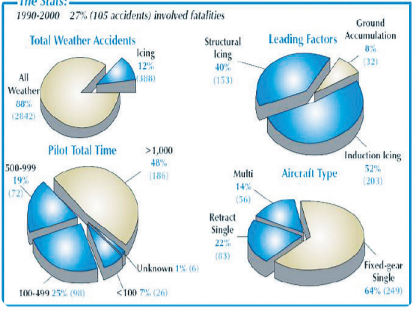


逐冰云天——直升机结冰试飞技术浅析



美国1990~2000年间结冰导致飞行事故的统计。

航空工业试飞中心 沈璐 田磊 崔利

结冰是一种常见的自然现象，在气温低于0℃的严寒酷寒季节，由液态水凝固或水汽凝结形成。然而在高空中还可能存在着另一种结冰形式：过冷水滴结冰。过冷水滴是指在低于冰点的温度下仍保持液态形式的微小水滴，甚至-30℃仍不冻结。在高云层、积云或层积云中，有时会含有大量的过冷水滴，这样的气象条件成为过冷云层条件。飞行器一旦进入过冷云层，这些过冷水滴极易冻结在飞行器表面，从而形成附着冰层，即飞行器“自然结冰”现象。

自然结冰对飞行器飞行安全的危害巨大，尤其是对直升机。当直升机在结冰气象条件下飞行时，旋翼、尾桨、发动机进气道、风挡、天线、外部传感器等外部暴露表面，可能会形成严重的冰层堆积，对直升机飞行性能、操纵品质、发动机性能等造成严重影响，甚至威胁飞行安全。

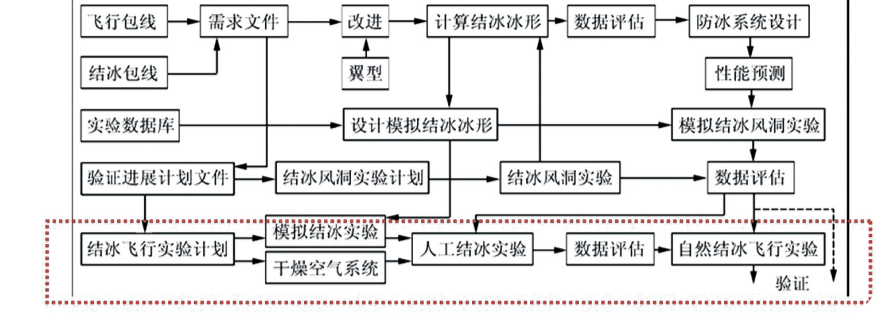
目前军、民用直升机的全天候使用需求日益强烈，而具备在结冰环境下安全飞行、作业能力是全天候使用的基本要求。美军明确要求全天候作战使用的直升机具备“飞入已知或预报的结冰环境的能力”。因此，现代直升机设计、鉴定及使用过程中必须根据直升机的典型使用环境考虑结冰风险、避免结冰危害。

由于低空和低速的使用特点，直升机遭遇结冰云层的条件比固定翼飞机更加严苛，概率也更大；同时直升机飞行状态复杂，且旋翼既是升力装置又是操纵装置，因此结冰的影响更加严重。正因如此，直升机自然结冰试飞的重要性不言而喻。但由于结冰后直升机特性会发生显著变化，结冰试飞的安全保障问题就非常突出和棘手。为此，航空工业试飞中心历经两年开展能力储备和技术攻关，于2018年3月底圆满完成了国内首次直升机自然结冰试飞，为我国直升机自然结冰鉴定试飞积累了极其宝贵的技术数据和实践经验。本文结合以往实践经验，重点介绍和阐述直升机自然结冰试飞流程及关键技术。

国内外相关标准和规范的要求

1973~1977年间美国的飞行安全案例统计结果表明由结冰因素导致的飞行事故占有所有飞行事故的2.56%，其中占致命事故的4%，这说明结冰导致的飞行事故往往是灾难性的。1983~1996年的统计结果表明，由结冰因素导致的飞行事故占比出现了上升的趋势，达到了12%。另外据统计结冰在飞机着陆阶段造成的飞行事故约占飞机结冰总事故的1/3。

由于认识到结冰对飞行安全的严



自然结冰试飞试验体系。

重危害，美国很早就开展了防冰系统的气象设计标准，NACA等机构早在20世纪40年代就开始对自然结冰条件进行了大量观测和研究，这些数据构成了制定军机和民机适航设计规范的基础。各国航空领域也逐渐重视对结冰问题的研究，包括结冰机理、气象设计标准、结冰防护设计、结冰审定方法等。基于上述研究成果，国内外民机适航规章和相关军用标准均对飞行器结冰环境下的飞行能力提出了明确的要求。

为了能被批准在已知结冰条件下飞行，FAA要求飞机必须装备具备结冰探测、防/除冰等功能的结冰防护系统。当飞行器暴露于可能会遭遇的结冰条件时，由结冰防护系统来提供的防护能力，必须按照FAR系列规章的要求进行量化和试验、飞行验证。目前直升机结冰防护相关适航规章主要分为两类：飞行器设计类认证，包括FAR 27部、29部、33部等规章的相关条款；另一种运行使用类，包括FAR 91部、121部、135部等规章的相关条款。其中FAR 27部和FAR 29部分别适用于正常和运输类旋翼飞行器；FAR 33部适用于发动机；FAR 91部、121部、135部则给出了对于飞入已知或预报的结冰条件，飞行器操作规则和结冰防护系统要求。FAR系列适航规章及相关咨询通告要求在29部附录C中定义的结冰包线内，通过自然结冰飞行试验演示、验证直升机在连续最大和间断最大结冰条件下安全飞行的能力。

美军直升机的结冰防护系统设计、验证一般要满足美军规范，这些规范涉及机身、旋翼、尾桨、水平/垂直尾翼、发动机、风挡玻璃/座舱、空速管、结冰探测器等。另外，按照美国陆军R73-1《飞行器适航规章》等相关法规、规章的规定，民用规章、标准的相关条款，经批准后可作为型号结冰防护设计、验证的标准。

美国国防部的MIL系列军标针对飞行器结冰问题进行了方方面面的规范和要求。MIL-HDBK-310《军用产品的全球气候数据》定义了发生频率、长期极限等结冰条件的相关概念。MIL-D-8804A给出了防除冰系统一般要求，和地面试验、飞行试验的相关



S-92直升机平尾的模拟冰型。

要求。MIL-A-9482给出了除发动机引气系统和雷达以外的机体热力结冰防护系统的要求。MIL-T-5842B给出了飞行器表面透明区域如风挡玻璃和座舱盖等的结冰防护系统规定和要求。MIL-T-5421B、MIL-D-8181B分别给出了空速测量系统结冰防护和解并探测的规定和要求。

冷战结束后美国国防部将航空系统、分系统规范由MIL系列转化为JSSG系列。JSSG-2001给出了飞行器结冰环境下飞行、使用的总体要求。JSSG-2007A给出了发动机结冰环境下工作、使用的要求。

美陆航ADS系列标准也对直升机结冰提出了明确要求，其中ADS-51-HDBK对结冰防护资料、部件防除冰、结冰吸入损伤、结冰试验方法和程序等给出了要求。ADS-50-PRF对发动机结冰外物损伤防护、发动机进气道和唇口防冰系统、发动机部件表面积冰、发动机结冰试验、燃油系统、关键视觉区域防冰等进行了要求。ADS-1B-PRF对防除冰系统对发动机性能等的影响提出了要求。

直升机结冰试飞的程序及方法

系统的直升急结冰试飞需进行四种类型的试验，分别为晴朗干燥空气飞行、模拟结冰飞行、人工辅助结冰飞行，以及自然结冰飞行试验。

(1) 晴朗干燥空气飞行

在规定的干燥空气条件下对飞行器每个防冰系统的功能、安全和性能特性进行验证。试验程序应当考虑每个系统、其控制机构以及保护装置的最大工作能力。应当在经批准的功率状态和高度下确定工作的热空气系统

对消耗功率和保护表面状态的影响，应在经批准的功率和空速条件下验证电加热防冰系统，重点确定电功率要求以及实用性。如果使用了防冻剂，应当对该液体的分布和控制进行验证。可通过在未加保护的表面上贴上结冰和配重来模拟对未加保护表面的影响。在进行试验期间，应确定颤振和失速特性及其组合对阻力和任务范围的影响。

(2) 模拟结冰飞行

使用聚酯泡沫、木材、ABS塑料

等材料，根据电脑仿真计算、冰风洞试验结果获得的冰型数据加工成模拟冰型，并粘接在机身易结冰部位，开展模拟冰型试飞。

对于直升机来说旋翼就是直升机的气动面和操纵面，但是由于旋翼的高速旋转，在旋翼桨叶上加模拟冰型没有可实施性。对于平尾、短翼等固定面加模拟冰型来说意义不是很大，因为直升机速度较低，平尾、短翼产生的气动力就不大。如果采购部门要求，可在结冰条件下进行飞行试验。有各种要求下的结冰喷洒系统，包括直升机喷雾系统。这种设备通常无法模拟自然结冰条件，但是却非常有助于获得悬停和低速机动飞行期间有关飞行员能见度、控制以及积雪的信息。对于旋翼航空器的旋翼桨叶和航空器或倾斜旋翼航空器的螺旋桨，应当在结冰条件下进行试验，以确保正确的操作、确定循环时间、确定表面撞击极限以及探测冰层厚度。

(3) 人工辅助结冰飞行试验

通过在喷洒塔和结冰喷水机构建的人工环境下，进行直升机结冰试飞是比较可靠，且国际上常用的试飞方法。

人工辅助结冰飞行试验是指利用人工条件制造适合结冰的水雾，结合自然环境的低温在直升机表面获得冰型，进行试飞的方法。直升机的人工结冰试飞有两种试验设备和方法，结冰喷雾塔架试飞和直升机结冰飞行喷雾机（系统）试飞。结冰喷雾塔架是在寒冷地带建立固定的塔架，上部安装水雾喷嘴阵列。直升机可在其喷洒范围内实施悬停飞行，实施结冰状态和高度下确定工作的热空气系统

设在湿太华的结冰喷雾塔架安装使用一个15×75英尺的喷雾阵列装置产生结冰云，可实现直升机5~30节的风中和无地效条件下的悬停结冰试验。

结冰喷雾机是采用直升机或低速固定翼飞机上加装储水喷洒设备，与试验机编队飞行，在低温环境中为试验机制造巡航飞行状态下的结冰条件，实施结冰试验的方法。美国空军、德国航空试验中心都使用固定翼飞机为平台建立了飞行结冰喷雾机，用于各类飞行器的结冰特性和防除冰系统飞行试验。20世纪70年代初，美国空军使用C-130“大力神”运输机改装了第一架结冰喷雾机，其使用一个装在货盘上的水箱和一个直径4英尺的间距产生有效的结冰云，可在空速 $V_i = 185$ 千米/时以下进行直升机飞行结冰试验。但由于该机与直升机在高度-速度包线重叠仍显较小，1973年美国陆军使用CH-47“支努干”直升机为平台改装了一架“直升机结冰喷雾系统”（HISS），1979~1980年改进了该喷雾系统以产生与自然结冰云更接近的喷雾云。在其服役期先后完成了UH-1、AH-1G“眼镜蛇”、Lynx“山猫”、CH-53“海上种马”、AH-64“阿帕奇”、UH-60“黑鹰”、S-92等十余型直升机和小型固定翼飞机的结冰特性型号试飞和适航合格审定试飞，为美国的结冰试验技术提升提供了坚实的支撑。图为美国陆军研制的HISS开展的飞行结冰试验。

除以上结冰试飞手段以外，美国近年来在爱格林空军基地建设了环境实验室用于飞行器的结冰试验。该设施实验室房内有一个9×60英尺的悬挂喷雾阵列来模拟自然云，同时制造低温条件，直升机可进行地面静置状态和系留开车状态的结冰试验。该设施的缺点是不能进行结冰状态的飞行特性检查和评估。

(4) 自然结冰飞行

在自然结冰环境下开展结冰试飞始终是最具有说服力的试验手段，因此民机适航取证等仍须开展自然环境的结冰试飞。但由于气象条件常常是很难准确预测，寻找可能会结冰的气象条件或空域有很大的偶然性；自然结冰飞行试验必然面临着试飞效率低和试飞进度缓慢的问题，而且无法控制结冰条件来进行直升机在轻度结冰、中度结冰等情况的飞行试验。该方法存在周期长，资金耗费大；地域跨度大，试飞风险性较高的缺陷。一般而言，直升机自然结冰试飞中，结冰会影响直升机的发动机特性、仪表安全、气动特性、稳定性、操纵性、起飞着陆性能、航程航时、耗油率、爬升性能。直升机易结冰的关键部位主要有旋翼、风挡、发动机进气道、及空速管等，相应的防除冰系统也大都安置在这些

区域，这些系统在结冰状态下的“防除冰”效果也直接反映了直升机“结冰条件下能可靠飞行”的能力。

如果这些系统不能正常发挥作用，带来的风险是巨大的。例如，旋翼和尾桨表面结冰会造成气动效率下降，使整机需用功率显著增大，同时降低直升机的飞行性能，并使平衡特性、操纵稳定性和自转特性、旋翼振动特性偏离正常使用状态；风挡结冰会阻挡飞行员视野，影响飞行员外部参照和指示信号的判读，在起降阶段、复杂地形条件、低空机动状态下非常危险；发动机进气道结冰会严重影响进气通畅，造成发动机可用功率的下降，甚至破坏发动机的正常工作状态，若唇口处冰脱落有可能损坏发动机内部叶片；机身外部传感器如空速管等结冰，会造成飞行速度、高度的仪表指示失真，严重积冰可能会导致传感器损坏，影响信号传输甚至失效。另外，防除冰系统的设计或使用不当，产生过热也会对结构造成破坏。

飞行试验一般遵循逐步逼近原则开展。起初，应当在结冰云环境中进行短时间飞行，以获得有关防冰系统、功率损耗和飞行品质的数据。随后，应当逐步增加在结冰条件下的飞行时间以获得全面的性能数据。试验要求非常小心地进行，以确保试验期间不会在飞行器上形成过度结冰，因为过度结冰将对飞行器造成不可接受的危险。也应当考虑对地面工作人员的危害，如在地面运转期间发生的积冰脱落。

国内关键技术进展及应用前景

2018年1月，航空工业试飞中心在国内首次完成了直升机自然结冰试飞。通过本次自然结冰试飞，试飞中心形成了较为完整齐备的自然结冰试飞体系流程，包括试飞实施方法、试飞技术、风险保障措施以及自然结冰环境下直升机主要可能遭遇的风险及问题，并给出了相应的处置措施，为后续直升机自然结冰飞行试验打下了坚实基础；通过飞行试验得出自然结冰条件下对直升机飞行性能、品质的影响，结合飞行试验给出了直升机自然结冰条件下的“飞行员判断准则”，为后续直升机自然结冰飞行试验提供了科学依据。

自然结冰气象条件复杂、能见度低、环境恶劣，对直升机性能、品质影响较大，且相关飞行及组织经验较少。本次飞行试飞中心通过结合气象预报与直升机结冰条件的综合判断，能够提前根据气象选择合适的试飞空域及飞行条件，在通过直升机目标区域的目视观测，形成了完整的直升机结冰环境判断方法，对直升机自然结冰的气象环境预测提供了技术支撑。

通过本次试飞，试飞中心攻克了直升机自然结冰试飞技术，填补了国内的相关技术空白，为后续国内军、民用直升机适航认证提供了较为坚实的基础技术支持，也为后续直升机和相关系统的设计、制造提供了基础支撑。

TCH-103轻型航空发动机研制项目完成验收

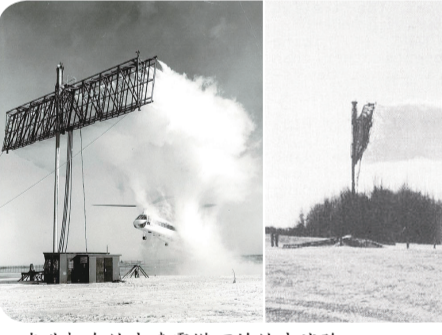
4月24日，由天津大学承担的天津市重大科技计划项目“TCH-103轻型航空发动机研制”结题验收会在天津内燃机研究所举行。

天津大学舒歌群教授作为项目负责人介绍了该项课题的研究背景及意义，并对该项目研究产生的科技进步、社会效益和未来发展进行了展望。

在场专家认真听取了报告内容，查看了有关报告资料和发动机样品，参观了实验室设备和研究设计部门，就相关问题进行了提问，并对项目中涉及的关键技术进行了讨论。

专家组一致认为，“TCH-103轻型航空发动机研制”项目研究，实现了我国急需的轻型航空发动机的成功研制，试制样机具有高紧凑、轻量化、高强度、高可靠性和便于制造、方便维护保养等特点，性能达到或优于国外同类机型性能指标，突破了国外技术和产品垄断，完成或实现了课题设定的各项任务和技术指标，一致同意项目结题并通过验收。

“TCH-103轻型航空发动机研制”课题的立项研究，提升了我国轻型航空发动机设计理论、设计方法、制造技术及工艺和测试方法等能力和水平，为满足我国无人测试制造需要和未来通用航空发展提供了支持。（戚可慧）



直升机在结冰喷雾塔下的结冰试验。



美国陆军HISS用于直升机和小固定翼飞机的结冰试验。



美国Mckinley环境模拟实验室。



美国Mckinley环境模拟实验室。

“技术创新永远在路上”

——航空工业气动院研制基于荧光涂层的气动热力学表面参数测量系统



流动显示团队。

航空工业气动院 郑佳丽

2018年4月，由航空工业气动院流动显示团队研制的基于荧光涂层的气动热力学表面参数测量系统获得了“航空工业首届青年创新奖”银奖。该系统现已获得授权专利4项，完成专利申请6项，形成标准1项，完成标准申报2项，目前在国内外同类技术中处于先进水平。

用温度及压力敏感涂层（TSP/PSP）以及计算机视觉方法，实现对模型表面的压力场、温度场以及弹性形变进行动态测量。该技术具有非接触测量、全局测量、多场同步测量等几大特点，可解决空气动力学实验研究中传统技术难以实现的关键测量需求。

我国于20世纪90年代末开始研究PSP技术，通过引进消化，开展了初步的工程应用研究。但在涂层、软件等方面核心技术的欠缺，一直未形成体系化的能力，未真正形成生产力。

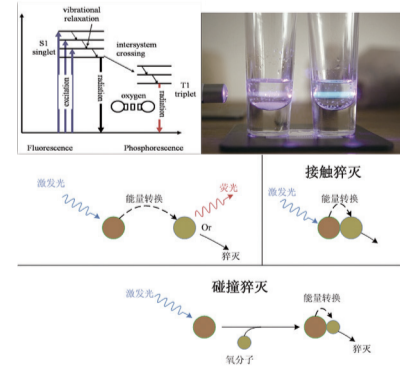
该系统的成功研制，打破了国外技术垄断，使我国空气动力学试验单位具备了新一代的基于光学的高级气动热力学表面参数测量系统。由于涂层测量具有试验数据精细化程度高、不破环测试件以及多场同步测量等特点，对于提升我国飞行器研制水平，缩短航空型号研制周期具有重要意义。该系统在发动机、能源、航天与兵器装备的研制中也具有广泛的应用前景。

气动院“十二五”期间开展了综合科研团队发展模式的探索，通过创新性的人才引进战略，汇集了一批气动研究领域的中青年专家。2016年，正式建立了综合科研团队的运行模式，成立气动噪声、高超声速、结冰、气动弹性、流动显示等12支综合科研团队。为团队提供自由的研发环境和多方面的资源支持，旨在鼓励团队在气动研究的前沿领域有所突破，辐射带动气动研究与试验相关技术实现跨越式发展。流动显示团队是目前气动院中最具影响力和竞争力的团队之一。

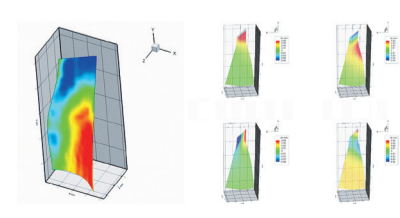
气动院流动显示团队作为一支主要由博士和硕士组成的年轻团队，具有十足的研发活力和极强的创新能力。

团队统筹利用相关科研、试验和技改任务的资源，梳理了PSP/TSP技术体系，面向对核心技术的自主掌握，开展从PSP/TSP涂料研制到试验系统集成再到数据处理系统开发的工作。结合常规风洞环境及特殊试验环境需要进行相关技术研究，重点攻克涂料研制和试验数据处理技术两个难关，在补充必要试验系统组件，并充分利用现有试验系统，最终形成了体系化的基于PSP/TSP荧光涂层的气动热力学表面参数测量技术，可实现从低速到高超声速、从固定部件到转子和运动部件的表面参数测量。

目前，荧光涂层压力/温度测量系统已应用于低跨超声速风洞、高超声速风洞及叶栅风洞、压气机试验装置、旋翼试验装置等多种试验环境。团队应用该系统完成了二十多项型号和技术服务试验，包含某型机进气道外表面载荷测量、机翼静气弹压力与形变同步测量、高超声速转捩测试、大型民机发动机短舱通风引气测试、层流翼型与层流短舱试验、涡轮叶片气弹特性测量等研究。相比于单点式传统方法，不仅节约专用试验模型加工费用和周期，更能获得高分辨率的



荧光涂层压力场温度场测量技术原理图。



涡轮叶片气动弹性测量。

全局试验数据。近年来，航空工业气动院基于PSP/TSP技术开展的测量设备的商品化推广，已经产生直接经济效益近千万。