$I(x, y) = \int dx dy p(x, y) \log_2 \frac{p(x, y)}{p(x)p(y)} \quad (15)$$

式中: $p(x, y)$ 为x与y的联合概率分布。

式(15)中, $I(x, y)$ 随着x、y的相关性增强而增大。由于联合概率分布的计算较为困难,因此对x-y数据的散点图进行网格划分,将每个连续的x(或y)划分到相应的列x组(或行y组),由此获得新的X, Y分组,在此基础上的互信息计算如下:

$$I(X, Y) = \sum_{x, y} p(X, Y) \log_2 \frac{p(X, Y)}{p(X)p(Y)} \quad (16)$$

进一步,两变量之间的相关性定义为:

$$M_{IC}(x, y) = \max_{|x||y| \leq B} \frac{I(X, Y)}{\log_2 [\min(|X|, |Y|)]} \quad (17)$$

式中: B为样本容量N的0.6次方; M_{IC} 的取值范围为[0, 1], M_{IC} 值越大,则表示变量之间的相关性更强。

对上述数据集的6个指标数据进行相关性分析,计算各指标的 M_{IC} 值,分析各指标两两之间的相关性,相关性分析结果如表3所示。

由最大信息系数原理及表3的分析结果可知,这6项指标两两之间的相关性均较低(在0.3以下),表现出了弱相关性。其中最大连通比率与平均点强、平均加权聚集系数、网络密度的相关性都很低;相关性最大的为平均点强与平均节点度,达到了0.2608。以上分析表明,各参数所代表的网络拓扑特征有其特有的独立性,因此训练集选取的这6项特征参数用于衡量飞行冲突网络的态势是合理的。

利用前1970组数据训练模型后,将后30组测试数据集重新编号为网络1~30输入评估模型进行验证。验证结果表明,30组数据中的实际空情与划分标签都能一一对应,说明这30组测试结果都是准确的,因此认为该模型训练效果较好,能够较为准确地应用于该场景。

表3 相关性分析结果

Table 3 Analysis results of correlation

参数	\bar{K}	\bar{S}	\bar{C}	M	η	D
\bar{K}	1	0.260 8	0.071 0	0.084 7	0.125 4	0.235 8
\bar{S}	0.260 8	1	0.224 7	0.138 6	0.191 6	0.217 2
\bar{C}	0.071 0	0.040 8	1	0.180 5	0.203 9	0.096 8
M	0.084 7	0.138 6	0.180 5	1	0.021 6	0.036 5
η	0.125 4	0.191 6	0.203 9	0.021 6	1	0.197 3
D	0.235 8	0.217 2	0.096 8	0.036 5	0.197 3	1

4 实例验证与分析

4.1 实例验证

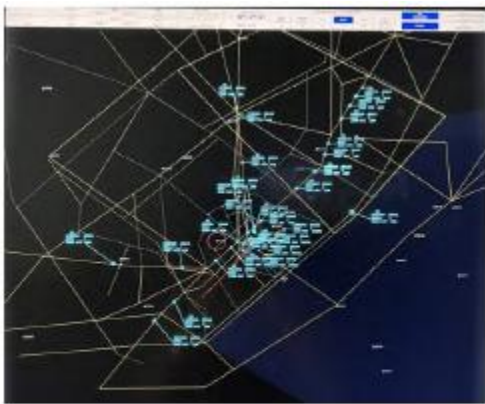


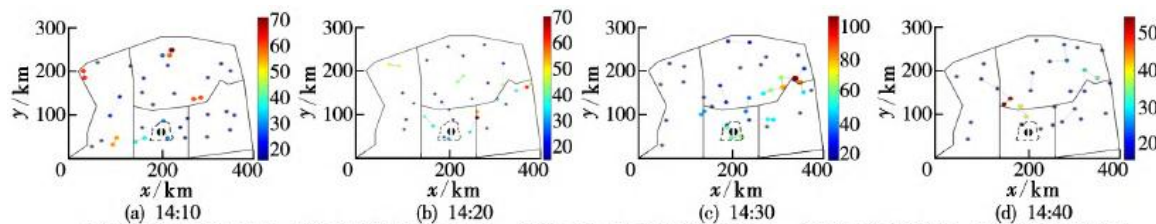
图7 厦门空域雷达图像

Fig. 7 Xiamen airspace radar image

厦门空中管制区东西长约400km、南北长约300km，分为4个扇区，其航线进出港走向主要由北下（上）四条主线和南上（下）两条主线构成。由于其接近金门管制区等特殊地理位置，致使其大片空域处于闲置状态，发生冲突较多的是东北及西南方位。厦门空管站管制模拟机获取的空情态势及雷达数据如图7所示，图中显示的是厦门区调扇区在2021年12月某日中午12时的空中交通态势。

以厦门高崎机场2021年某日14:10~14:40的飞行雷达数据作为测试样本，将该时段数据每间隔5 min记录一次，记录的内容包括飞机的航速、航向、位置等，依据上述信息进行冲突网络建模和评估指标计算。

通过Matlab软件进行建模分析，部分时刻示意图（仅展示位于厦门区域扇区内的情况）如图8所示。



黑色线条为区域扇区边界；黑色虚线为进近扇区边界；虚线内正中心为高崎机场所在位置；各个节点代表航空器；灰色虚线为冲突连边

图8 不同时刻飞行态势 Fig.8 Flight situation at different times

由图8可知, 4个连续时刻的空情变化不大。14:30的空情较差, 但经过10 min后得到了缓解。同时, 将飞行冲突网络加入可视化元素能够快速识别冲突最为紧迫的航空器, 可以给予管制员一定的决策参考。通过第3节所给出的训练集对朴素贝叶斯分类器进行训练后可得到评估模型。表4给出了实际空情与测试样本的模型评估结果的对比。由表4可知, 7个时刻的评估结果与实际空情

表4 实际空情与评估结果对比

Table 4 Comparison of actual air conditions and evaluation

时刻	实际空情	评估结果
14:10	良	2
14:15	中	3
14:20	良	2
14:25	良	2
14:30	中	3
14:35	良	2
14:40	优	1

一一对应, 说明朴素贝叶斯分类器评估模型训练有效, 具有较高的评估准确率。

4.2 模型ROC分析

ROC (Receiver Operating Characteristic Curve) 即“受试者工作特征曲线”, 起源于军事领域, 而后在医学领域用于医疗决策, 近些年则在机器学习领域颇为常见。为进一步验证朴素贝叶斯分类器模型的性能, 采用ROC曲线将文献的SVM方法与本文方法作对比。

本文选取的测试样本为厦门高崎机场2021年某日10:00~15:00每间隔3 min进行采样的100组数据, 将态势为“优、良”的数据作为真实正样本, 态势为“中、差”的数据作为真实负样本, 得到的ROC曲线如图9所示。图中, T_{PR} 、 F_{PR} 分别为真阳性率和伪阳性率。

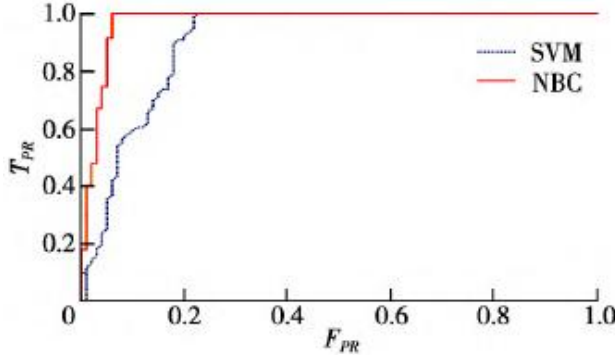


图9 ROC 曲线图

Fig. 9 ROC curves

ROC 曲线下的面积 (Area Under Curve, AUC) 能够量化反映基于ROC曲线衡量出的模型性能。AUC越大, 说明分类器越能把正确的正样本排在前面, 分类性能越好。由图9的曲线求得SVM模型的AUC值为0.9041, NBC模型的AUC值为0.9742, 且曲线更靠近左上方, 说明本文所训练的评估模型性能更好, 准确率更高。

5 结论

飞行态势评估对于保证空中交通的安全, 实现空管智能化具有重要意义。本文提出了一种基于复杂网络和朴素贝叶斯的飞行态势评估方法。

主要创新点有以下方面:

(1) 利用三维速度障碍法构建的冲突网络能够充分利用航空器的位置、航速、航向等信息, 降低不必要的冲突虚警率, 使冲突探测从二维平面拓展到了三维空间。

(2) 基于复杂网络选取的态势指标能够较好地反映空情态势, 计算了指标间的最大信息系数, 各指标呈现出弱相关。

(3) 朴素贝叶斯分类器应用于飞行态势评估具有较好的准确性和较高的性能。

(4) 在冲突网络图中添加了可视化元素, 便于在空情处于高复杂度时对管制员提供辅助决策。

由于仿真手段得出的数据集不能够真实模拟实际场景, 导致训练好的模型在应用于实例时会有较大误差。因此, 在今后研究中, 将进一步考虑仿真手段的改进方法, 提高评估模型的准确性和泛化性。

摘自《飞行力学》NO 01. 2023

基于视频识别数据融合 的场面监视增强方法

王振飞 黄琰 王林

引言

目前机场场面目标监视依靠场面监视雷达、多点定位系统 (MLAT)、广播式自动相关监视 (ADS-B) 等场面监视传感器探测机场场面航空器, 因机场场面电磁环境复杂、监视信号多径传播导致出现监视目标虚假、分裂、跳变等问题, 影响高级场面活动引导与控制系统 (A-SMGCS) 等场面管理系统处理生成目标航迹的稳定性、可靠性。

目前, 国内外A-SMGCS系统研究开发者为提高监视目标的稳定性、可靠性, 采用多源监视数据融合、卡尔曼滤波算法提高航迹稳定性和平滑度、设置假目标抑制区等方法, 努力提供场面目标监视可靠性, 但在实际机场系统运行中, 仍然出现大量目标虚假、分裂、跳变等问题。这是因为目前场面监视雷达、MLAT、ADS-B等场面监视传感器, 因复杂的机场场面电磁环境、监视信号多径反射传播、GNSS定位可靠性干扰ADS-B监视等多方面原因, 导致监视源头数据偏差很大, 只依靠单纯的多源监视融合、算法处理不能很好拟合航迹。也有研究者采用摄像机采集机场场面目标视频信息, 叠加显示在场面监视系统界面上, 增加场面可视化, 但未与场面监视系统监视航迹做充分的数据融合处理, 不能对场面目标做虚假鉴别, 不能全面、正确地增强场面目标监视的可靠性。

针对现有技术的不足, 本文提出一种基于视频数据融合的场面目标监视增强系统及方法, 采用智能视频识别技术识别场面航空器、车辆、行人目标, 并对存疑目标做云台相机二次识别确认, 然后与A-SMGCS系统中传统监视数据融合对比处理, 自动对场面目标做真伪、增减处理, 实现剔除虚假目标、弥补丢失目标, 增加场面目标监视的可信度、可靠性。以解决现有A-SMGCS系统引接融汇处理场面监视雷达、MLAT、ADS-B等传统场面监视传感器信号, 因场面电磁环境复杂、监视信号多径传播导致监视目标虚假、分裂、跳变的问题。

1 方法设计

本方法首先采用基于深度学习的视频目标检测算法对机场场面目标进行全景视频检测与识别, 然后与A-SMGCS系统的监视数据采用匈牙利算法进行初步对比分析, 并对存疑目标再利用云台相机捕捉特写, 对初次对比分析的结果进行二次对比分析确认, 对目标进行置信度赋值、丢失目标标记等处理, 最终向A-SMGCS系统反馈视频检测确认数据, 然后与A-SMGCS系统的综合航迹数据进行关联融合处理并显示, 最终实现自动对场面目标做真伪、增减处理, 实现剔除虚假目标、弥补丢失目标, 增加场面目标监视的可信度、可靠性。

为实现以上目标, 设计和研制全景视频检测对比系统, 并且与A-SMGCS系统进行数据交互, 如图1所示。

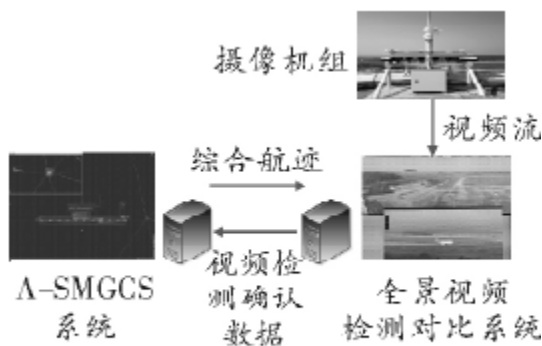


图1 系统之间数据交互

1.1 基于深度学习智能视频识别场面目标

全景视频检测对比系统接收视频流数据, 并利用全景拼接方法实现覆盖机场场面全景视频画面, 作为全场目标视频识别的基础。

系统基于YOLO v5网络模型的深度学习智能视频识别检测方法对全景视频流数据进行识别, 识别出机场场面航空器、车辆、人员目标, 并进行目标跟踪、置信度计算赋值, 产出目标标识、类别、位置、置信度等数据。

该方法具体如下:

从全景视频流数据中对机场场面起飞、降落、滑行、机坪保障各运行场景的航空器、车辆、行人目标进行数据采集、标注, 形成数据集。为更好贴近实际运行, 提高数据集质量, 对强曝光、夜间、雨雾天、强曝光进行增强处理。例如对数据集中的目标区域进行模拟遮挡采用随机擦除后再平衡到原图中, 具体的擦除形式包括black, white, mean和random。

制作并增强数据集后, 对YOLO v5网络模型进行权重训练, 训练过程使用梯度下降法和反向传播法更新权重参数, 经过多轮迭代训练后, 网络模型权重参数趋于收敛, 说明该模型可以很好地表征训练数据集, 最终完成训练得到权重文件。

YOLO v5网络模型使用所述权重文件对全景视频流数据进行实时推理, 识别出画面中航空器、车辆、行人目标, 并进一步对目标采用卡尔曼滤波算法进行跟踪, 以使各个目标在时间序列上完成关联并分配唯一的视频目标识别ID号, 保证目标唯一性。

对识别的目标进行置信度计算赋值, 置信度取三个全景视频流数据周期的目标识别置信度平均值, 分别为当前帧、前第一帧、前第二帧中的目标的置信度, 置信度平均值为:

$$\text{conf} = (\text{conf}(t-2) + \text{conf}(t-1) + \text{conf}(t)) / 3 \quad (1)$$

1.2 初次航迹与视频融合对比处理

系统接收A-SMGCS系统航空器等目标综合航迹数据, 与上述步骤全景视频识别结果数据进行初次融合对比处理。进行融合对比前需要A-SMGCS系统综合航迹数据与全景视频目标识别数据转换在同一坐标系上。

系统采用匈牙利算法进行融合比对,若对比结果在一致性阈值范围内,则设置检测目标一致标记,并反馈给A-SMGCS系统;若对比结果未在一致性阈值范围内,则为不一致的目标,发送初次对比不一致目标的位置信息给云台相机检测模块,进行进一步确认。检测结果不一致的目标存在三种情况:A-SMGCS系统的综合航迹目标存在而对全景视频识别未检出;对全景视频识别检出而A-SMGCS系统的综合航迹目标不存在;两种监视源中该目标均存在但目标位置存在偏移不一致。

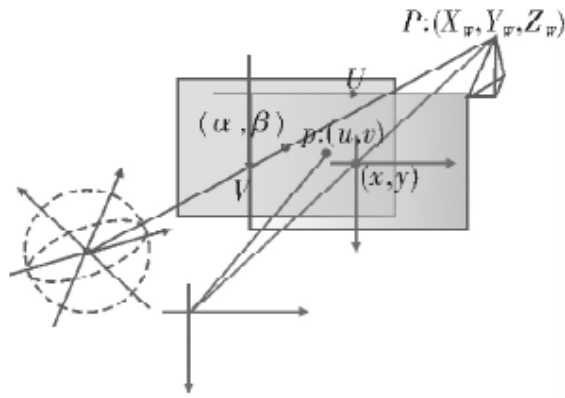


图2 A-SMGCS↔全景的坐标转换示意图

经过转换获得全景控制参数,也就是偏转角度 (α, β) ,控制全景转动该角度后,使得物体位于画面的正中心,如图2所示。

经过推导,已知 (α, β) 与 (μ, ν) 存在转换关系:

$$r \begin{bmatrix} \sin \alpha & \cos \beta \\ \sin \alpha & \sin \beta \end{bmatrix} = A^{-1} \begin{bmatrix} \frac{u - c_u}{f_u} \\ \frac{v - c_v}{f_v} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$r = \sqrt{\left(\frac{u - c_u}{f_u}\right)^2 + \left(\frac{v - c_v}{f_v}\right)^2 + 1}$$

令 $r \sin \alpha \cos \beta$ 和 $r \sin \alpha \sin \beta$ 分别为 M 、 N ,而 $(u - c_u) / f_u$ 和 $(v - c_v) / f_v$ 分别为 X 、 Y ,则可以建立线性方程组:

$$\begin{aligned} M &= a_{11} X + a_{12} Y + a_{13} \\ N &= a_{21} X + a_{22} Y + a_{23} \end{aligned} \quad (3)$$

在经过测量多组 \hat{M} 、 \hat{N} 和 \hat{X} 、 \hat{Y} 后即可通过最小二乘法拟合出系数矩阵 A^{-1} 进一步算出 (u, v) 计算出 (α, β) ,完成A-SMGCS↔全景的坐标转换,其包含对多组数据测量记录的坐标标定过程以及对映射坐标矩阵的计算过程两个步骤。

在实际的标定和映射矩阵计算过程中,由于全景视频画面存在光学畸变以及由于拼接过程带来的非线性误差,导致单个的系数矩阵 A^{-1} 无法很好覆盖整个全景视频画面视野,因此可以将全

1.2.1 数据同坐标转换

坐标转换是A-SMGCS系统综合航迹数据与全景视频目标识别数据融合比对前提条件,本文所涉及坐标转换包含三个部分,分别是A-SMGCS坐标系与全景视频系统坐标系的坐标转换(简称:A-SMGCS全景,下同)、全景视频系统坐标系与云台相机运动坐标系的坐标转换以及A-SMGCS坐标系与云台坐标系的坐标转换。这三个部分基本原理相同,以A-SMGCS全景坐标转换为例进行描述。

A-SMGCS全景的坐标转换,在全景画面中选取某个物体 P ,获取其像素坐标 (μ, ν) ,经

景视频画面分成若干个较小的区域。由于在该区域内的坐标转换关系是近似线性的,所以每个区域所属的映射坐标矩阵可以准确地完成坐标转换,再由多个映射坐标矩阵来完成对整个全景视频画面视野的覆盖。

1.2.2 数据融合对比

A-SMGCS系统综合航迹与全景视频目标识别数据融合对比匹配具体为:在全景视频检测识别的 n 个目标,需要匹配到A-SMGCS系统综合航迹数据的 m 个目标中,根据对应匹配目标之间的类别、置信度、距离的匹配差值程度,即权重,采用匈牙利算法进行求解总权重最小时的匹配组合,即为最优的A-SMGCS综合航迹目标与全景视频目标识别数据融合对比匹配组合结果。

从类别、置信度、位置三个属性,对A-SMGCS系统的综合航迹目标与全景视频目标识别数据进行对比,得出二者之间的差距;定义A-SMGCS综合航迹目标为 S (类别、置信度、位置坐标),全景视频识别目标为 V (类别、置信度、位置坐标)。属性值取值说明如下。

类别:1) 航空器,2) 车辆,3) 行人,4) 其他。

置信度:A-SMGCS综合航迹目标的置信度赋值为1。全景视频识别目标置信度赋值为识别的结果。

例 $S(1, 1, (x_1, y_1, z_1)), V(1, 0.8, (x_2, y_2, z_2))$

对目标类别、置信度两个属性做差值计算并取绝对值,即 $\text{abs}(S-V)$ 。例 $S(1, 1), V(1, 0.8)$,

$$\text{abs}(S - V) = (0, 0.2) \quad (4)$$

对目标位置属性做之间的距离计算,即

$$d = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2} \quad (5)$$

式中, $(x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2)$ 为两个目标的坐标。

对类别、置信度、位置三个属性比较结果进行综合权重赋值,

$$\text{综合权重} = \text{类别差} \times \text{权重系数1} + \text{置信度差} \times \text{权重系数2} + \text{目标之间距离} \times \text{权重系数3} \quad (6)$$

建立各目标之间差距程度的权重矩阵,如图3。

	S_1	S_2	S_3	$\cdots S_m$
V_1	0.1	0.6	0.3	
V_2	0.3	0.7	0.4	
V_3	0.5	0.2	0.8	
\vdots				
V_n				

采用匈牙利算法进行求解总权重最小时的匹配组合,即为最优的机场场面A-SMGCS综合航迹目标与全景视频识别目标融合对比匹配组合结果。

匈牙利算法具体实现步骤:

Step 1: 每一行减去该行最小值。

Step 2: 通过寻找增广路径的方式,尝试进行不带权重的匹配,只有值为0的项为可匹配项。

Step 3: 如果最大匹配数为 n ,则结束,当前匹配为最优匹配,否则执行Step 4。

Step 4: 用最少的横线和竖线覆盖所有零值,取 mv 为被覆盖的矩阵块的最小元素,所有未被覆盖的矩阵块的元素减去 mv ,所有被横竖线都覆盖的矩阵块的元素加上 mv ,然后回到Step 2,循环直到所有目标完成对应的匹配。

Step 5: 得到结果为如图4所示。

	S_1	S_2	S_3	$\cdots S_m$
V_1	0.1	0.6	0.3	
V_2	0.3	0.7	0.4	
V_3	0.5	0.2	0.8	
\vdots				
V_n				

图4 权重矩阵计算结果示意图

总权重最小时的匹配组合为 (S_1, V_1) , (S_2, V_3) , (S_3, V_2) , \cdots , (S_m, V_n) , 即为最优的A-SMGCS系统的综合航迹目标与全景视频目标识别数据融合对比匹配组合结果。

根据匹配组合中目标之间的位置关系、类型、置信度, 将对结果进行分类, 当匹配组合中目标同时满足目标之间的距离小于阈值, 类型相同, 置信度差值的绝对值小于阈值时, 则判断匹配组合中目标一致, 为同一目标, 其他匹配组合为目标不一致。

对目标一致的匹配组合, 设置检测目标一致标记, 将目标(航空器、车辆)标识(ID)、目标一致标记、是否进行二次检测标志, 发送至A-SMGCS系统参与后续关联处理。

对目标不一致的匹配组合, 根据目标与检测框的位置关系, 区分出三类: 1) 检测框内仅全景视频识别目标存在; 2) A-SMGCS系统的综合航迹目标在检测框外独立存在; 3) 检测框内A-SMGCS系统的综合航迹目标、全景视频识别目标都存在。如图5所示。将三类目标位置数据发送至云台相机检测模块, 为调用云台相机进行二次对比确认提供位置信息。



- A-SMGCS综合航迹目标检测结果中心点周围圆
- 全景视频检测航迹目标检测结果中心点周围圆

图5 目标检测分类示意图

1.3 云台相机二次识别融合对比

调用云台相机对一次对比存疑目标进行二次视频识别与融合对比。

根据一次对比存疑目标的位置数据计算出云台的角度, 驱动云台相机转动对准目标区域, 使得待确认目标位于云台相机的画面中心。

同样采用基于YOLO v5网络模型的深度学习的视频识别检测方法对目标进行云台相机视角下的目标识别检测, 并对检测结果目标类型、置信度赋值; 若检测到目标, 且置信度在阈值范围内, 则判定目标存在; 若未检测到目标, 或置信度低于阈值, 则使用云台相机光学变倍进行放大图像倍率再次检测, 进行置信度赋值, 若置信度仍低于阈值, 则判定目标不存在。

云台相机完成目标的二次检测确认分析后, 进行全景视频系统坐标系与云台相机运动坐标系的坐标转换以及A-SMGCS坐标系与云台坐标系的坐标转换。然后同样采用匈牙利算法将云台相机的目标确认信息与A-SMGCS系统的综合航迹、全景视频目标识别数据初次对比检测结果进行关联匹配处理, 得到目标相关匹配结果数据, 包括目标ID、视频检测出多出目标标志、目标的图像位置数据、置信度、目标存在标志(若存在置为1, 若不存在置为0)、是否进行二次检测标志等。

将目标相关匹配结果数据输出至A-SMGCS系统; 同时当有视频检测出多出目标标志时, 调用云台相机对该目标进行持续的识别、跟踪, 将目标标志、目标位置、类型数据发送至A-SMGCS系统。

1.4 关联融合

将初次、二次检测融合比对结果与A-SMGCS系统的航迹数据进行关联融合处理并显示。

当A-SMGCS系统接收到目标存在标志值为1时，表示目标对比一致，在该目标A-SMGCS系统航迹数据上设置目标已确认标志，并A-SMGCS系统态势界面的航迹标牌用标记或颜色区分该目标已确认；

当A-SMGCS系统接收到目标存在标志值为0时，表示经视频检测目标不存在，则在A-SMGCS系统的态势界面上不显示该目标，实现剔除场面虚假目标；

当A-SMGCS系统接收到目标存在标志值为0~1之间时，当值不在设定的阈值范围内，则在该目标A-SMGCS综合航迹数据上设置目标待确认标志，并在A-SMGCS系统的态势界面的航迹标牌用标记或颜色区分该目标待确认；

当A-SMGCS系统接收到视频检测出多出目标标志时输出的数据时，将视频跟踪输出的目标位置点迹，进行跟踪、拟合、平滑处理，形成航迹，并与目标类型数据关联，以1秒为周期在A-SMGCS系统的态势界面显示目标运动航迹，实现场面监视方式探测目标丢失的补充。

2 验证应用



图6 淮安机场视频识别及对比融合处理后目标航迹图

本方法已在淮安机场塔台管制现场验证运行应用。在淮安机场建设部署摄像机组、全景识别检测对比系统与A-SMGCS系统，实现信息交互，采用基于视频数据融合的场面目标监视增强方法，自动对场面目标做真伪、增减处理，实现剔除虚假目标、弥补丢失目标，经过3个月验证运行，通过塔台管制员使用统计分析，假目标减少90%，增加了无车载ADS-B设备的车辆航迹目标，如图6所示，增强场面目标监视的准确性、可靠性、全面性，解决传统监视方法目标虚假、分裂等问题。为机场塔台管制员提供稳定、可靠、全面的机场场面目标监视航迹，并采用窗口形式实现场面实时视频显示，增强可视化，提高机场场面航空器、车辆管制运行的安全性。

3 结束语

本方法通过采用基于深度学习的智能视频识别技术，识别机场场面目标，实现航空器、车辆、乃至行人的识别，再与A-SMGCS系统中传统监视数据初次融合对比，对存疑目标采用云台相机做二次识别确认，提高识别准确性、可靠性。然后与A-SMGCS系统中传统监视数据再次融合对比处理，自动对场面目标做真伪、增减处理，实现剔除虚假目标、弥补丢失目标，增强场面目标监视的准确性、可靠性、全面性，解决现有A-SMGCS系统引接融汇处理场面监视雷达、MLAT、

ADS-B等传统场面监视传感器信号,因场面电磁环境复杂、监视信号多径传播导致监视目标虚假、分裂、跳变等问题。为机场塔台管制员提供正确、稳定、可靠、全面的机场场面目标监视航迹,提高机场场面航空器、车辆管制运行安全具有重要意义。本方法采用AI智能视频识别技术,并创新性的采用二次识别对比方法,有效的弥补了以往依靠传统雷达等数字监视信号的不足,是对机场场面监视手段的革新尝试。该方法推广应用将会提升机场场面管制的安全性、智能化,可为空管行业建设“四强空管”提供支撑。

摘自《航空计算技术》NO 01. 2023

本场特殊天气观测保障 工作的几点思考

傅东瑜 吕欣陆

一直以来,发布天气报告和特殊天气通报是民航气象观测工作的主要服务方式。我国民航自2003年开始施行本场天气发布工作,有效提升了我国民航气象服务能力,但在长期的实践中,因各机场的实际运行差异,以及对各天气要素发布内容的理解偏差和执行方面的差异,出现了一些困扰气象观测员和用户的现象,影响了民航气象服务的精准性。因此,消除这些困扰因素对于进一步提升民航气象观测和服务能力,提高民航安全运行效能具有重要意义。

天气报告种类

天气报告的种类包括电码格式的机场例行天气报告(METAR)、机场特殊天气报告(SPECI)、缩写明语格式的本场例行天气报告(MET REPORT)和本场特殊天气报告(SPECIAL)。METAR和SPECI向始发机场以及始发机场以外发布,主要用于飞行计划、对空气象广播(VOLMET广播)和航路气象信息数据链(D-VOLMET)。MET REPORT和SPECIAL仅供始发机场使用,主要用于航空器进场和离场以及自动终端情报服务(ATIS,语音-ATIS和数据-ATIS)。当本机场的航空气象用户设有与机场气象台(站)气象观测显示器上的任何气象要素都一致的显示终端,并且能同步显示MET REPORT和SPECIAL中涉及的气象要素时,经机场气象台(站)和相应的空中交通服务部门,有关营运人以及在机场的其他用户达成协议后,可以不编发METREPORT和SPECIAL。

始发机场以外的地面观测保障服务主要以发布电码格式的机场天气报告METAR和SPECI为主,且执行多年,国内各机场执行标准、方式基本一致。对于始发机场地面观测保障工作,目前国内少数机场选择发布缩写明语的MET REPORT和SPECIAL方式提供本场的观测保障服务;大多数机场采用了终端同步显示和观测员电话通报相结合的方式,即对于能够通过自动气象观测系统自动采集的地面风、能见度、跑道视程、温度、湿度、气压等天气要素采用同步终端显示,对于无法实现自动气象观测系统采集的云、垂直能见度、天气现象、重要气象情况等天气要素采用观测员电话通报的方式,不发布缩写明语的MET REPORT和SPECIAL;也有机场两种保障方式并行。

本场天气报告发布相关要求

2001年,《国际民用航空公约附件3-国际空中航行气象服务》引入本场气象报告。根据2002年民航局空管局发布的168号文件规定,我国自2003年1月1日00时起,实施新的《民用航空机场特殊天气报告标准与规定》,新的标准与规定增加了缩写明语格式本场例行天气报告(MET REPORT)和本场特殊天气报告(SPECIAL)的有关内容。2004年,民航气象行业标准《民用航空气象第一部分:观测和报告》(MH/T 4016.1-2004)颁布,规范了缩写明语的本场例行和特殊报告的发布标准和具体要求。2006年,《民用航空气象地面观测规范》AP-117-TM-02中引入本场例行天气报告 MET REPORT和本场特殊天气报告SPECIAL。2012年,《民用航空气象地面观测规范》AP-117-TM-02R1中明确航空气象用户设有各气象要素同步显示终端,经达成协议后可不编发MET REPORT和SPECIAL。2021年12月15日,《民用航空气象地面观测规范》AP-117-TM-02R2(以下简称“《观测规范》”)颁布,进一步明确了天气报告的种类和适用范围。

我国自2003年实施本场天气报告发布工作以来,国内各机场本场特殊天气的提供方式各有不同,发布内容的理解和执行上有一定的差异,有的信息由于概念模糊、不同专业规定有冲突,给观测员和用户带来了一定困扰。特别是由于本场特殊天气报告SPECIAL和机场特殊天气报告SPECI部分要素在发布条件上相同,出现了执行上的混淆。因此,依据《观测规范》,从发布方式、适用范围、使用用途、数据要求、发布项目等方面对SPECIAL、SPECI以及采用终端同步显示不发布SPECIAL的情况进行列举区分,主要差异见表1。

表 1: 本场特殊天气报告 SPECIAL 或终端同步显示与机场特殊天气报告 SPECI 的差异

项目 种类	发布 方式	适用 范围	使用用途	发布内容数据要求									特殊标准 发布项目
				地面风	能见度	跑道视程	天气现象	云/垂直 能见度	气温	露点 温度	气压	补充 情报	
机场特殊 天气报告 SPECI	电码 格式	始发 机场及 始发机 场以外	用于飞行计划、 对空气象广播 (VOLMET广播)和航路气 象信息数据链 (D-VOLMET)	基准观测 点风的 10分钟 平均值	主导能见 度	正在用跑道 10分钟平均 值,使用最 强灯光级数 计算	机场区域的 现在天气现 象,包括本 机场和附近 区域的情况	人工观 测实况 数据	器测 实时数 据	器测 实时数 据	器测 实时数 据	近时天 气RE 风切变	地面风 能见度 跑道视程 天气现象 云 垂直能见度 其他协商的条件
本场特殊 天气报告 SPECIAL	缩写 明语	仅供 始发机 场使用	用于航空器进场和 离场以及自动终端 情报服务(ATIS, 话音-ATIS和数 据-ATIS)	正在使用 跑道或正 在使用跑 道接地地 带风的2 分钟平均 值	接地地带、 跑道中点 和停止端 沿跑道方 向能见度 VIS,1分 钟平均值	正在用跑道 接地地带、 中间地带 和停止端 1分钟平 均值,使 用实际灯 光级数计 算	机场的现在 天气现象	同上	同上	同上	同上	重要天 气现象 近时天 气RE 风切变	地面风 能见度 跑道视程 天气现象 云 垂直能见度 气温 重要气象情况 其他协商的条件
终端同步 显示和本 场特殊天 气通报	—	仅供 始发机 场使用	用于航空器进场和 离场	每条跑道 接地地带、 中间地带、 停止端瞬 时值、2分 钟平均值	每条跑道 的跑道方 向能见度 VIS,1分 钟平均值	每条跑道接 地地带、中 间地带、停 止端1分钟 平均,使用 实际灯光强 度计算	达到特殊标 准的机场现 在天气现象 (人工通报)	器测及 人工观 测实况 数据 (人工 通报)	同上	同上	同上	重要天 气现象 风切变 (人工 通报)	能见度 天气现象 云 垂直能见度 重要气象情况 其他协商的条件

几点疑问和建议

从日常运行和对部分机场调研来看，特殊天气观测保障中云、垂直能见度、温度、露点温度和气压等天气要素在天气报告发布和通报方面并无异议，但对于地面风、能见度、跑道视程、天气现象、重要气象情况的发布和通报工作在SPECIAL、终端同步显示与SPECI之间执行上还有一些疑问和理解上的模糊。现重点对以上天气要素的发布和通报进行分析。

（一）地面风、能见度和跑道视程

前文提到，SPECIAL和终端同步显示方式主要用于航空器进场、离场和ATIS，SPECI主要用于飞行计划、VOLMET和D-VOLMET。经了解，目前有些机场在发布了SPECIAL或在管制部门安装了同步显示终端的同时，保留了各天气要素达到SPECI标准向塔台、终端管制电话通报的观测保障服务。那么其中地面风、能见度和跑道视程（RVR）已在管制用户终端同步实时显示，达到SPECI标准是否还需要通报塔台、终端管制用户？笔者经查阅国内、国际规章规范，对历史数据进行统计分析，与航空气象用户开展需求调研，站在安全运行与服务的角度，提出如下思考和建议：

表 2：某机场基准点 10 分钟风达到 SPECI 标准与在用跑道 2 分钟风达到 SPECIAL 标准差异统计

	达到 SPECI 标准晚于 达到 SPECIAL 标准			达到 SPECI 标准早于 达到 SPECIAL 标准			达到 SPECI 标准未达到 SPECIAL 标准
	占比	平均	最多	占比	平均	最多	
基准点端为 在用跑道	56%	8.4 分钟	19 分钟	20.5%	3.9 分钟	27 分钟	25.6%
非基准点端为 在用跑道	37%	6.9 分钟	17 分钟	11.5%	3.8 分钟	12 分钟	36.5%

1. 地面风：按照《观测规范》，SPECI发布的风为基准观测点10分钟平均值；SPECIAL发布的风为正在使用跑道或正在使用跑道接地地带2分钟平均值；管制终端同步显示风的跑道接地地带、中间地带、停止端瞬时值和2分钟平均值，三者采集的地点和采集要求各有不同。经对某机场实际运行中地面风的10分钟平均和2分钟平均统计分析显示（见表2），当正在使用跑道与基准观测点为同端时，风10分钟平均的特殊天气通报晚于2分钟风达到同等标准的比例占56%，且时间差较大，此外过早通报和未达到SPECIAL标准的情况也分别占20.5%和25.6%；当正在使用跑道与基准观测点非同端时，过早、过晚和两端达到标准不一致的情况分别占37%、11.5%和36.5%。根据气候资料统计，该机场常年在用跑道为非基准观测点端跑道占56%。由此可见，地面风达到SPECI标准，即以基准观测点10分钟平均风通报用户，会出现与SPECIAL和管制同步终端显示的2分钟平均风存在较大差异，特别是通报端与正在使用跑道端不同时，多跑道反映出的差异会更大，同时也存在风向真方向与磁方向的差异。这很可能会混淆管制员的判断，特殊情况下也会对管制指挥造成干扰。因此，地面风达到SPECI标准时，不建议通报塔台、终端管制用户，可根据用户的需求，增加终端同步显示达到相应阈值的告警提醒，如风向、平均风速、阵风、顺风/逆风、侧风达到或经过某一数值，可设置声光告警提醒，如用户有通报需求，通报用户的风

也应为2分钟平均值。这里需要提示的一点，为管制用户同步终端显示、电话通报的风都应使用磁方向，用于MET REPORT、SPECIAL、METAR、SPECI发布的风均应使用真方向，当ATIS广播使用MET REPORT、SPECIAL作为数据源时，应将风向转换为磁方向。

表 3：主导能见度与跑道方向能见度 VIS 差异

	观测地点不同	观测方位不同	观测主体不同	应用不同
主导能见度	观测平台	超过周围一半能达到的最大水平能见距离	人工观测	METAR 和 SPECI
跑道方向能见度 VIS (1 分钟平均)	每一条跑道的接地地带、跑道中点和停止端	跑道方向的可以辨认的最大距离	器测或人工观测（设备故障时）	MET REPORT、SPECIAL 和塔台管制用户终端、机场运行管理终端

2. 能见度：依据《观测规范》，SPECI发布能见度为人工观测的主导能见度；SPECIAL发布能见度为接地地带、跑道中点和停止端器测沿跑道方向能见度VIS，1分钟平均值；终端同步显示的能见度为器测每条跑道的跑道方向能见度VIS，1分钟平均值。主导能见度与跑道方向能见度从定义、应用、观测主体等方面区别见表3。实际运行中有时会因观测地点不同，如受部分雾、碎雾、吹雪等局地小范围视程障碍天气现象影响，出现两者差异较大的情况。因此，主导能见度达到SPECI标准时不建议通报塔台、终端管制用户。但依据《民用航空空中交通管理规则》，当主导能见度或者正在使用跑道的任一位置测量跑道视程RVR小于1500 时，塔台管制员应向起飞或着陆的航空器驾驶员通报RVR数值；以及航空器按照目视飞行规则飞行高度3000米以下，能见度不得小于5000米的要求，气象部门应保留主导能见度经过1500米，以及目视飞行情况下的5000米向管制部门的特殊天气通报机制。

3. 跑道视程RVR：SPECI发布的RVR为正在用跑道最强灯光级数计算的10分钟平均值；SPECIAL发布的RVR为正在用跑道接地地带、中间地带和停止端实际灯光级数计算的1分钟平均值；终端同步显示的RVR为每条跑道接地地带、中间地带、停止端实际灯光级数计算的1分钟平均值，三者从数据采集时间要求、使用的灯光级数计算和发布位置等有所不同。不同灯光级数计算的RVR值随级数的增加而数值增大；10分钟平均值一般会晚于1分钟平均值达到同一阈值标准。因此，也同样RVR达到SPECI标准不建议通报塔台、终端管制用户，可根据用户的需求，增加终端同步显示达到相应阈值的声光告警提醒，如用户有通报需求，通报用户的RVR也应为1分钟平均值。

（二）现在天气现象和重要气象情况

1. 如何处置天气现象观测差异？

运行中会遇到，由于观测员观测地点与塔台管制员所处地点存在距离或受建筑物遮挡，塔台管制员看到的天气现象或强度与观测员观测的有差异，场内天气现象传感器探测到的天气现象与观测员在观测平台目视的有差异。遇到此类情况如何处置？同时，SPECI和SPECIAL发布的天气现象有所不同也容易被忽视。

《观测规范》中明确，SPECI报告机场区域现在天气现象，既包括机场的现在天气现象（即

机场基准点半径大约为8公里内范围内出现的天气现象),也涵盖机场附近的天气现象(即距离机场基准点约8~16公里之间观测到的VC天气现象);SPECIAL报告现在天气现象和进近着陆、起飞爬升区域内出现重要气象情况,报告的现在天气现象为机场的现在天气现象,不涵盖机场附近的VC天气现象;不发布SPECIAL的机场,通报塔台、终端管制用户的特殊天气一方面包括机场的现在天气现象,另一方面包括重要气象情况涵盖的天气现象(机场现在天气现象、机场区域现在天气现象、重要气象情况差异见表4)。

表 4: 机场现在天气现象、机场区域现在天气现象、重要气象情况差异

		范围	包含的天气现象	观测方式	应用
机场现在天气现象		机场基准点半径约 8 公里以内	《观测规范》4678 电码表要求	人工观测,参考机场探测设备数据	MET REPORT 和 SPECIAL
机场区域现在天气现象	机场现在天气现象	机场基准点半径约 8 公里以内	《观测规范》4678 电码表要求	人工观测,参考机场探测设备数据	METAR 和 SPECI
	机场附近现在天气现象 VC	机场基准点约 8 ~ 16 公里之间	雷暴、尘暴、沙暴、雾、漏斗云(陆龙卷或水龙卷)、阵性降水、沙(尘)旋风、高吹尘、高吹沙、高吹雪、火山灰		
重要气象情况		进近着陆和起飞爬升区域	冻降水、雷暴、冰雹、强飑线、尘暴或沙暴、高吹雪、漏斗云(陆龙卷或水龙卷)	人工观测,参考机场探测设备数据	MET REPORT 和 SPECIAL
			中度或严重颠簸、风切变、中度或严重积冰、严重山地波	探测设备或管制部门通报	

目前,由于观测范围较大或受建筑物遮挡时,观测员无法目测到机场和附近以及进近着陆、起飞爬升区域盲区内的天气现象,就会出现与管制员以及场内设备探测到的天气现象有差异的情况。为解决上述问题,建议观测员在目视天气现象的基础上,可以借助自动气象观测系统、天气雷达、风廓线雷达等探测设备,加强天气现象、降水强度以及风切变等天气的监测。此外,与塔台管制部门密切沟通和联系,当出现天气差异时可电话通报气象部门。观测员对三者进行综合研判,取最具代表性的天气状况发布或通报现在天气。同时,由于中度或严重颠簸、风切变、中度或严重积冰等重要气象情况,对于未安装相关探测设备设施的机场,气象部门信息获取主要来源于空中交通管制部门,可以通过协议方式与管制部门建立信息互通机制。

2. 如何理解重要气象情况涵盖天气的出现范围?

SPECIAL发布的重要气象情况为进近着陆和起飞爬升区域内,但实际运行中,因进近着陆和起飞爬升区域范围较广,观测员无法全部目视,这给观测人员观测天气带来一定困扰。

国际民航组织在其《空中交通服务、航空情报服务和航空气象服务之间的协调手册》(Doc9377)中建议:“对机场附近区域尤其是旋转爬升和进近的空域的重大气象条件的观察和报告……这些观测的覆盖区域一般应延伸至以机场参考点半径大约为16公里的范围。”参照国际民航组织此条款建议,目视观测范围可延伸至基准点半径约16公里,即当机场基准点约8~16公里之间观测到冻降水、雷暴、冰雹、强飑线、尘暴或沙暴、高吹雪、漏斗云(陆龙卷或水龙卷)天气现象时,发布SPECIAL或通报管制部门。

(三) RVR、VIS在ATIS中的应用

依据《观测规范》《民航空管系统ATIS气象数据源采集指南》《数据链和话音合一的自动化航站信息通播服务》相关要求,MET REPORT和SPECIAL在提供给管制部门的同时,作为数据源需

提供自动终端情报服务 (ATIS), 不发布MET REPORT和SPECIAL的机场可采用自动气象观测系统 (AWOS) 数据。但目前国内配备有自动终端情报服务ATIS的机场, 数据源现采自电码格式的机场天气报告METAR和SPECI。

近期, 按照民航局空管局的工作要求, 空管系统各机场在陆续实施气象数据源的改造工作, 未来数据源将取自缩写明语的MET REPORT和SPECIAL或自动气象观测系统 (AWOS) 数据。此项工作正在建设中, 遇到了一些问题, 需在后续推进过程中引起关注。一是由于MET REPORT和SPECIAL中RVR、能见度天气要素的报告均多于目前的电码格式天气报告内容, 因此语音播报的时长将会进一步增长, 特别是特殊复杂天气、多跑道机场播报时间增长不可避免, 这会对近期民航局开展的通播时长治理工作带来一定影响; 二是由于能见度受雾的影响, 有时1分钟的VIS、RVR波动较大, 可在阈值附近频繁上下波动, 就会造成ATIS通播的频繁更新; 三是当出现鸟或昆虫遮挡、镜头污染等外界环境原因造成RVR、VIS数据异常时, 如数据源取自自动观测系统AWOS的机场, 在发布航行通告前易将错误的错误数据通过ATIS对外广播。

《民用航空空中交通管理规则》中规定: “当气象条件变化迅速, 不宜利用自动终端情报服务来提供天气情报时, 则应当在通播报文中说明, 有关天气情报将在首次与有关管制单位联络时提供。”

因此, 实施过程中可以考虑跑道视程RVR、跑道方向能见度VIS的上述特殊情况, 建立有效的更新规则, 避免出现ATIS播报频繁更新、播报时长过长以及特殊情况下错误数据的对外播报等问题。

未来展望

基于上文提出的问题和建议, 在实际运行也可以拓宽思路, 创新工作方式方法, 着眼高质量发展, 改进地面观测工作。为此, 笔者对提高本场特殊天气服务保障水平提出一些建议和展望。

1. 加快地面观测服务的现代化进程。按照民航“十四五”发展规划, 民航气象的发展正向现代化迈进, 地面观测服务保障工作也要适应现代化的发展进程, 引进新技术、新方法, 采取更加方便、快捷、直观的表达方式传递给用户, 引入云、天气现象等智能探测系统, 集成天气要素告警功能, 作为辅助保障手段, 提升观测服务保障质量。

2. 加大探测设备设施的投入力度。对于本场特殊天气报告发布的中度或严重颠簸、风切变、中度或严重积冰、严重山地波等重要气象情况, 目前国内大多数机场无探测设备设施, 解决措施只能通过管制部门获取, 时间相对滞后, 对飞行的提醒相对延迟。建议对相应探测设备设施加大投入力度, 实现对重要天气情况的实时探测和监测, 同时提高预报预警水平。

3. 推进规章一致性、系统性的修订。运行中会遇到, 各专业之间规章、规范性文件存在要求不一致和执行不同步的情况, 给运行带来一定困扰。建议在规章修订时, 统筹考虑, 及时跟进, 特殊情况也可下发补充说明或业务通告予以明确。

4. 加强航空气象用户的气象知识培训。为管制、机场、航司等用户开展本场天气报告、机场天气报告及各气象要素的解读和使用培训, 使用户对本场观测保障服务内容、标准、规范等有系统、全面的了解, 以促进彼此对气象工作的理解和规范应用。

5. 打破思维定势, 精细化观测服务。近年来, 观测规范更新较快, 业务变更较多, 与国际

公约、文件的衔接越来越紧密，与实际运行服务愈加贴合。因此，观测人员要跟进航空发展的步伐，打破固有的惯性思维，积极参与“两融”工作，在符合规章的基础上，为用户提供更加有针对性、精细化的本场观测保障服务。

6. 加快推进气象信息进机舱服务。前面提到ATIS气象数据源改造后，RVR、能见度的语音播报将会大幅度增加时长，特别是特殊复杂天气、多跑道机场播报时间增长不可避免。因此，加快气象信息进机舱服务，将自动气象观测数据、气象预报预警产品、图形化产品等气象信息及时、直观、有效传递到机舱，可以进一步提高行业运行效能。

摘自《民航管理》NO 04. 2023

全国典型机场低空风切变时空分布特征

刘晨璇 朱江

低空风切变通常是指在近地面600m高度以下，风向和（或）风速急剧变化的现象。这种现象对于飞行安全具有极大威胁，由风切变造成的不安全事件和事故不胜枚举。低空风切变由于发生突然、时间短、尺度小、强度大，当飞机遭遇时，会因为飞行环境瞬间改变，导致飞机失去控制；加之起飞和着陆阶段高度低、速度小，机组缺乏足够的时间和空间进行改出机动，或发动机此时不能提供足够的推力恢复安全飞行速度，从而容易引发不安全事件。随着我国航空事业的迅速发展，航班流量密度迅速增加，航线航路不断拓宽，由风切变而引起的不安全事件也在逐年增加。因此，面对低空风切变难探测、难预报的现状，研究低空风切变的时空分布特征，对于提高航空安全具有重要意义。

产生风切变的原因主要有两大类，一是大气运动本身的变化，如雷暴、锋面天气系统、逆温、低空急流等；二是地理、环境因素，主要是指山地地形、水陆界面、高大建筑物、成片树林与其他自然的和人为的因素。据统计，高原、山区、海边出现较强风切变可能性大，这使得飞机在上述地区起降时遭遇低空风切变的可能性增大。因此，本文将着重讨论海湾机场及高原机场因地形及气象因素造成风切变的成因及低空风切变的时空分布特征。

1 资料与方法

1.1 资料选取

本文采用了2015年1月至2023年1月AMDAR资料（Aircraft meteorological data relay，包含水平风速、风向、温度等气象要素）及机场低空风切变事件机组报告（包括风切变发生的时间、位置、高度、强度及影响的天气系统等），进行典型机场风切变原因分析并挖掘相关规律。AMDAR资料用于计算风切变指数，机组报告用于机场风切变事件的时空统计。

1.2 研究方法

风切变指数表示风速在垂直于风向平面内的变化，其大小反映风速随高度增加的快慢。其计

算公式为：

$$\alpha = \frac{\lg(v_2/v_1)}{\lg(z_2/z_1)} \quad (1)$$

式中： z_1 、 z_2 分别为不同高度上风速 v_1 、 v_2 对应的高度； α 为风切变指数，其值大小反映了风速垂直切变的强度。

本文选取了机场600m（约2000英尺）以下AMDAR资料，用于计算风切变指数；并将高度分为4层（0~500英尺、500~1000英尺、1000~1500英尺、1500~2000英尺），以对风切变指数进行分层统计。在计算时，如果风速较小，容易产生奇异值，导致数据误差大；徐宝清等指出，可以去除各高度上3m/s以下的风速数据。因此，本文剔除AMDAR资料中风速低于3m/s的数据记录，再将剩余数据代入式（1）计算风切变指数。

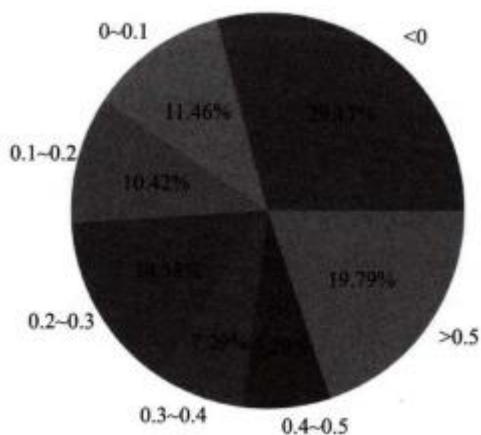
此外，通过比较机组报告中风切变发生时对应的风切变指数，即通过统计风切变指数在不同取值范围内出现的频率，设定风切变发生时风切变指数的阈值，以对低空风切变的时空分布特征作进一步研究。

2 海湾机场低空风切变特征

除了雷暴、锋面、急流等天气系统造成的低空风切变，在海湾机场特有的由海陆风引起的风切变也不容小觑。目前，国内关于海陆风风切变研究较少，且因探测手段的限制，海陆风风切变预报较困难。本文以大连周水子机场为例，研究海湾机场低空风切变特征。

通过对大连机场600m高度以下AMDAR资料计算分析，并结合大连机场低空风切变事件发生时间，获得了风切变发生时不同区间范围内（<0、0~0.1、0.1~0.2、0.2~0.3、0.3~0.4、0.4~0.5、>0.5）风切变指数的频率分布情况如图1所示。

图1 大连机场不同区间范围内风切变指数频率分布



李鸿秀指出，当风切变指数<0时，可视为影响程度很小，故本文将“风切变指数0”作为风切变发生的量化指标。

2015年1月至2023年1月，大连机场共收到222个低空风切变的话音方式航空器空中报告。图2为大连机场各季节、各高度层内低空风切变的统计分布情况。由图2可知，春、秋、冬季低空风切变在500~1000英尺高度范围内发生次数最多，其次为0~500英尺；夏季在0~500英尺和1000~1500英尺高度范围内发生次数最多，其次为500~1000英尺。从时间分布来看，大连机场低空风切变出现次数也具有明显的年变化（图3）和日变化（图4）特征。由图3可知，低空风切变在1月（冬季）、3~5月（春季）、10~11月（秋季）多发，在夏季较少出现，具有明显的季节性特征；在一天中多发生于中午前后（11:00—13:00）和傍晚前后（16:00—18:00），且冬季21:00—22:00也为风切变多发时段。

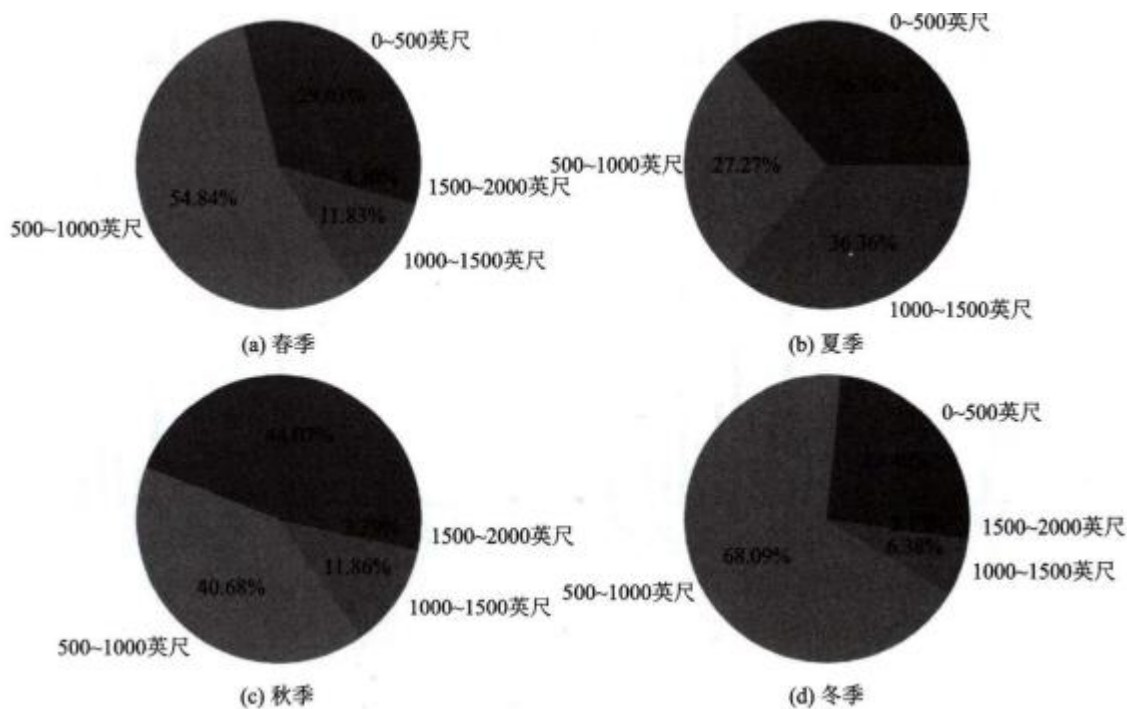


图2 大连机场不同高度层内风切变发生频率

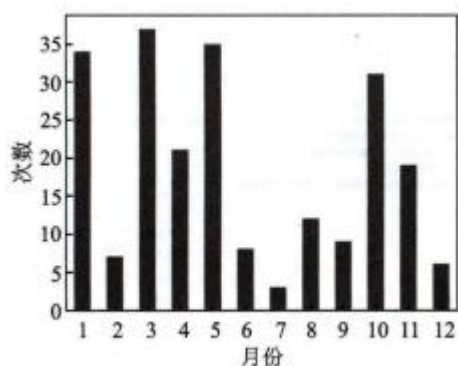


图3 大连机场风切变发生次数年变化分布

通过对风切变指数的计算和对风切变发生时风切变指数的界定(风切变指数 ≥ 0),得到了一天中各时次,在各高度层内出现风切变的频率分布(图5),同时反映了出现低空风切变的可能性。由图5可知,每日12:00前后为风切变高发期,12:00后,风切变的出现频率降低,16:00再次升高,17:00前后为一天中第二个风切变高发期;冬季21:00—22:00也为风切变高发期。图6为2018—2022年大连机场各季节风速达14m/s时出现次数的日变化统计情况。由图6可知,每日12:00前后风速达到

14m/s的次数开始增多,16:00后大风出现次数减少。这是因为白天地面温度的升高引起动量下传,高空大风传导到地面,地面风速增大;另因机场盛行西北风(图7),当西北气流穿过机场西面山区和建筑物时,受“狭管效应”作用影响,风速明显增加。从中午至傍晚,随着气温的升高(图8),大气层结多为不稳定或中性状态,大气湍流混合作用明显,上下高度层动量交换频繁,最终导致风速垂直梯度减小;16:00气温降至和10:00—11:00气温接近,流活动减弱,动量交换减少,动量不易下传,上下层风速垂直梯度增大。此外,冬季21:00—22:00风切变出现频率较多,是由于白天陆地温度高于海水温度,盛行的西北风被自东面而来的海风削弱(机场西、北、南三面环山,阻挡了自西面、北面吹来的海风);夜间陆地温度降低并低于海水温度,转为陆风(西北风),和盛行的西北风叠加,导致风力增强(图6(d))。另一方面,冬季夜间因辐射降温或冷空气南下,近地层有逆温产生,逆温层阻挡了在其上的大尺度运动与地面附近气层之间的混合作

用和动量传递,因而在逆温层顶附近形成了最大风速区即边界层急流,这同样有利于风速垂直梯度增大。但随着动量积聚,边界层风速增大,且随着地面温度的降低,海陆之间温差增大,海陆风风速增大,因此边界层风速和其上下高度层风速之间差异减小。因此,23:00后风切变出现的频率减小。

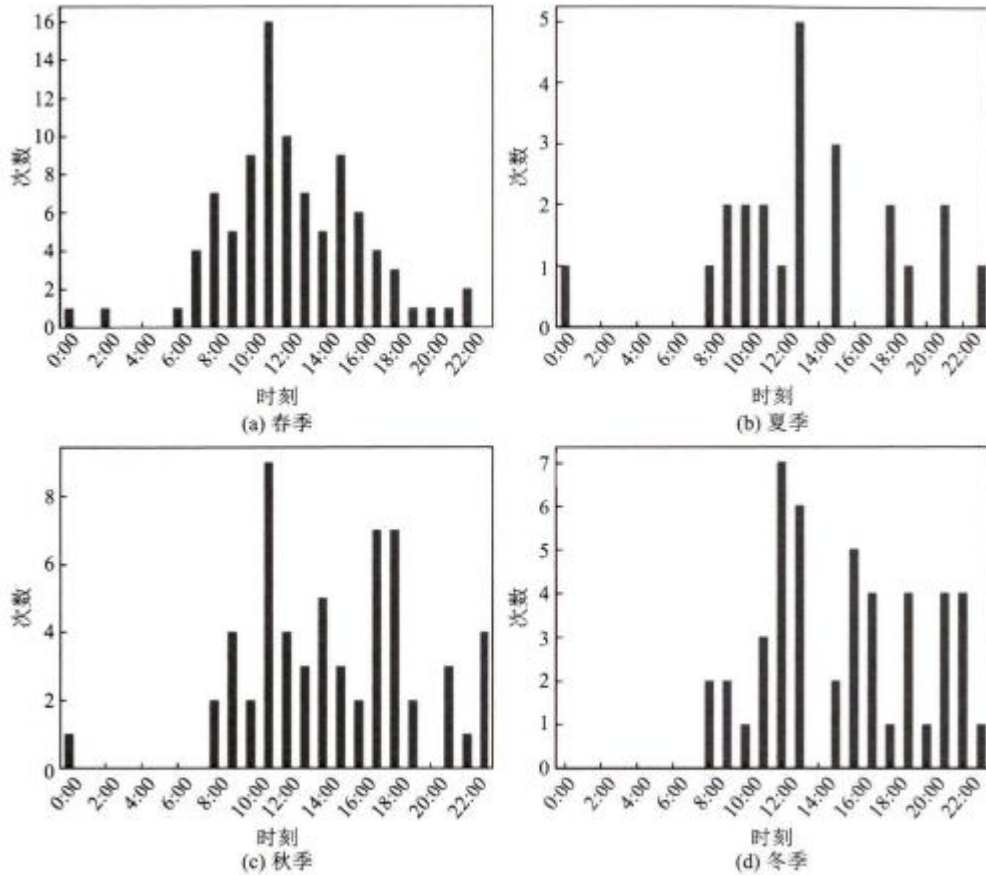
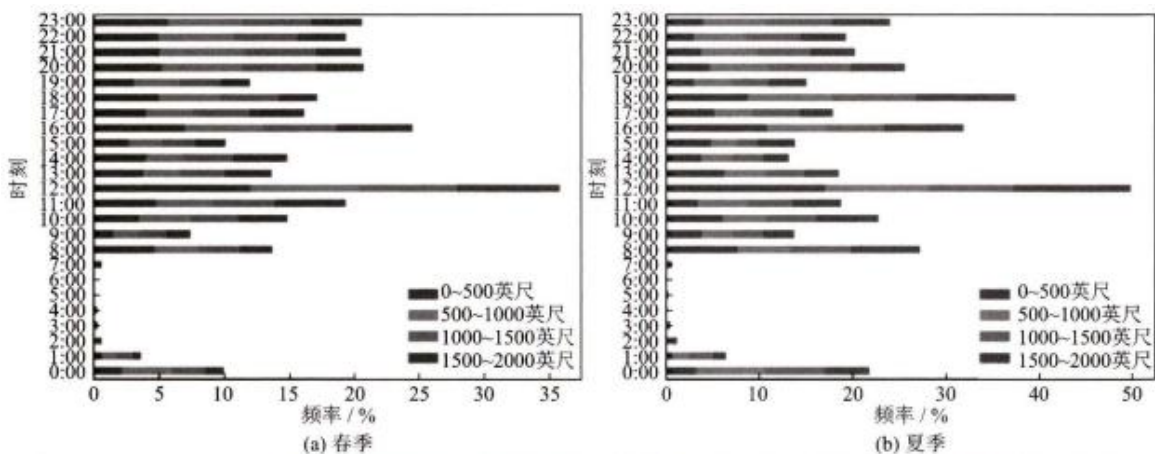


图4 大连机场风切变发生次数日变化分布



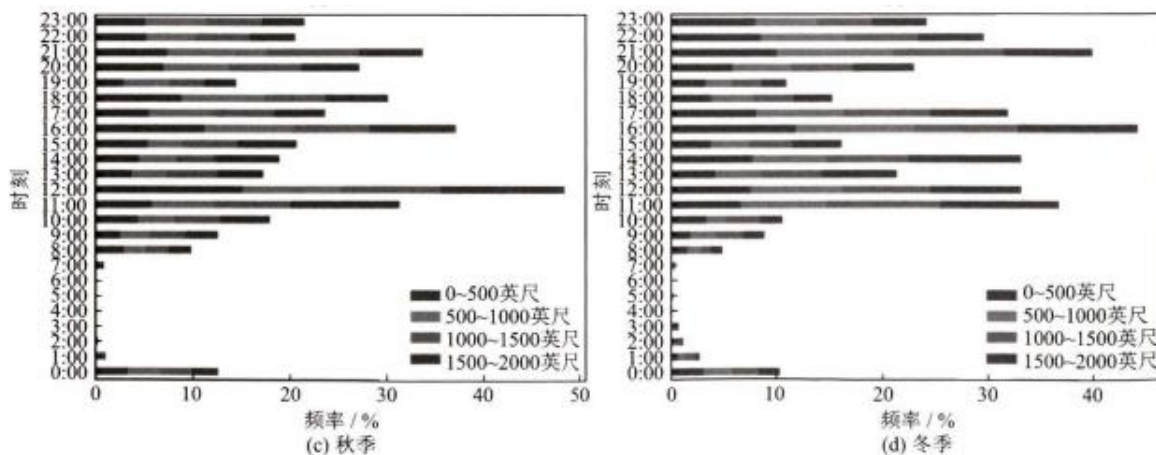


图5 大连机场各高度层风切变出现频率日变化分布

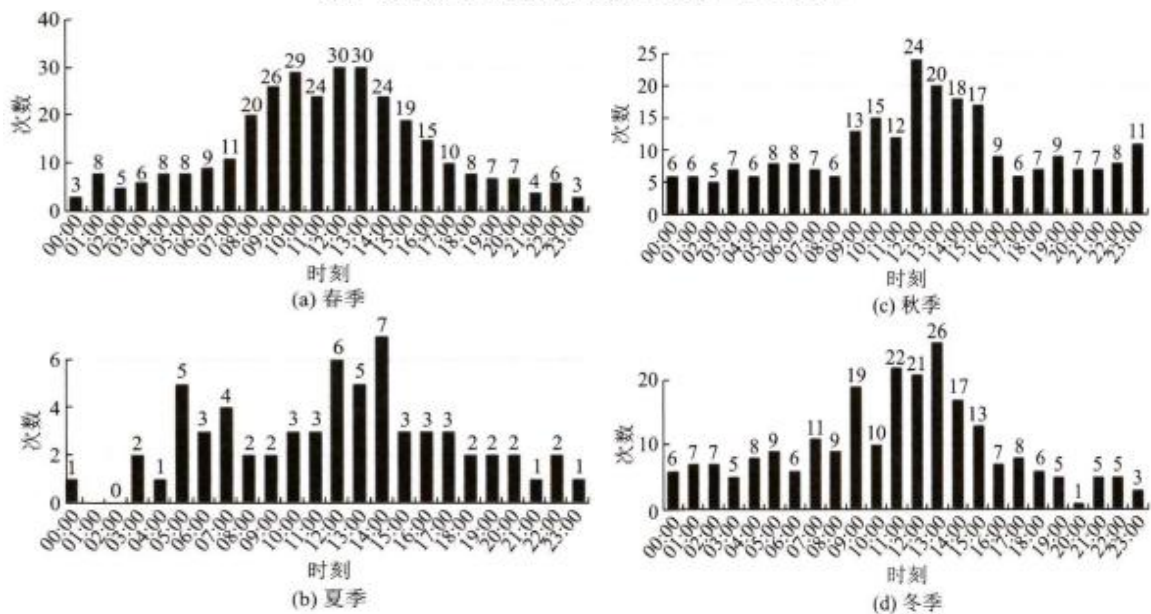


图6 2018—2022年大连机场风速 ≥ 14 m/s出现次数日变化分布

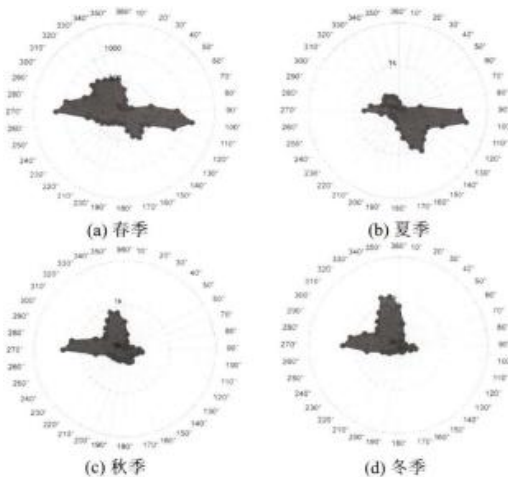


图7 2018—2022年大连机场风玫瑰图

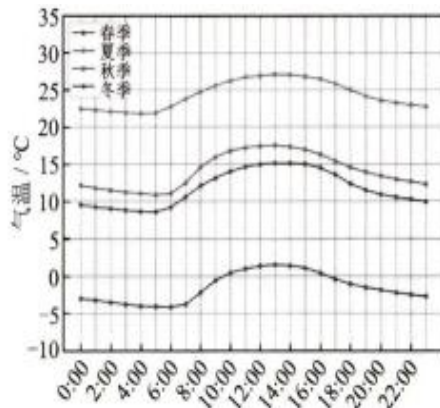


图8 2018—2022年大连机场年平均气温日变化分布

从风切变出现的高度来看,春、秋、冬季低空风切变多发生在500~1000英尺,其次为0~500英尺。这说明地形作用、因下垫面性质不同导致的热力作用也影响了风场的垂直变化。据NAIP (National aeronautical information publication, 中国民航国内航空资料汇编) 记载,大连机场半径15km范围内多山体、电塔,因此大气水平运动时将会受到起伏地形影响,即较大的地面粗糙度会导致风速在上下高度层出现更为明显的垂直变化。罗毅等指出,当气流流过山体时,流场将会形成一个回流区,若风速较大或大气层结不稳定时,将在山体背风面出现强烈的涡旋运动,该运动可能会导致风速在某一高度出现回转风速,从而表现出风速随高度减小的现象。在山脉的下风方向常有地形波出现,也可产生风切变。夏季,低空风切变多发于0~500英尺和1000~1500英尺,这是因为夏季强降水天气多发,下击暴流到近地面后以近直线型向外辐散,该气流容易引起风切变产生。此外,西太平洋副热带高压在夏季达到全年最北位置,副高外围的超低空急流加强,导致风速垂直梯度增大。

在同样对海湾机场的研究中,Chen等在研究香港机场风切变事件时发现,根据航空器空中报告统计,香港机场风切变事件多发生于200m以下,这是因为机场附近复杂地形和建筑物会导致200m以下端流更强;Hon等指出,香港机场低空风切变事件主要出现在春、夏、冬季,一天中主要出现在9:00—17:00,其中11:00—15:00为风切变高发时段。曾志刚[4]根据机组报告统计发现,厦门机场风切变事件多出现在春、夏、冬季,13:00—18:00为风切变高发时段,19:00—5:00次之;风切变出现高度多为200m左右。成风切变的成因及低空风切变的时空分布特征。

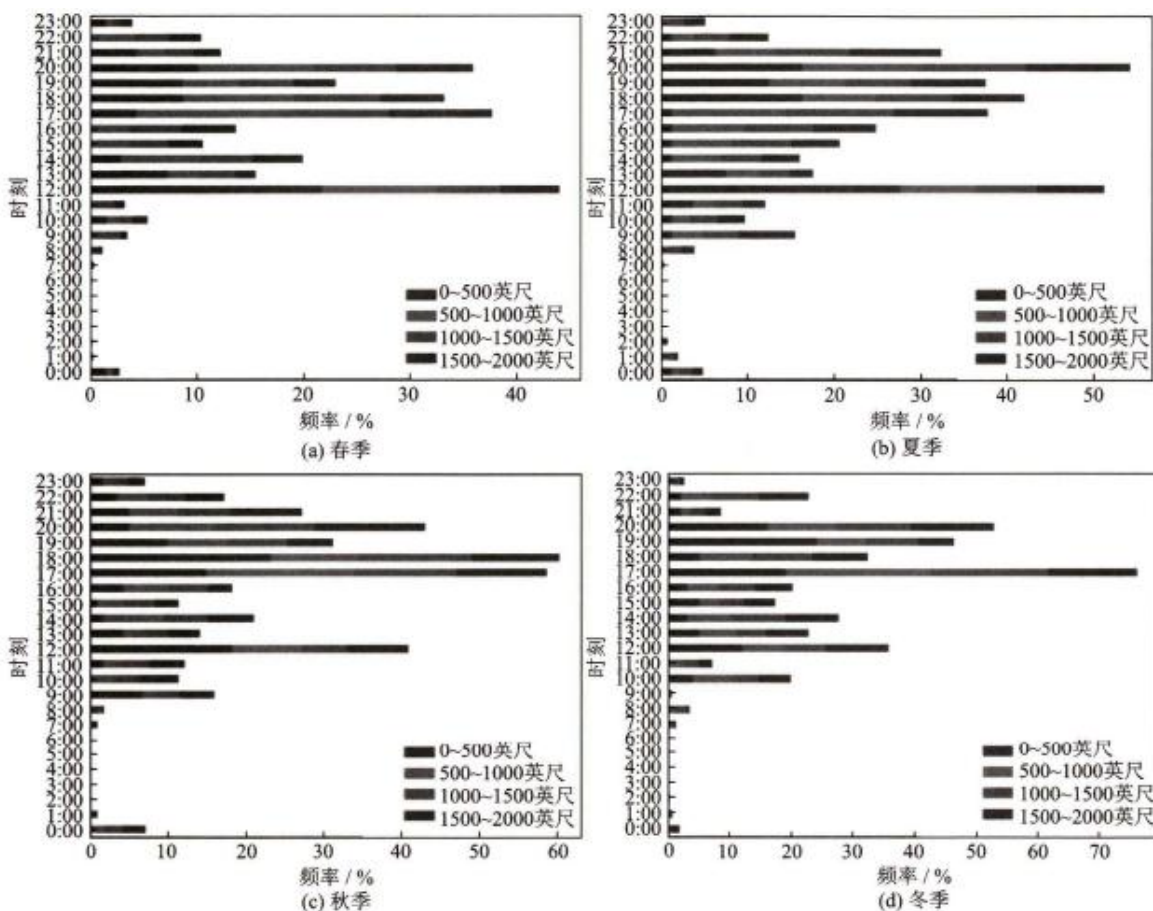


图9 西宁机场各高度层风切变出现频率日变化分布

3 高原机场低空风切变特征

高原机场海拔较高,机场地面接近大气层中层,在空中层结不稳定的情况下,春季印度西南季风或冬季西伯利亚寒流导致的高空强风常向地面传递,引起地面动量下传大风;又因地形或障碍物的影响,山区及河谷地区气流紊乱,风向突变或风速突变现象明显,风的阵性及扰动气流很强,一般伴有明显的低空风切变。

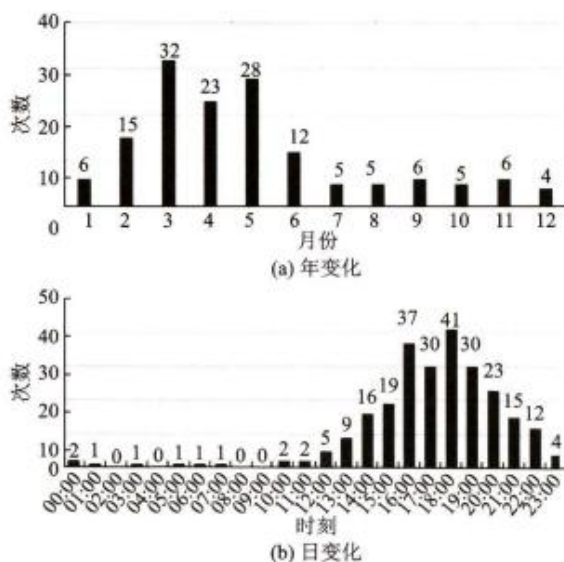


图10 2018—2022年西宁机场风速 ≥ 14 m/s出现次数年变化和日变化分布

本文利用西宁机场600m高度以下AMDAR资料计算风切变指数,并设定风切变发生时风切

变指数取值(风切变指数 ≥ 0),得到一天中各时次,在各高度层内出现风切变的频率分布(图9)。

王婧菲和刘琦统计发现,西宁机场出现风切变的时间主要集中在3~6月份,一天中发生时间主要集中在15:00—16:00、18:00—20:00,风切变多出现在200~500m高度范围内。

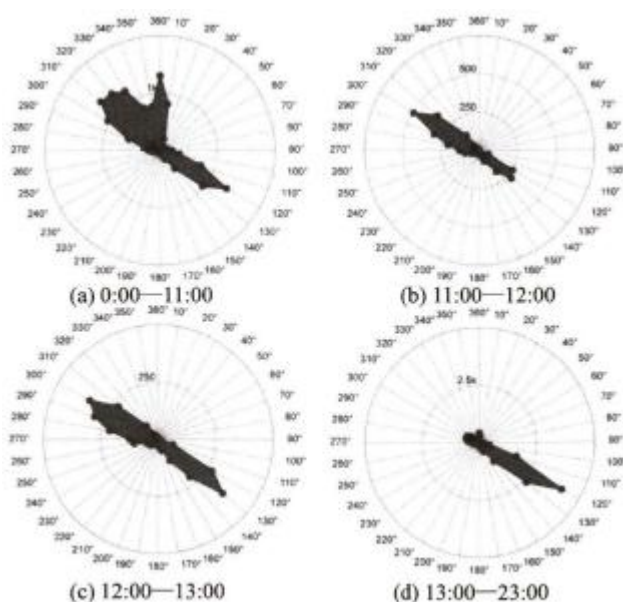


图11 2018—2022年西宁机场风玫瑰图

由图9可知,每日12:00为风切变高发期。结合2018—2022年西宁机场全年风速达14m/s时出现次数的统计情况(图10)和风玫瑰图(图11)可知,机场12:00前盛行风为西风,12:00后转为东风。又因机场12:00出现大风概率较小,因此风切变原因多为上下高度层风向转换。12:00—15:00大气流混合作用明显,上下高度层动量交换频繁,风速垂直梯度小,风切变出现频率减少。16:00—20:00风切变出现频率再次增大,这是因为傍晚前后,动量下传作用减弱,下传的偏西风对盛行风偏东风的

削弱作用减弱, 机场风速增大 (图10 (b)), 导致风速垂直梯度增大。此外, 夏、秋季21:00风切变出现频率高于春、冬季, 这是由于夏、秋季夜间雷暴多发导致 (图12 (b))。

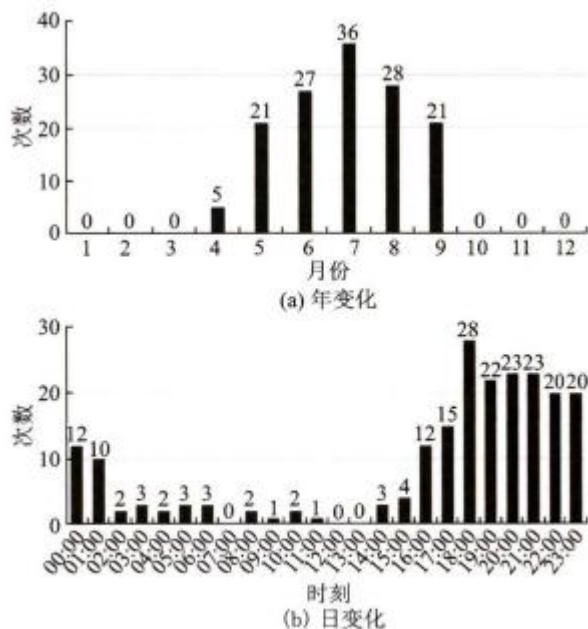


图12 2018—2022年西宁机场雷暴出现次数年变化和日变化分布

导致对流加强, 致使机场周围风速增大; 风切变多出现在100~500m高度范围内, 其中100~300m高度范围内出现次数最多。沈宏彬等发现, 昆明、丽江、拉萨等高原机场风切变事件主要出现在春、夏季; 一天中主要出现在午后, 这是因为热低压通常在午后发展达到最强, 从而导致低空急流加强和(或)雷暴云团发展; 风切变出现高度多为100~250m。

4 结论

利用AMDAR资料、低空风切变事件机组报告、地面及高空探测资料、METAR报文资料等, 分析了海湾机场和高原机场的风切变特征, 提出航空运行建议, 以尽可能减少低空风切变带来的危害, 提高风险防控能力。

4.1 低空风切变特征

海湾机场冬、春季均为风切变高发季节, 北方地区的秋季和南方的夏季也常有风切变事件发生。一天当中, 北方地区的低空风切变时间多发生在12:00前后和17:00前后, 冬季21:00—22:00也为风切变高发期; 南方地区低空风切变多出现在白天, 其中中午至傍晚为风切变高发时段。海湾机场低空风切变主要集中在300m以下, 其中200m高度以下区域是低空风切变的重点防范区域; 北方地区夏季300~450m高度范围也多有风切变事件发生。

高原机场春季为风切变高发季节, 其次为夏季。一天中午至晚为风切变高发时段; 西宁机场因其特殊地形影响, 午后至傍晚风切变偶有发生, 16:00—20:00为风切变高发时段, 夏、秋季21:00出现风切变的可能性也较高。低空风切变的重点防范高度为100~300m, 北方机场300~500m高度也需关注。

4.2 航空运行建议

对于航空运行而言,低空风切变有造成襟翼超速、重落地、擦机尾翼尖、低高度复飞、横向加速度超限的风险,因此,规避和应对低空风切变,机组的决断和行动正确与否直接决定着航空器的运行安全。

起飞前,对于可能存在风切变的机场,机组可借助天气预报和实况报、重要气象情报、卫星云图、雷达回波图等气象资料和航行通告等,尽可能了解机场产生低空风切变的天气条件和地理条件;也可通过机场通播、管制员报告、其他机组关于风切变的报告等,了解并警惕风切变发生时的位置、高度和强度。一旦发现可能产生风切变的条件,应增加备份燃油,和签派员做好备降场选择的沟通,以防飞行期间出现风切变警报时,没有足够的油量等待或备降。机组人员也可根据已掌握的机场情况做好预案沟通,提前规划各人分工,协调各人关注重点,把握好稳定进近标准,从而在遭遇风切变时可以多方位监控并高效、合理应对。

飞行时,可利用风切变探测系统或观察座舱仪表的指示,判断前方是否存在风切变或是否遭遇风切变。也可通过目视观测,识别风切变即将来临的气象征兆。持续关注机场通播、管制员报告信息,坚持严密监控天气变化,做好风切变的防范和应对预案,以助于做出正确的决断。当飞机遭遇的风切变达到其飞行安全的危险尺度时,飞行员应采取避让方针,遵守标准操作程序,操纵飞机改出以保证飞行安全。

摘自《江苏航空》NO 02. 2023

航空发动机全生命周期健康 管理技术发展分析

范满意

航空发动机结构复杂、工作环境恶劣,主要工作零部件承受着较高的离心负荷、气动负荷以及振动交变负荷等,同时还受到外来物的冲击,以及风沙、潮湿、盐雾的侵蚀,引起发动机的性能下降、疲劳损伤增多,甚至产生叶片断裂、轮盘破损等危及发动机及飞机安全的事故。据统计,发动机一次返厂大修需要数百万元人民币的费用支出,给企业带来巨大的经济损失。



图1 航空发动机健康管理系统

为了确保飞行安全,业界从20世纪60年代开始对航空发动机开展健康状态的监测,逐步发展到现在的发动机健康管理系统,如图1所示。例如,F135发动机应用健康管理技术后,排故时间从F119发动机的20 min缩短到15 min,比现役的F110、F100等发动机排故时间缩短

94%,显著提高了发动机维修性和装备可用率。可见,发动机健康管理系统已成为提高装备完好率,降低维护成本,实现自主后勤和智能维护等新型维修保障模式的主要支撑技术。

航空发动机健康管理技术概述

航空发动机健康管理是指通过机载系统和非机载系统中的传感、采集、处理、分析等手段,提供航空发动机气路、滑油、振动、寿命等方面的实时或近实时信息,实现状态监测、故障诊断、趋势分析和寿命管理等功能,从而提醒用户注意可能影响安全运行的状况,有针对性地安排检查维修、排除异常故障、改进功能性能、预测备件需求,进而提高航空发动机和飞机的安全性、可靠性与维修性。

健康管理系统的功能

健康管理的主要功能包括状态监视、故障诊断、趋势分析、寿命管理和使用维护,如图2所示。



图2 发动机健康管理的功能

状态监视功能是分析机载实时获取的发动机参数,对参数与机载发动机模型对比分析,判断参数是否存在超限和异常增量特征,将判断结果记录在机载事件报告中,飞行结束后将报告发送给地面系统,指导维护人员开展相关检查和维护工作。

故障诊断及预测功能一般是由机载和地面故障诊断算法共同实现。机载故障诊断模块通过特征提取算法对参数实时分析,提取超限特征和增量异常特征,并将参数异常特征与部件、系统故障模式的参数权值进行实时匹配,计算故障概率,生成机载故障报告。在飞行结束后,地面系统将根据下载的机载数据,采用基于发动机数学模型诊断算法、智能故障诊断算法(神经网络、支持向量机)或基于历史数据的故障诊断算法(贝叶斯故障诊断网络)等算法,进行综合诊断分析,预测故障发生的时间和概率,得到的结论与机载诊断结果进行对比分析,当结论一致时,输出维修报告指导维护人员操作;当结论不一致时,进行人工辅助分析确定故障结论,并对机载或地面故障诊断软件进行升级和优化。

趋势分析通常分为短时趋势分析和长期趋势分析两种。短时趋势分析算法实时判断参数异常增量特征,为机载状态监测和故障诊断提供数据分析结果。长期趋势分析主要是侧重于发动机性能参数分析,在机载系统中,通过趋势分析参数提取算法,提取特定条件下的性能参数,并记录趋势数据。在地面系统中,按架次和时间绘制趋势数据图,与发动机模型进行对比,分析发动机衰减状况,为地面维修和保障资源规划提供依据。

寿命管理功能在机载状态下实现发动机日历寿命累计、统计发动机一类/二类循环,生成寿命统计报告。这些结果将在飞行结束后传输给地面,在地面健康管理系统中根据发动机时寿件清单,采用雨流计数法或低周循环疲劳寿命消耗模型等算法,对发动机关键和重要件剩余寿命进行计算,生成寿命消耗报告,并根据寿命消耗速率,预计维护时间,为发动机维护准备提供支持。

使用维护是基于状态监视、故障诊断、趋势分析、寿命管理等功能,提升对发动机的状态感知能力,并在此基础上做好零备件的管理以及发动机维修计划的更新迭代,达到视情维修的目的。

健康管理与发动机全生命周期的关系

健康管理在发动机使用维护阶段发挥非常重要的作用，但是作为一门新兴的技术，健康管理技术难题的攻克需要在发动机论证、研制、使用的各阶段开展，健康管理技术与发动机设计、加工、装配、试验、使用、维护之间关系的如图3所示。

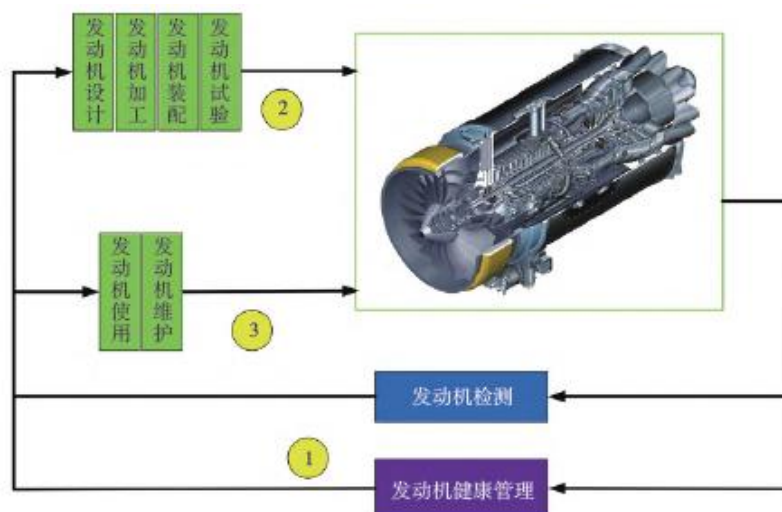


图3 健康管理技术与发动机研制及使用等的逻辑关系

健康管理技术的阶段性应用

健康管理技术是一种多领域的综合性技术，涉及发动机的多个专业，需要跨专业的技术人员协同努力才能实现发动机使用维护方式的变革与技术成熟突破，健康管理技术的应用大致可以划分为3个阶段：第一阶段是健康管理技术与发动机检测技术交叉验证、相互促进的阶段，健康管理的监测结果需要与发动机孔探、滑油离线分析、

荧光检测、无损检测等测试手段对比分析，提高健康管理对发动机异常的灵敏度，同时降低由于信号传输、发动机状态多变等带来的虚警，提升发动机感知与监测效率；第二阶段是健康管理技术与发动机设计、加工、装配、试验的相互作用阶段，该阶段除了继续开展健康管理监视算法的验证和优化，重点是故障诊断功能的成熟与优化，健康管理的诊断结果可以为发动机设计、加工、装配、试验工作的检查分析提供参考性指导，与此同时，发动机设计、加工、装配、试验的检查结果也可以反过来验证发动机故障诊断的结果，发动机试验过程中发动机异常信息的记录也可以作为发动机健康管理算法的开发或验证的输入，从而促进健康管理中故障诊断算法的成熟；第三阶段是健康管理技术与发动机使用维护的相互作用阶段，该阶段主要是促进趋势分析以及寿命管理功能的成熟与优化，并开展实际工程条件下的发动机健康管理功能算法的验证，同时完成发动机使用维护措施的改进升级。

健康管理技术发展面临的问题

健康管理技术目前已有60多年的发展历程，在军用航空发动机、民用航空发动机及燃气轮机应用较为普遍，效果显著。我国在最近十几年开展了众多健康管理技术的研究，在基于机载自适应模型的故障诊断、基于频谱分析的故障诊断、滑油的状态评估，以及基于人工智能的健康管理技术研究方面取得了较多的基础理论成果，基于民用航空发动机需求开发了航空发动机健康管理与维修决策支持系统，但是与国际先进水平相比，技术成熟度及应用广度仍有不少差距，健康管理技术的发展及应用还面临以下问题。

一是健康管理功能算法的开发缺少统一的平台和规范，影响算法的测试和应用。当前健康管理功能算法的开发分散在各个科研院所，算法的开发接口和平台不统一，导致健康管理功能算法与验证平台的适用性存在风险。

二是发动机故障模式的产生发展规律还未完全掌握。发动机故障的发生有其必然原因，可能是设计、材料、加工、装配、使用、维护中的一种，也有可能是多种因素综合的结果，有些是突变型故障，有些可能是缓变型故障，故障的产生发展时间有长有短，但是仅依靠一个专业是无法全面掌握发动机故障的演化规律，大大影响了健康管理技术的应用。

三是发动机故障的独特性与故障诊断的统一性存在矛盾。故障的发生往往是在某一台发动机某一转速状态下发生，因此，故障带有单台发动机的独特性和转速状态的独特性，而故障诊断作为健康管理的一项重要功能，希望适用于多台发动机多个转速状态，甚至适用于发动机全包线的多个状态，因此存在着发动机故障的独特性和故障诊断功能的统一性的矛盾。

四是发动机健康管理功能算法的自动更新学习机制构建的问题。健康管理系统本身的使用维护任务繁重是制约健康管理技术推广应用的重要因素之一，尽量减少健康管理系统本身的维护任务和时间，提升对发动机的保障水平是健康管理功能算法开发过程中需要考虑的问题。

五是寿命管理算法的验证与机载应用问题。当前寿命管理算法验证成本高、主要依靠仿真结果验证，技术成熟度有限，同时寿命管理算法如何能在机载环境下高效地开展工作，实现发动机寿命消耗的快速评估也是需要重点突破的。

健康管理技术发展展望

鉴于我国航空发动机健康管理技术的发展现状及面临的问题，在后续的发展中可重点加强以下方面的建设。

一是建立统一的开放式健康管理技术开发平台。以工业部门牵头，构建统一的开放式健康管理技术开发平台，提供标准化的输入输出接口与程序规范，加快健康管理技术在发动机各型号的测试应用。

二是针对故障模式的演化规律开展多专业联合攻关。结合发动机性能、结构强度、机械、试验、气动等多个专业开展发动机试验数据分析，相互印证，获取发动机故障的产生原因、发展过程中的表现、相互之间的影响，为健康管理系统的工程化应用奠定坚实的理论基础。

三是加强新感知技术的研究。加强进出口工质传感器、叶尖间隙传感器、高压脉动传感器、声信息传感器、超高频振动传感器等先进测量手段的研究，扩充健康管理的信息来源，加强相关监测诊断技术的研究。同时开展新寿命测试手段的研究，支持寿命管理算法的验证。

四是加强故障预案构建。结合发动机的故障案例，构建发动机故障预案库，加强健康管理系统对发动机设计、材料、加工、装配、试验、使用、维护的支撑作用。

结束语

健康管理技术作为一门新的综合性技术，涉及发动机的多个方面及全生命周期，在夯实相关技术基础的同时，突破故障演化规律挖掘、新型感知等关键技术，必将提高发动机整体的安全性和可靠性，减少发动机非故障维修时间，提升发动机的完好率。

摘自《航空动力》NO 03. 2022

“奖状” 680飞机高频通信引起 “安定面引气渗漏” 信息故障分析

王 辉

1 故障现象

一架“奖状” 680飞机执行某新机场的高频系统校验工作。起飞一小时后，当机组用高频系统与地面进行通信时，地面无法收到飞机的信号，飞机也无法收到地面的通信信号，同时驾驶舱出现“STAB BLEED LEAK”警告信息，几秒钟后信息消失；机组再次尝试用高频与地面进行通信时，故障信息再次出现，后又消失；反复几次后确定空地无法使用高频通信，因此取消高频校验任务，继续执行其他核验任务后，再未出现“STAB BLEED LEAK”信息，机组落地。维修人员确定“STAB BLEED LEAK”信息的出现与高频系统的发射通信有关，即高频通信系统工作引发此警告信息。这是两个没有任何关联的系统，为了找到故障原因，决定从两个系统可能关联的公共部分入手。

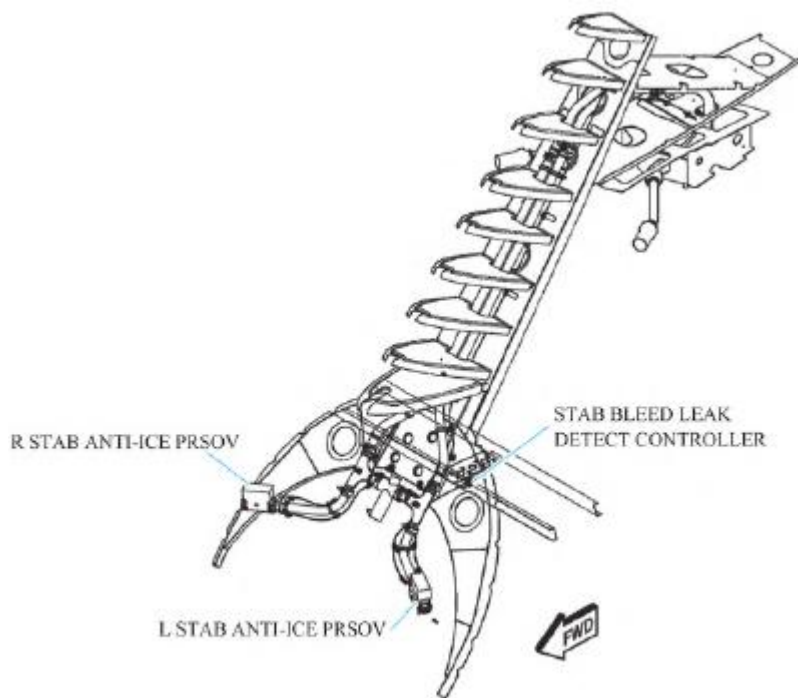


图1 安定面引气渗漏系统

2 安定面引气渗漏警告系统工作原理

如图1所示，飞机所有的引气和防冰管路旁都安装有用于传感引气是否渗漏的传感线，一旦引气出现渗漏，热的引气使传感线的阻值发生变化，从而触发警告。安定面引气渗漏警告系统的传感线是从安定面防冰活门到垂直尾翼再到安定面进行布置的，这段传感线出现异常或真实发生引气渗漏时将出现上述警告信息。

3 高频系统工作原理

高频通信系统供飞机与地面或飞机与其他飞机之间远距离报话通信之用。高频通信系统工作

于短波波段,工作频率2~30MHz。高频通信系统由收发机组、天线耦合器、控制盒和天线组成,输出功率较大,需要有通风散热装置。现代民航飞机的高频通信天线一般埋入飞机蒙皮之内,装在飞机尾部。

如图2所示,奖状680飞机的高频天线耦合器安装在尾舱顶部,通过同轴电缆和馈线与高频天线相连接,高频天线集成在垂直安定面前缘。

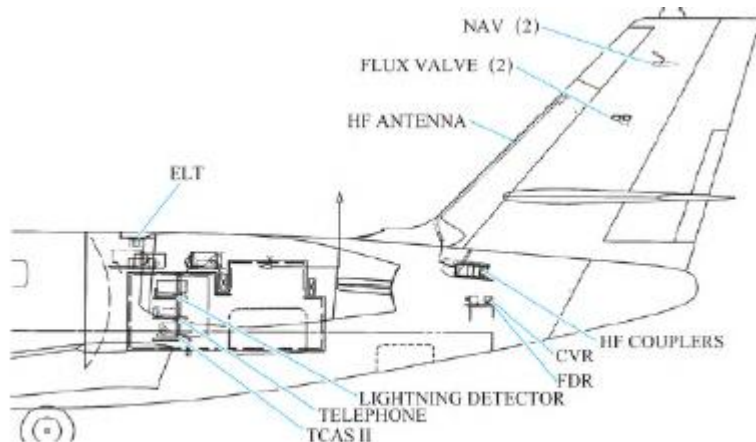


图2 高频耦合器及高频天线

两个系统逐一进行故障分析。

4.1 高频系统的工作检查

上述故障中,首先是高频系统失效,无法与地面建立正常通信,所以首先检查高频系统。因甚高频系统工作正常,由此可以判定驾驶舱的耳机、发话钮和音频控制板等公共部分均无故障,而只是高频系统出现故障。测量高频耦合器的氮气压力,压力符合标准;更换高频系统的收发机和高频天线耦合器,故障依然存在。由此判定高频系统没有故障。

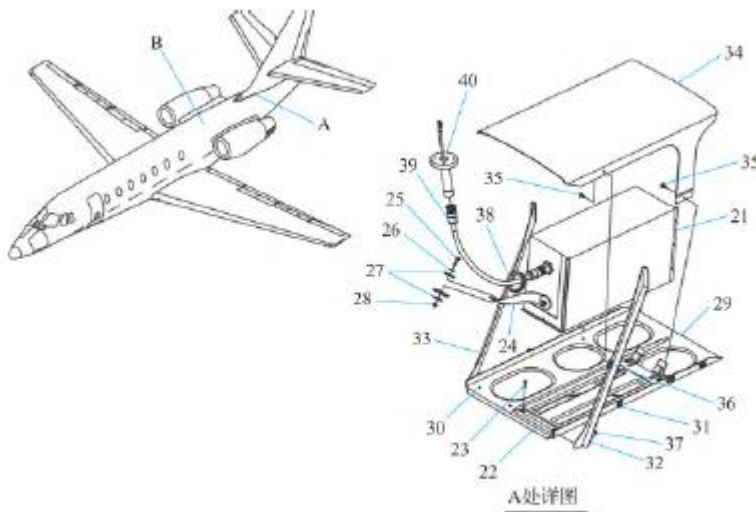


图3 高频电缆位置

探测线进行了仔细检测,并拆下这段引气渗漏探测线的两端,参照手册对其电阻值进行测量,测量结果符合手册要求。

4.3 寻找两个系统可能关联的公共部分

4 故障分析

通过对上述两个系统的简要分析,发现这两个系统还是有公共部分的,即垂直安定面的前缘。前缘里有安定面防冰管路,还有防冰管路的渗漏探测线,而高频天线就集成在垂直安定面的前缘。因此,对这

4.2 对安定面引气渗漏警告系统的检查

拆下属于安定面防冰管路的所有接近盖板,包括垂直安定面的前缘,完全暴露所有的防冰管路和引气渗漏探测线。首先,通过试车检查,发现防冰管路的压力、工作情况均正常,不存在引气渗漏情况;然后,对引气渗漏探测线进行检查。之前曾发生因渗漏线距离引气管路过近而触发引气渗漏信息的情况,所以对每一寸探

上述两步检查都没有找到故障点，因此详细分析了两个系统的关联点。高频系统工作时，耦合器在调谐时会释放大热量，怀疑这个热量导致了故障信息的触发。认真观察渗漏线和高频电缆，只有一处距离较近，如图3所示，标号38为机身内的高频电缆，它连接到机身外标号为40的电缆，而此电缆连接到垂直安定面前缘的高频天线。于是，将飞机停放在机库外，进行多次高频通信，通信结束后发现同轴电缆的温度非常高。更换标号38的电缆，再次进行高频通信测试，故障依然存在；更换标号40的电缆，反复测试，故障再未出现。由于标号40的这根电缆从外观上看不出任何问题，本着彻查的目的，用刀片剥开了电缆进行检查。电缆刚剥开，立刻掉出很多碎屑状物质，认真观察，发现此同轴电缆内的屏蔽线和芯线都已被烧蚀，且有一半已经被烧成粉末状，导线完全失效，于是确定找到了故障根源。

5 结束语

当飞机出现复杂的交联故障时，首先应对每个相关联的系统进行全面检查，确认各系统正常后，再从最有可能发生交联的地方入手，循序渐进，层层分析，找出原因。另外，排故的彻底性不是飞机测试正常，而是一定要找出故障产生的原因，然后加以防护和关注，以防止重复故障再次发生，保证系统的安全运行。

摘自《航空维修与工程》NO 01. 2023

涡轮叶片表面热电偶集成结构 设计与影响因素分析

牛宏伟 董江 王烨

航空发动机的发展是以热端部件工作温度的提高为主要特征的，使发动机热端部件运行在尽可能高的温度下，能够获得更高的推重比和更低的燃油消耗率。然而，追求尽可能高的涡轮进口温度，给涡轮叶片的结构强度带来了极大挑战，使超温、蠕变损伤、烧蚀等问题更加恶化，严重限制发动机的安全性和寿命。通过测量涡轮叶片表面温度，能够为叶片冷却设计与优化、热疲劳和蠕变损伤研究等提供关键支持。

涡轮叶片表面温度测量方式可分为接触式和非接触式两大类，接触式测量直接在被测试件表面布置传感器，包括铠装热电偶、薄膜热电偶、示温晶体、示温漆等，非接触式测量主要是利用光学高温计捕捉叶片的辐射，根据辐射通量、波长等参数反求出表面温度。基于铠装热电偶的接触式温度测量是测试精度最高、可靠性较好的方式。美国国家航空航天局（NASA）格伦研究中心采用一种微型铠装热电偶进行涡轮叶片温度测量，测温范围为1089~1260K，并经过450h的热循环试验考核。朱妙珍等进行了涡喷6发动机Ⅰ级涡轮盘的温度测量研究，采用开槽埋设工艺敷设热电偶，选用 $\phi 1$ 的XA铠装热电偶，为解决涡轮盘上热偶丝的通道问题，在涡轮盘中心、压气机盘中心进行了开孔等一系列改装，将涡轮盘上的热偶丝引至压气机前帽罩内。杨晨采用测温片

完成某航空发动机转子稳态温度测试,测温片通过黏结剂固定在被测件表面,试验结果表明传感器安装及引线可靠,具有较高的测量精度。杨春华等在某改型发动机上开展了涡轮转子温度和应力测试,在涡轮叶片上加装热电偶,电信号经引电器引出至测试系统,发现发动机在额定状态使用时间最长,而起飞状态温度最高,利用测试结果对涡轮转子件进行寿命计算和评估,得到了真实的涡轮寿命件的寿命。

目前,涡轮叶片热电偶固定方式主要是刻槽埋设,随着涡轮叶片结构向空心薄壁、气冷或油冷方向发展,叶片壁厚仅有2~3mm,刻槽埋偶会给叶片结构带来严重的应力集中,热电偶集成结构在高温、高转速、高气动负荷环境下的可靠性成为制约测量的主要“瓶颈”。本研究采用了一种新型的热电偶集成方法,通过在涡轮叶片表面增材制造形成凹槽放置热电偶,并通过超声速火焰喷涂对热电偶形成覆盖,在保证叶片结构原有强度的基础上完成表面热电偶集成。基于该方法,进行涡轮叶片热电偶集成结构设计,通过有限元仿真研究热电偶集成结构的影响因素的变化规律,选择最优方案,并进行试验验证。

1 热电偶集成结构设计



图1 铠装热电偶结构

Fig.1 Structure of sheathed thermocouple

某型涡轮叶片目标工作转速高达21000r/min,温度达1050K,采用铠装热电偶作为温度传感器,其外形如图1所示,铠装结构可增加热电偶抗拉伸强度,并保护热电极免受发动机高温高压燃气冲刷和腐蚀。

热电偶铠装段布置在涡轮叶片上,在叶片表面局部通过激光送粉沉积制造(LDM)方法增加材料,构造热电偶埋设引线的沟槽通道,避免了对涡轮叶片原有结构的破坏,热电偶埋设后,再通过超声速火焰喷涂(HVOF)方法,在表面制备一层防护涂层,将热电偶封装在沟槽内部,完成热电偶集成/防护。热电偶集成结构三维模型如图2所示,包含涡轮叶片基底、LDM结构、热电偶和表面涂层。

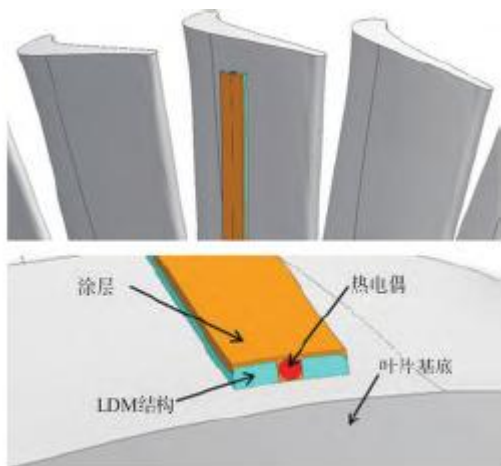


图2 涡轮叶片热电偶集成结构

Fig.2 Integrated structure of turbine blade thermocouple

为使涡轮叶片表面结构改变引起的气动效率及温度场影响处在较小的范围内,采用直径 $D=1\text{mm}$ 或 0.5mm 的铠装热电偶。热电偶直径决定了LDM结构的尺寸,另外LDM结构可选择不同的形式,对于表面涂层,应确保在离心力作用下将热电偶可靠封装在槽内,涂层厚度 δ 也存在多种选择。

就热电偶结构而言,考虑到其直径引起的气动效率及结构布局影响,采用直径1mm或0.5mm的软铠装热电偶。选用不同的热电偶结构,相应的增材制造结构尺寸将发生改变,另外增材制造部分与喷涂部分可选择不同的接触形式,包括方形槽、圆形槽和V形槽。对于喷涂部分,需确保在离心力作用下热电偶能可靠放置于

槽内,其喷涂厚度存在多种选择。综上所述,基于激光增材制造及超声速火焰喷涂技术的热电偶集成结构存在多种组合形式,图3为热电偶直径为0.5mm、涂层厚度为0.05mm的几种热电偶集成方案,图4为热电偶直径为1.0mm、涂层厚度为0.05mm的几种热电偶集成方案;另外,基于直径1.0mm的热电偶方形槽集成方案,将涂层厚度分别设置为0.050mm、0.075mm、0.085mm、0.100mm共4种形式以研究涂层厚度对集成方案强度的影响。忽略气动效率、加工成本等方面的影响,热电偶集成方案的可行性主要在于各组件结合面强度满足设计要求,以确保在使用过中涡轮叶片安全可靠运转。本文将对前述的几种热电偶集成方案进行有限元仿真,对各组件结合面应力进行对比分析。

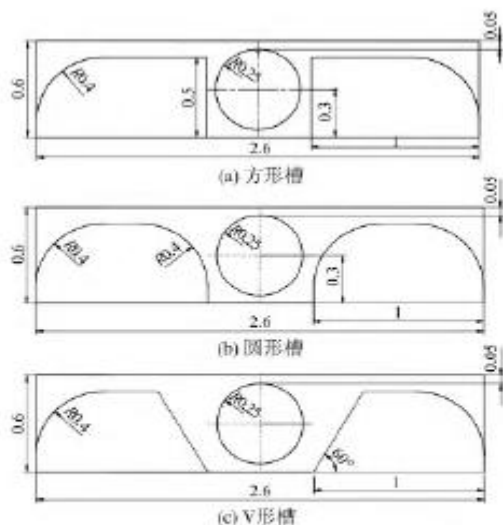


图3 热电偶直径为0.5mm的三种热电偶集成方案
Fig.3 Three thermocouple integration schemes with diameter 0.5mm

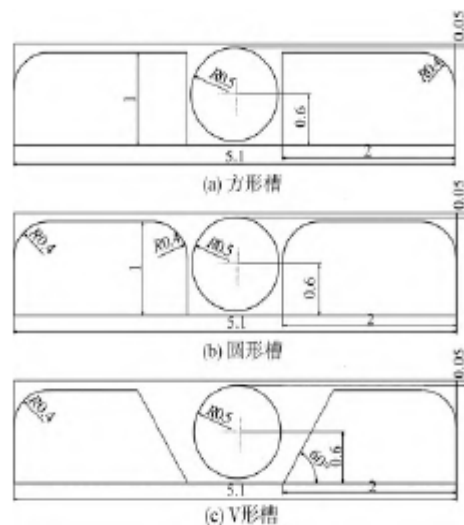


图4 热电偶直径为1.0mm的三种热电偶集成方案
Fig.4 Three thermocouple integration schemes with diameter 1.0mm

2 有限元建模

建立热电偶集成结构有限元模型,有限元网格结构如图5所示,不同组件之间接触面采用绑定约束,各组件材料参数见表1。

表1 各组件材料参数

Table 1 Material parameters of each component

组件	材料	E/GPa	泊松比 ν	$\rho/(\text{kg/m}^3)$
涡轮叶片基体	K4169	186	0.31	8220
激光增材部分	GH4169	148.8	0.31	8220
热电偶	GH3030	210	0.21	8400
表面防护涂层	WC-Co	239	0.23	15700

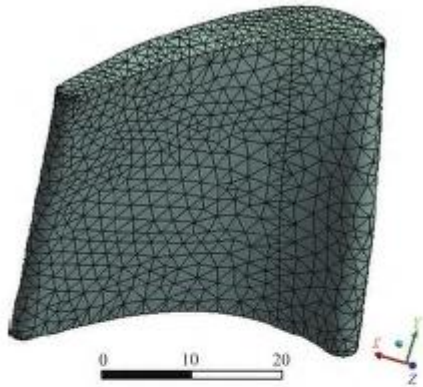
分布产生影响,表明基于LDM和HVOF的热电偶集成方法具有不改变叶片原有结构强度的优点。

仿真时在叶片根部施加位移约束;

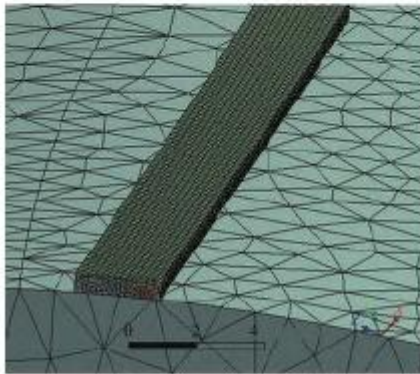
叶盘全局施加转速21000r/min。图6为方形槽集成结构下叶片Von-Mises等效应力分布云图,含热电偶集成结构的叶片与其余叶片整体应力分布一致,即热电偶集成结构的存在并未对涡轮叶片应力

3 影响因素分析

3.1 增材结构形式影响



(a) 叶片整体网格模型



(b) 热电偶集成结构局部网格

图5 涡轮叶片有限元网格模型(单位:mm)

Fig.5 Finite element mesh model of the turbine blade

大,如图8所示,这与该集成方案下涂层的质量较大有关。

在热电偶直径为0.5mm的三种集成方案中,V形槽结构下增材部分和涂层部分的XY平面的切应力均小于圆形槽和方形槽方案,但YZ平面的切应力相对较大。

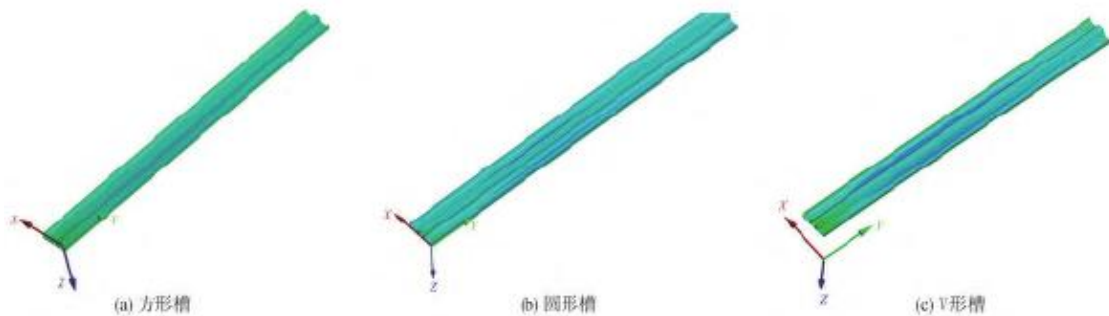


图7 热电偶直径0.5mm三种方案涂层部分XY平面切应力分布

Fig.7 XY plane shear stress distribution of the coating of the three schemes with thermocouple diameter 0.5mm

3.2 特征尺寸影响

为研究热电偶特征尺寸对热电偶集成结构各组件结合强度的影响,将直径为1.0mm的三种热电偶集成方案进行仿真分析,与3.1节中直径为0.5mm的直接集成方案分析结果进行对比。热电偶直径1.0mm下三种集成方案涂层结构的XY平面切应力分布云图如图9所示,方形槽结构的最大应力为46.8MPa,圆形槽结构的最大应力为43.7MPa,V形槽结构的最大应力为49MPa。涂

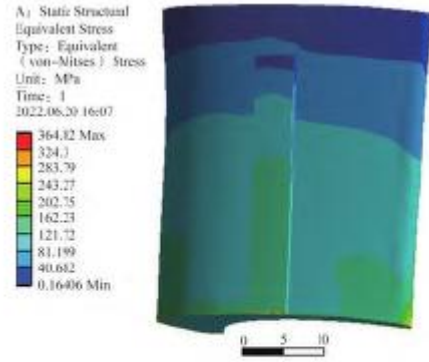


图6 涡轮叶片等效应力分布云图(单位:mm)

Fig.6 The contour of equivalent stress distribution of the turbine blade

决定热电偶集成结构强度的关键是各组件的结合面强度,对于涂层部分,各增材结构下的涂层与基体、激光增材组织切向接触面的XY平面切应力分布云图如图7所示,最大应力均位于靠近叶根处的叶片接触面处,方形槽结构的最大切应力为83.4MPa,圆形槽结构的最大切应力为133MPa,V形槽结构的最大剪切应力为42.6MPa。圆形槽结构下涂层部分的切应力最大,V形槽结构应力最小,与增材部分相互对应。至于YZ平面的切应力,圆形槽和V形槽结构下涂层的应力相较于方形槽结构略

层结构的YZ平面切应力分布云图如图10所示, 方形槽结构的最大应力为184.9MPa, 圆形槽结构的最大应力为185.7MPa, V形槽结构的最大应力为213.9MPa, 三种集成方案涂层结构切应力均从叶根到叶尖递减, 最大应力均位于靠近叶根的叶片接触面过渡处。

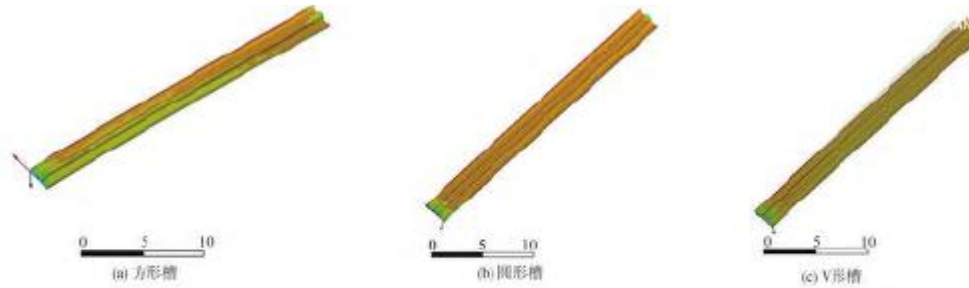


图8 热电偶直径0.5mm三种方案涂层部分YZ平面切应力分布(单位:mm)

Fig.8 YZ plane shear stress distribution of the coating of the three schemes with thermocouple diameter 0.5mm



图9 热电偶直径1.0mm三种方案涂层部分XY平面切应力分布

Fig.9 XY plane shear stress distribution of the coating of the three schemes with thermocouple diameter 1.0mm



图10 热电偶直径1.0mm三种方案涂层部分YZ平面切应力分布

Fig.10 YZ plane shear stress distribution of the coating of the three schemes with thermocouple diameter 1.0mm

热电偶直径1.0mm下三种集成方案的涂层部分XY平面切应力均小于相对应的热电偶直径0.5mm方案, 且应力差异性较小, YZ平面切应力大于热电偶直径0.5mm方案。

3.3 涂层厚度影响

为研究涂层厚度对热电偶集成结构各组件结合强度的影响, 基于直径1.0mm热电偶方形槽集成方案, 将涂层厚度分别设置为0.050mm、0.075mm、0.085mm、0.100mm的4种形式进行仿真分析。

不同涂层厚度下涂层结构的XY平面切应力分布云图如图11所示, 最大应力分别为46.8MPa、40.9MPa、44.9MPa、41.2MPa, 未见明显规律, 随着涂层厚度的增加, 涂层部分XY平面切应力影响缓慢减小。涂层结构的YZ平面切应力分布云图如图12所示, 最大应力分别为184.9MPa、

187.9MPa、188.9MPa、195.8MPa,随着涂层厚度的增加,涂层质量增加,YZ平面最大切应力缓慢增加。

可见,涂层厚度对涂层部分XY平面切应力的影响较小,且未见明显规律,可忽略。涂层厚度对涂层结构YZ平面切应力存在影响,随着涂层厚度的增加,YZ平面最大切应力增加,但增加量较小。

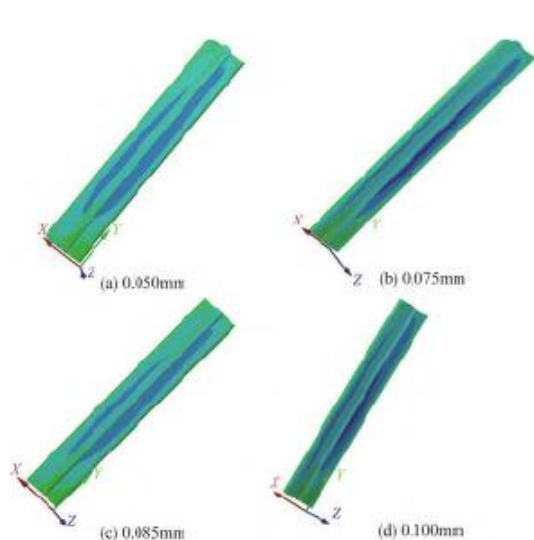


图 11 不同涂层厚度下涂层部分XY平面切应力分布

Fig. 11 XY plane shear stress distribution of the coating under different coating thicknesses

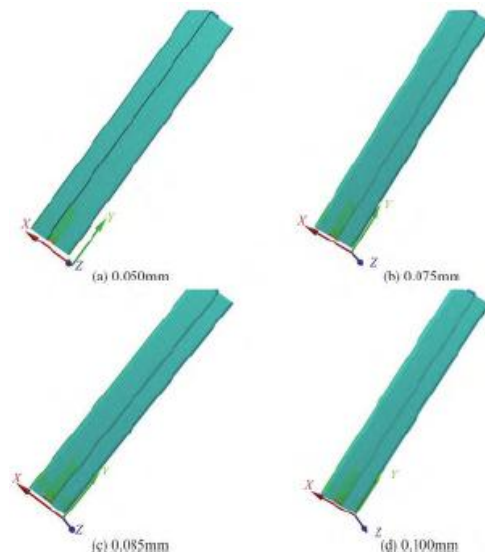


图 12 不同涂层厚度下涂层部分YZ平面切应力分布云图

Fig. 12 YZ plane shear stress distribution of the coating under different coating thicknesses

表2 热电偶集成结构强度校核

Table 2 Strength checking of thermocouple integration structure

组件	最大应力 σ_{\max} / MPa	许用应力 / MPa	安全因数
涡轮叶片体	100.25	640	6.38
增材部分	69.70	512	7.35
热电偶	15.00	205	13.70
涂层与其他组件结合面	63.90	120	1.88

本身的屈服强度数据未知,其他组件静强度安全因数均大于手册推荐的1.5,满足设计要求。

按照该方案进行涡轮叶片热电偶集成,如图13所示。通过高速旋转试验来对集成热电偶的涡轮转子的强度进行最终验证,将涡轮盘和旋转工装装配在试验台上,如图14所示,对涡轮转子和热电偶进行外观检查,对超转试验台进行检查,确认完好开展试验。试验转速从0缓慢增加到21000r/min,保持5min,试验全程实时监控试验台振动、温度和其他工作参数。

试验转速和振动曲线如图15所示,试验过程中振动和滑油压力等参数正常,涡轮转子及热电偶集成结构完好,表明热电偶集成结构设计合理,强度满足要求。

4 强度校核与试验验证

根据优化参数,并考虑可实施性,选择1.0mm铠装热电偶,方形槽、涂层厚度0.1mm集成方案,各组件强度校核结果见表2,除表面防护涂层本

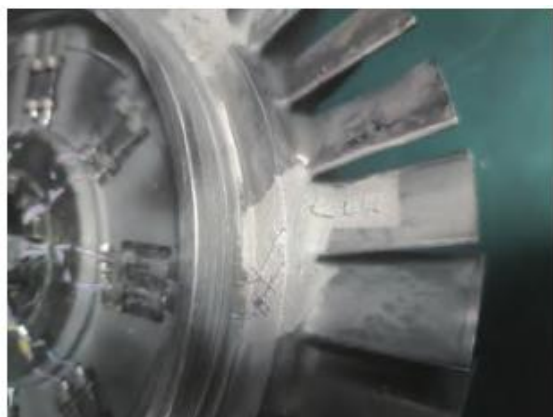


图13 集成热电偶的涡轮叶片

Fig.13 Turbine blades with integrated thermocouples



图14 旋转试验装置

Fig.14 Rotating test device

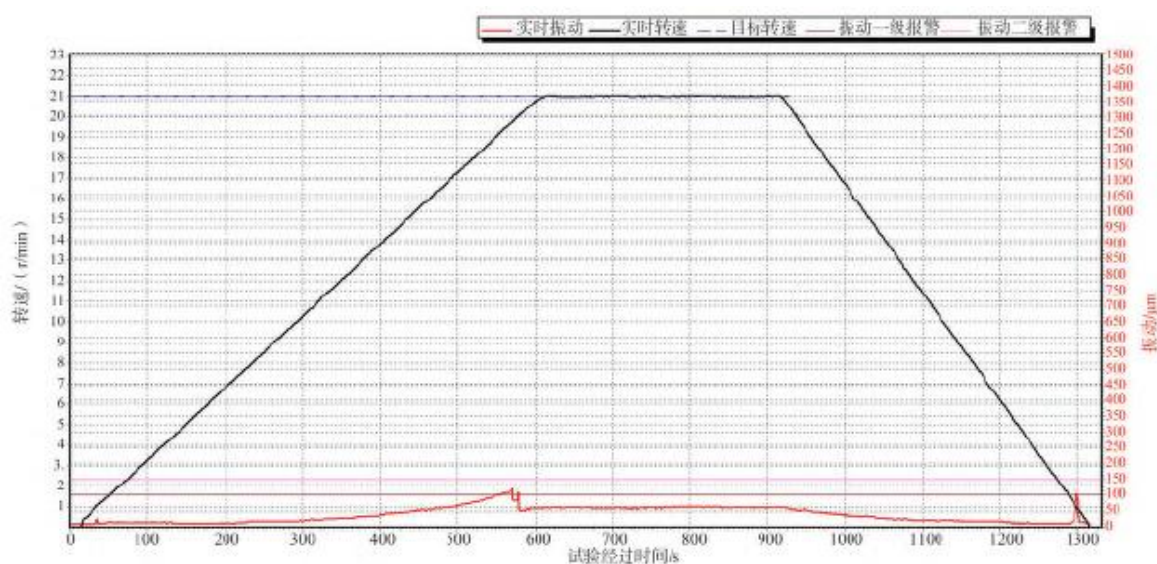


图15 试验转速及振动曲线

Fig.15 Speed and vibration vs time of the test

5 结论

本文研究了基于激光增材制造及超声速火焰喷涂技术的涡轮叶片热电偶集成结构设计及影响因素分析方法。选择涂层厚度、热电偶直径及增材部分结构形式作为变量，设计9种结构模型，进行有限元仿真分析，研究这些变量对结合面强度的影响。结果表明，热电偶集成结构未对涡轮叶片应力分布产生影响，热电偶直径1.0mm集成方案优于0.5mm方案，综合对比下，方形槽XY平面和YZ平面切应力均较小，涂层厚度对切应力影响不大。根据分析结果和可实施性，选择1.0mm铠装热电偶、方形槽、涂层厚度0.1mm方案进行涡轮叶片热电偶集成，进行强度校核，并通过高速旋转试验验证，表明设计方案和分析结果满足测量要求。

摘自《航空科学技术》NO 02. 2023