

民用涡轴发动机进气系统结冰试验

宋建宇¹, 吴晶峰¹, 邱长波², 罗宿明², 查筱晨¹

- (1. 中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102;
2. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 围绕中国民航规章 CCAR-33 部 R2 版中第 33.68 条款适航要求, 针对涡轴发动机提出了一种满足适航要求的试验方法, 包括结冰关键点分析、结冰取证试验点选定、整机结冰取证试验三部分。结合涡轴发动机工作包线, 开展结冰关键点分析以选定结冰取证试验点。在结冰包线内选择了若干结冰计算点, 并计算每个点的结冰位置与结冰量。计算结果显示: 温度接近 0℃ 且海拔高度较低的区域是涡轴发动机结冰量显著的区域。结冰试验时在 -4~-1℃ 的温度区间寻找刚出现结冰的温度点与结冰量最大的温度点。试验结果显示: 结冰量最大的温度点是最严酷的结冰试验点。

关 键 词: 适航; 涡轴发动机; 进气系统结冰; 结冰关键点分析; 取证试验

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Civil turboshaft engine induction system icing test

SONG Jianyu¹, WU Jingfeng¹, QIU Changbo²,

LUO Suming², ZHA Xiaochen¹

- (1. Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China;
2. Hunan Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Focusing on the content of China Civil Aviation Regulations CCAR-33R2 article 33.68, a test method for turboshaft engine complying with airworthiness regulation requirement was provided, including icing critical point analysis, icing certification test points determination, engine icing certification test. In combination with the turboshaft engine operating envelope, critical point analysis was conducted to determine the icing certification test points. Several icing calculation points were selected in the icing envelope, and icing positions and amounts were calculated for each point. The calculation results show that the area where the temperature is close to 0℃ and the altitude is low is the zone where the turboshaft engine has a significant ice amount. During the icing test, the temperature points at which ice formation just occurred and the amount of icing was the largest were found in the temperature range of -4℃ to -1℃. The test results show that the temperature point with the largest amount of icing is the most severe icing test point.

收稿日期: 2019-11-09

基金项目: 国家留学基金委 (201901750002)

作者简介: 宋建宇 (1988—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事民用航空发动机整机试验的适航审定与研究工作。

E-mail: songjy_acc@caac.gov.cn

引用格式: 宋建宇, 吴晶峰, 邱长波, 等. 民用涡轴发动机进气系统结冰试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1089-1098. SONG Jianyu, WU Jingfeng, QIU Changbo, et al. Civil turboshaft engine induction system icing test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1089-1098.

Key words: airworthiness; turboshaft engine; induction system icing; icing critical point analysis; certification test

1960年1月18日,美国首都航空一架装配4台涡桨发动机的Viscount N74602型飞机,在约2.4 km高空遭遇结冰环境条件,由于飞行员未及时开启发动机防冰系统,4台发动机先后全部熄火。飞机最后坠毁,46名乘客全部遇难^[1]。1982年1月13日,一架美国佛罗里达航空公司波音737-200型飞机,在地面等待起飞期间,飞机机翼结冰,同时发动机压比传感器(pressure ratio pt2 probes)结冰,导致起飞推力后升力不足且发动机推力显示值错误,最终飞机失控坠落,74名乘客中70人遇难^[2]。2008年11月23日,一架欧直AS355F1型号直升机进入结冰环境后坠毁,原因之一是所配装的涡轴发动机吸冰后造成了功率损失^[3]。上述三起空难都酿成了机毁人亡的悲剧,原因都与发动机部件结冰有关。

飞机或直升机在结冰条件下飞行时,发动机进气道内表面、进气锥和风扇/增压级均可能发生结冰,这些部件的结冰使得进气系统流通面积减小,造成压气机吸入空气量减少,导致发动机推力下降^[4],严重时会引起喘振或空停。发动机在地面结冰条件下慢车运行时也可能出现结冰现象,若进气道内的结冰脱落,可能会打伤高速旋转的风扇或压气机叶片,若传感器结冰,可能导致驾驶舱内的发动机推力显示值错误^[2]。

为了保证结冰条件下的运行安全,民用航空发动机制造商作为型号合格证申请人,应当表明其提交进行型号合格审定的航空发动机符合适用的适航规章^[5]。中国民航规章CCAR-25部与CCAR-29部的第25.1093条——进气系统的防冰,分别从飞机与直升机角度对发动机进气系统的防冰提出了相关要求^[6-7]。中国民航规章CCAR-33部第33.68条——进气系统结冰,进一步从发动机角度对进气系统结冰的适航要求做了明确规定^[8]。

国内外有不少关于结冰仿真与计算方法的研究^[9-11],也有不少发动机部件级结冰试验研究^[12-16],但发动机整机结冰试验相关的适航符合性研究较少。本文围绕适航规章要求,开展了涡轴发动机进气系统结冰试验,并根据试验结果,分析了最严酷的结冰情况,为其他型号涡轴发动机适航取证提供借鉴。

1 适航规章要求

CCAR-33部第33.68条分为(a)、(b)两款,其中(a)款针对空中进入结冰云层时结冰的情形,(b)款针对地面等待起飞时结冰的情形。

33.68条(a)款要求“在中国民用航空规章第25部附件C中规定的连续最大或间断最大结冰状态下,发动机在其整个飞行功率范围(包括慢车)内的工作中,在发动机部件上不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况”^[8]。33.68条(a)款要求在连续最大结冰(continuous maximum icing, CMI)与间断最大结冰(intermittent maximum icing, IMI)下对涡轴发动机性能进行评估。涡轴发动机在整个飞行功率范围内“不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失”^[8],具体是指发动机未出现失速、喘振、熄火或失去控制;冰脱落与吸入所引起的发动机零部件机械损伤不超过持续适航文件的限制值;持续功率/推力损失不超过1.5%;瞬时功率/推力损失、暂时功率/推力损失、以及发动机振动情况不超过型号合格证申请人规定的限制,并记录在发动机安装手册中^[17]。

CCAR-33部68条(b)款要求“在临界状态进行引气防冰时,地面慢车30 min,不出现不利影响”^[8]。结冰状态主要由云层液态水含量(liquid water content, LWC)、云层水滴平均有效直径(mean effective droplet diameter, MED)和周围空气温度三个变量决定^[6]。(b)款对上述三个变量的数值范围做了明确规定,即“大气的温度在 $-9\sim-1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间,每立方米含液态水不少于0.3 g并且以平均有效直径不小于 $20\text{ }\mu\text{m}$ 的水珠形式存在”^[8]。本质上,(b)款对应于冰雾天气下,直升机长时间在地面等待起飞时,发动机以地面慢车状态运行,并开启防冰系统的情形。

此外,(b)款还要求“以起飞功率或推力进行短暂的运转。在30 min慢车运转期间,该发动机可以以中国民用航空局接受的方式周期性地加速运转到中等功率或推力调定值”^[8]。此要求是为了确保直升机长时间地面等待后,仍可以安全起飞。当发动机周期性加速运转时,会使发动机振动增大,造成结冰的脱落和吸入。因此,此项要求一方面考核了结冰后发动机的性能衰退情况,另

一方面也考核了脱冰和吸冰对发动机运转的影响。此外,满足此项要求,也确保了地面等待期间可以通过周期性加速运转的方式进行发动机除冰操作。

2 试验方法研究

本文第 1 节 CCAR-33 部第 33.68 条款的适航要求,适用于民用涡喷、涡扇、涡桨与涡轴发动机。

针对民用涡轴发动机而言,开展进气系统结冰试验,主要包括三部分内容,即结冰关键点分析(critical point analysis, CPA),结冰取证试验点选定,以及整机结冰取证试验。

2.1 结冰关键点分析

结冰关键点分析(CPA)指在声明的发动机工作包线范围内,通过分析的方法,确定最为严酷的结冰条件^[17]。CPA 分析的目的是寻找比适航规章明确要求的试验点更为严酷的结冰条件,并在结冰取证试验中对这些结冰条件予以验证。

开展 CPA 分析,应考虑结冰环境、发动机工作状态对结冰位置的影响,并考虑冰脱落和冰吸入时对发动机工作特性的影响。YANG Bin 与 ZHOU Yanpei 介绍了 PX6 型号发动机的 CPA 分析工作^[18]。

在开展 CPA 分析时,针对试验发动机的特定构型,考虑了飞行与地面慢车所处结冰环境、发动机工作状态等因素对于结冰的影响,并且分析了结冰位置、积冰、脱冰和吸冰对发动机稳定运行的影响。

针对 CPA 分析的具体内容,为满足适航要求,利用 FENSAP-ICE 仿真工具开展了结冰表面的能量守恒分析,考虑了潜热和熔解热的影响,金属与冰的换热影响等^[17];分析了发动机内流道的积冰对气动性能的影响。考虑了冰脱落导致的发动机结构损伤。

利用 FENSAP-ICE 仿真工具开展 CPA 计算时,关注了结冰部件的总结冰面积、前缘最大结冰厚度、结冰部件的水滴收集系数分布、最大局部水滴收集系数及位置、水滴撞击极限位置、结冰极限位置等参数,并经过分析最终选择用结冰量衡量发动机结冰的恶劣程度。

CPA 分析是为寻找比适航规章明确要求的试验点更为严酷的结冰条件,因此在具体分析时采用了相对比较法,即在整个 CCAR-25 部附录 C 中规定的连续最大结冰和间断最大结冰包线内大

量选点,并通过计算分析从中筛选出最为严酷的结冰条件。CPA 分析流程如图 1 所示。

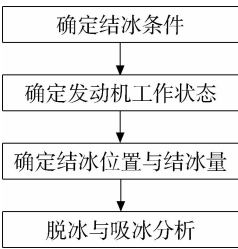


图 1 CPA 流程
Fig. 1 CPA process

1) 确定结冰条件。影响发动机结冰的主要气象参数包括:大气温度、水滴平均有效直径(MED)、液态水含量(LWC)、云层范围^[6]。

大气温度会影响液态水含量,随着温度降低,无论层云(stratiform clouds)还是积云(cumuli-form clouds),液态水含量都会下降^[6]。当大气温度低于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,结冰云层出现的概率也会大大降低^[19]。此外,结冰的类型和形状也会受大气温度影响。在温度较高的情况下,冻结系数较小,液态水含量较大,结冰冰型为明冰;在温度较低时,冻结系数较高,液态水含量较小,结冰冰型为霜冰。

CPA 分析时,参照表 1 选取水滴平均有效直径为 20 mm,液态水含量可直接根据大气温度和水滴直径,在 CCAR-25 部附录 C 的图表中进行选取。在此基础上,可以适当超出规定的液态水含量数值,以使得考核条件更为严酷。

云层范围会影响直升机穿过云层的时间,是确定某个结冰试验点试验时间的依据。层云的标准水平范围为 17.4 海里,积云的标准水平范围为 2.6 海里^[6]。取证型号发动机所配装直升机的常用飞行速度为最大飞行速度(280 km/h)与最经济巡航飞行速度(150 km/h)。直升机在上述两个飞行速度下穿越标准结冰云层的时间见表 1。

表 1 穿越标准结冰云层时间		
Table 1 Time of traversing standard icing clouds		
速度/(km/h)	层云时间/min	积云时间/min
150	12.8	2
280	6.9	1.1

2) 确定发动机工作状态。

该型号发动机不具备防冰系统,无需考虑发动机不同工作状态对防冰系统所提供热量的影

响。但是,发动机不同工作状态下,气流的进气速度不同,进而影响结冰量。在开展 CPA 分析时,应考虑发动机实际可能出现的所有工作状态范围,包括慢车、起飞、最大连续与巡航状态。

3) 确定结冰位置与结冰量

采用 FENSAP-ICE (finite element navier-stokes analysis package for inflight icing) 软件对直升机进气道和发动机进气道内的结冰情况进行计算,并用最大结冰量来反映对性能的影响。此处定义的最大结冰量是指整个进气道中结冰最严重区域的总结冰质量。对于带有较长进气道的径向进气式涡轴发动机,由于结冰最严重区域均出现在直升机进气道向发动机进气道过渡的 90°拐弯处,该位置结冰对发动机进气流量和进气压力损失影响最大。因此针对本文中的涡轴发机构型,可以用最大结冰量来描述发动机结冰的恶劣程度。最大结冰量越大,对发动机进气道的堵塞越严重,进气损失越大,且积冰一旦脱落对发动机

造成的潜在损伤也越大。

4) 脱冰与吸冰分析

明冰的特点是形状不规则、密度大、硬度高、与零件表面的黏附性小,容易脱落^[17,20]。霜冰的特点是形状规则、密度小、硬度小、与零件表面的黏附性大,不容易脱落^[17,20]。对于带有较长进气道的涡轴发动机,形状不规则的明冰会较大地影响涡轴发动机的进气压降。此外,明冰密度更大,且易脱落,脱落后对涡轴发动机叶片的损伤也更大。因此,从对进气压力损失的影响和异物损伤的角度看,明冰比霜冰的影响更大。

明冰主要在温度较高(靠近 0℃)、液态水含量较大的条件下形成^[20-21]。此种条件对应海拔高度较低的情况,此时发动机进气流量较大,且周围环境的液态水含量也相应较大,导致相同时间流入发动机的水量增大,从而容易形成大量明冰。如图 2 所示,这种条件主要位于结冰包线的左上角区域,应对此区域重点试验考核,在此区域内选

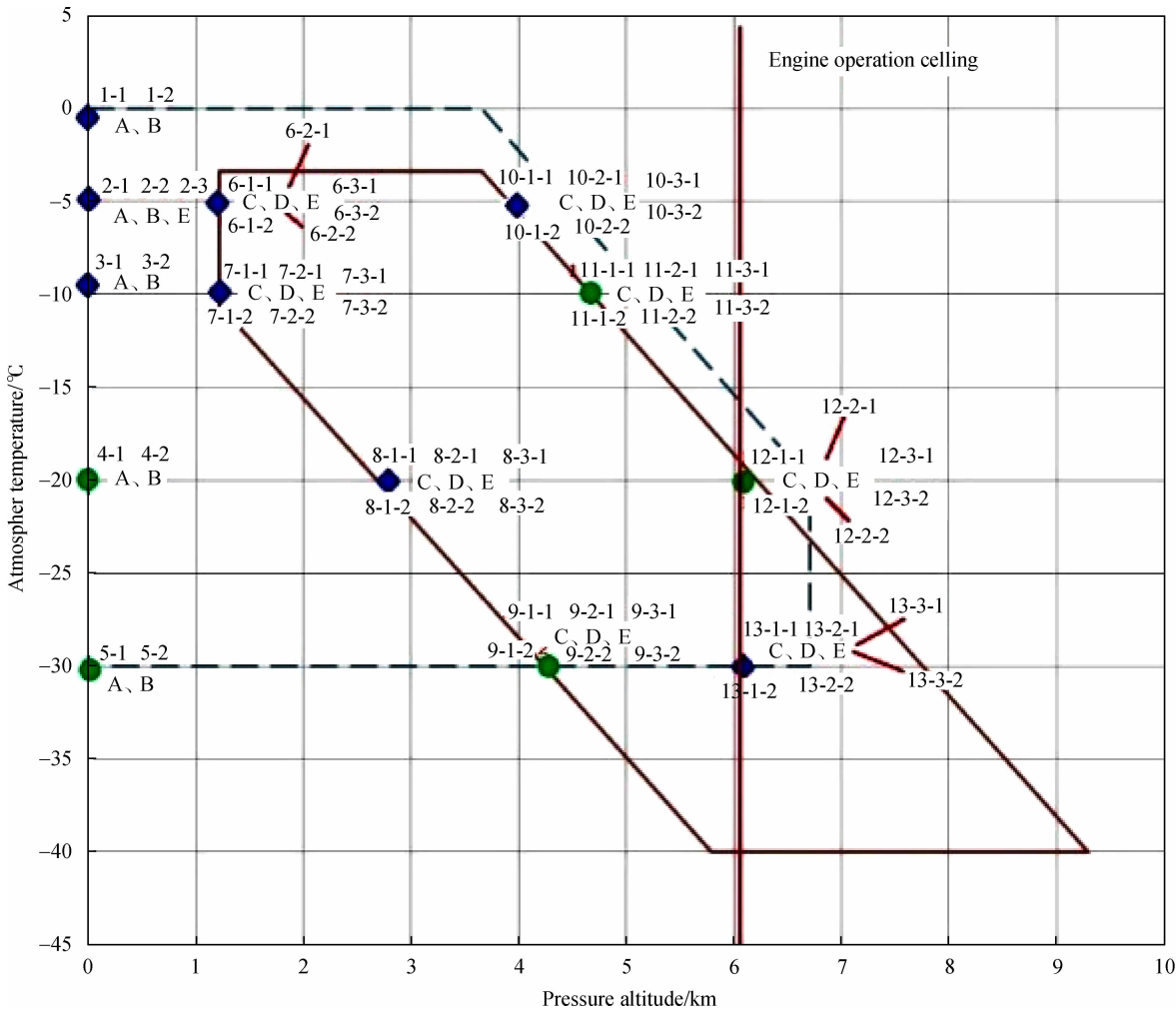


图 2 CPA 计算点

Fig. 2 CPA calculation points

择较多的计算点。

CPA 分析的计算点如图 2 所示。图中虚线包线为层云包线,实线包线为积云包线,发动机最大运行海拔高度为 6 km。图 2 中各点所对应的 A-E 代表不同的状态,其中 A 代表起飞功率状态,B 代表地面慢车功率状态,C 代表飞行速度 150 km/h 的巡航状态,D 代表飞行速度 280 km/h 的最大连续功率状态,E 代表飞行速度 150 km/h 最大连续状态。

为了便于区分,图 2 中 CPA 计算点编号第一位数字为试验点流水号,第二位数字 1~3 表示不同的飞行状态,其中 1 代表巡航且飞行速度 150 km/h,2 代表飞行速度 280 km/h 且发动机为最大连续功率,3 代表飞行速度 150 km/h 且发动机为最大连续状态。图 2 中 CPA 计算点编号的第三位用于区别连续最大结冰 CMI 与间断最大结冰 IMI,其中 1 代表 CMI,2 代表 IMI。

如图 2 所示,虚线包线为层云结冰包线,实线包线为积云结冰包线。图 2 所示的计算点中,对应每个大气温度均选取了 3 个海拔高度来进行分析。每个大气温度条件下,最低的海拔高度为零,最高的海拔高度为积云结冰包线的右边界或发动机运行的最大海拔高度。将中间海拔高度选取为积云的左边界上,积云左边界的结冰条件通常也较为恶劣。

该型号发动机运行的最大海拔高度为 6 000 m,因此 CPA 计算点主要分布在 6 000 m 以下。根据前文分析,结冰包线的左上角区域较为严酷,因此在-10~0℃,海拔高度 2 000 m 以下的区域内布置了较多的计算点。

2.2 结冰取证试验点选定

结冰取证试验点由三部分组成,包括适航规章要求的试验点,CPA 分析中得到的对发动机正常工作影响最大的试验点,以及基于自身经验所确定的试验点。

适航规章所要求的试验点具有强制性。涡轴发动机应开展的试验点见表 2 和表 3。表 2 主要模拟空中飞行的情形,包含了明冰(glaze ice)和霜冰(rime ice)两种结冰条件。试验过程中需保证发动机在表 2 所列的两种结冰条件下可以稳定运行。为满足适航要求,发动机在起飞功率下应至少运行 5 min,在 50%、75%最大连续功率以及飞行慢车功率下应当运行至少 10 min^[22]。

如表与 2 表 3 所示,定义 D 为水滴平均有效直径(MED), W 为液态水含量(LWC), t 为环境

总温。表 2 中规定了明冰与霜冰两种空中结冰试验条件。2015 年生效的美国联邦航空局规章 FAR-33 部第 34 修正案中,使用 MVD(median volume diameter)定义水滴直径^[23]。对于满足朗缪尔分布的水滴分布,MVD 等效于 MED^[17]。

表 2 空中结冰试验条件^[22]
Table 2 Icing conditions in flight^[22]

参数	数值	
	明冰	霜冰
$t/℃$	-5	-20
$W/(g/m^3)$	>2	>1
$D/μm$	22±3	15±3

表 3 模拟地面慢车的情形,表 3 中所列试验条件在 CCAR-33 部第 33.68 条(b)款中有明确规定^[8]。

表 3 地面结冰试验条件
Table 3 Icing conditions on ground

参数	明冰数值
$t/℃$	-9~-1
$W/(g/m^3)$	≥0.3
$D/μm$	≥20

考虑到涡轴发动机用途的特殊性,为满足适航要求,除表 2 和表 3 中所列的试验条件外,还考虑了直升机悬停或在一个较小区域内持续运行的情形,对应于在机场周边区域或海上钻井平台等场景运行的情况^[17]。

基于自身经验的结冰试验点,主要指由先前型号运行经验得出的容易造成结冰的试验条件。

2.3 整机结冰取证试验

涡轴发动机结冰取证试验一般在带有冰云发生装置的高空舱内开展。该型号涡轴发动机在法国 DGA(Direction Générale de l'Armement)试验中心 S1 冰风洞内进行,试验装置可以较快达到既定的试验条件,以模拟全包线范围内的结冰试验点。试验发动机进口安装了典型直升机进气系统,以充分模拟发动机进气情况。

在开展结冰取证试验前,需先开展校准试验,对结冰云雾条件进行校准。云雾参数主要包括 LWC、MVD 与相对湿度,三个参数在允许的误差波动值分别不超过±10%、±10%、±3%,LWC、MVD 在试验段中轴线上的随时间波动值分别不

超过 $\pm 20\%$ 与 $\pm 10\%$ 。校准时使用格栅对 LWC 均匀性进行测量和标定^[24-25],试验段 LWC 的空间均匀性要求为 $\pm 20\%$ ^[26]。当结冰云雾条件的校准结果满足以上标准之后,可以正式开始结冰试验。

在试验过程中,密切关注发动机各项参数波动情况,如果出现本文第 1 节第 3 段中所描述的各种不利状况,需要做好记录。试验过程中发动机的主要记录参数有燃气发生器转速(用于确定发动机工作状态)、压气机出口压力(用于计算结冰引起的压力损失以及监测发动机喘振),燃气涡轮出口温度(用于监测发动机是否超温)以及振动参数(用于监测发动机是否振动异常)。

如文中第 1 节所述,适航规章要求发动机在结冰条件下的暂时功率损失不超过型号合格证申请人规定的限制。直升机进气道结冰对发动机的影响情况主要用进气道总压损失系数和发动机性能来衡量^[27]。取证型号发动机使用进气压降表征暂时功率损失,所允许的进气压降最大值为 12% 。进气压降指环境大气总压与压气机进口总压之间的差值,定义如下:

$$\Delta p = (p_0 - p_{2,\text{ice}})/p_0 = 1 - p_{2,\text{ice}}/p_0 \quad (1)$$

其中 p_0 为环境大气总压, $p_{2,\text{ice}}$ 为结冰后的压气机进口总压。由于试验过程中结冰的影响,不方便直接测量压气机进口截面的总压,引入结冰试验前与试验后的压气机出口总压 p_3 与 $p_{3,\text{ice}}$

$$p_3 = p_2 \pi \quad (2)$$

$$p_{3,\text{ice}} = p_{2,\text{ice}} \pi \quad (3)$$

其中 π 为压气机压比。由于结冰主要发生在压气机之前,所以结冰前后,压气机进口总压与出口总压的关系保持不变,两者比值为压气机的压比 π 。

结冰前后的 p_3 变化值为

$$\Delta p_3 = (p_3 - p_{3,\text{ice}})/p_3 = (p_2 - p_{2,\text{ice}})/p_2 = 1 - p_{2,\text{ice}}/p_2 \quad (4)$$

由于结冰前直升机进气道的进气损失很小,即 p_2 约等于 p_0 ,由此可得公式(1)中的进气压降 Δp 可用式(4)中的结冰前后的 p_3 压降变化值来表示。该型号发动机装有 p_3 压力传感器,可获取实时 p_3 压力变化值。

此外,多个试验点要求发动机在间断最大结冰 IMI 与连续最大结冰 CMI 的交替条件下进行结冰试验,直至发动机稳定状态(stable),即发动机的进气压降达到稳定。两种结冰条件下进气压降达到稳定状态的判据如下:

$$[\Delta p_{\text{imi}}(n) - \Delta p_{\text{imi}}(n-1)]/\Delta t < A \quad (5)$$

$$[\Delta p_{\text{cmi}}(n) - \Delta p_{\text{cmi}}(n-1)]/\Delta t < A \quad (6)$$

其中 $\Delta p_{\text{imi}}(n)$ 是第 n 个 IMI 循环结束前 10 s 内压力损失的平均值, $\Delta p_{\text{cmi}}(n)$ 是第 n 个 CMI 循环结束前 10 s 内压力损失的平均值。 Δt 是 1 个 MCI+ICI 循环的时间, A 为达到稳定状态的判定值。由式(4)可得 $\Delta p_{\text{imi}}(n)$ 与 $\Delta p_{\text{cmi}}(n)$ 的表达式。

3 结果与分析

3.1 结冰关键点分析结果

采用 FENSAP-ICE 软件逐一对图 2 中所列 CPA 计算点开展仿真计算,结冰仿真时间统一选定为 30 min。这是由于该型号发动机所装配的直升机不具备防冰系统,若直升机无防冰系统,应至少保证在结冰条件下可以安全运行 30 min^[28]。

图 3 为利用 FENSAP-ICE 开展仿真计算时,所采用的计算模型以及多个 CPA 计算点的典型计算结果。该型号涡轴发动机为径向进气,并带有较长的直升机进气道,由于是进行各结冰计算点之间的相对比较,因此在建立计算模型时只选取了直升机进气道和发动机进气道进行分析。如图 3 所示,计算模型模拟了自直升机进气道入口至涡轴发动机进口导流叶片出口的部分。

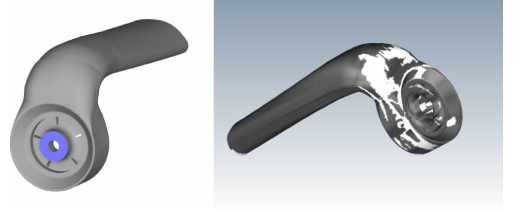


图 3 FENSAP-ICE 结冰计算

Fig. 3 FENSAP-ICE icing calculation

设定的入口边界条件为流量入口,出口边界条件为压力出口。计算时,需对出口压力进行不断调整以使入口的总压与环境大气压力相一致。

由于几何模型复杂,进行流场和结冰计算时采用了非结构化网格,为保证计算精度,在流动参数变化比较剧烈的区域以及水滴收集系数比较大的区域进行了网格局部加密,并在近壁面附近采用了附面层网格。

从图 3 中可以看出,直升机进气道末端与发动机进口连接处出现较多的结冰。这是由于该型号发动机为径向进气设计,气流在此区域内的方向发生 90° 偏转,因此容易在此处产生较多的液态水滴积聚,进而会产生较多的结冰。

基于 FENSAP-ICE 运算结果绘制了图 4 与图 5。从图 2 中选取零海拔高度所对应的 1-1,2-1,3-1,4-1 与 5-1 五个计算点,其最大结冰量的计算结果如图 4 所示。五个计算点的计算时间统一选取为 5 min,所对应的发动机工况均为起飞功率。由于大气温度不同,五个点的液态水含量依次选取为 0.63、0.55、0.46、0.22 g/m³ 与 0.15 g/m³。从图 4 可以看出,随着大气温度增加并逐步接近 0℃,结冰量会显著增加。

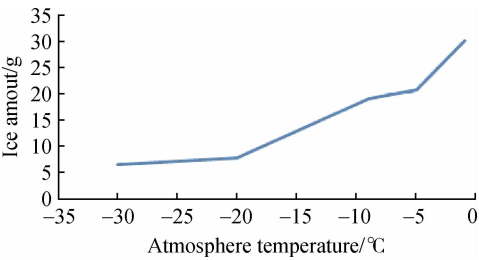


图 4 结冰量与大气温度关系

Fig. 4 Ice amount versus atmosphere temperature

图 2 所示的计算点中,每个大气温度均选取了三个海拔高度来进行分析。考虑到图 4 中的趋势,选取最接近 0℃的-5℃来进行分析。从图 2 中选取-5℃对应的 2-3,6-3-1 与 10-3-1 三个计算点,其最大结冰量的计算结果如图 5 所示。-5℃所对应的其他状态点的计算结果与图 5 所示的趋势相同。2-3,6-3-1 与 10-3-1 三个点对应的飞行速度均为 150 km/h,液态水含量均为 0.7 g/m³,计算时间均为穿越一个典型层云的时间 12.8 min。从图 5 可以看出,随着海拔高度升高,结冰量会下降。

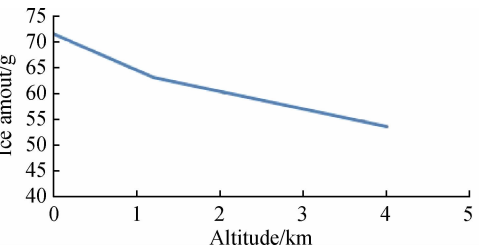


图 5 结冰量与海拔高度关系

Fig. 5 Ice amount versus altitude

综合比较图 4 与图 5 可以看出,温度接近 0℃、海拔高度较低的区域是结冰量显著的区域。该区域的结冰形式主要为明冰,结冰量大、且结冰形状不规则、容易脱落。出现大量形状不规则的明冰,会对发动机的气动性能有较大影响,也容易发生冰脱落导致发动机结构损伤。基于此,上述

区域属于比较关键的结冰区域,需要重点关注。在此区域内制定的结冰关键点如表 4 所示。

在确定此区域内的结冰关键点时,考虑了该型号发动机所配装直升机的典型飞行状态,以此选取了合适的飞行速度与飞行高度。由于此区域较为关键,在-1.0℃至-4.0℃的温度区间内,采取以 0.5℃为步长,逐点扫描的方法,制定了 7 个结冰试验点,通过逐点扫描识别出刚出现结冰的温度点与结冰量最大的温度点。

表 4 结冰关键点区域 1
Table 4 Icing critical point zone 1

$t/^{\circ}\text{C}$	高度/m	速度/(km/h)	$D/\mu\text{m}$	时间/min
-1.0	1200	280	20	17.1
-1.5	1200	280	20	17.1
-2.0	1200	280	20	17.1
-2.5	1200	280	20	17.1
-3.0	1200	280	20	17.1
-3.5	1200	280	20	17.1
-4.0	1200	280	20	17.1

表 4 中所列的 7 个试验点的试验时间均为 17.1 min,根据表 3 所列的穿越标准结冰云层时间,如图 6 所示,17.1 min 含了 2 个典型的连续最大结冰条件(CMI)与 3 个典型的间断最大结冰条件(IMI),以模拟直升机连续穿过层云与积云交替出现的结冰条件。7 个试验点选取的 CMI 与 IMI 液态水含量分别为 0.8 g/m³ 与 2.5 g/m³。在自然结冰环境中,层云和积云有可能会交替出现。采用层云和积云交替出现的结冰条件进行试验,比积云条件或层云条件下的试验更接近运行实际,可对发动机进行更为充分的考核。

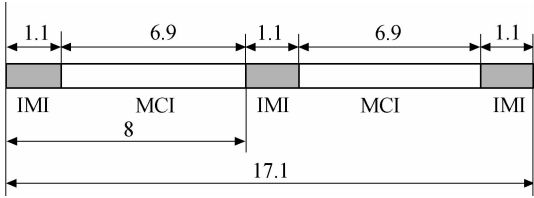


图 6 结冰关键点区域 1 的试验时间(单位:min)

Fig. 6 Test time for icing critical point zone 1
(unit:min)

为了进一步确保结冰关键点区域 1 内的安全运行,在表 4 中所列的 7 个点中,选择刚出现结冰的温度点以及结冰量最大的温度点,并在这 2 个

温度点下开展进一步试验,将试验时间延长至发动机达到稳定状态(stable),即发动机功率损失不再增加。此时发动机及所装配的进气道内部,已经形成了稳定的积冰与脱冰循环。将试验时间延长至稳定状态,体现了本文第 2.1 节中结冰和脱冰对发动机稳定运行影响的考虑。

将图 2 中所列的所有 CPA 计算点的结果与表 1 与表 2 中所列的适航规章要求的试验点进行比较,选取出比适航规章要求的试验点更为严酷的,作为 CPA 分析得出的结冰试验点,如表 5 所示。表 5 中最后一列为各点在 CMI 与 IMI 交替状态下的液态水含量 W 数值。由于表中点 1 至点 3 仅包含 CMI 条件,因此 IMI 结冰条件的液态水含量为零。表 5 中结冰点 1 与点 3 的发动机功率为地面慢车状态,这与表 2 中所列的适航规章要求开展的地面试验点相吻合,试验时间确定为 30 min,与适航规章 33.68 条(b)款所要求的地面慢车运行时间保持一致。不过,点 1 与点 3 的液态水含量为 0.6 g/m^3 ,比 33.68 条(b)款要求更为严酷。除 1 与 3 两个点之外,表 5 中其他结冰关键点在开展冰风洞试验时,试验时间都延长至发动机达到稳定状态(stable)。

表 5 结冰关键点区域 2
Table 5 Icing critical point zone 2

序号	$t/^{\circ}\text{C}$	高度/m	速度/(km/h)	$D/\mu\text{m}$	$W/(\text{g/m}^3)$
1	-1	0	0	20	0.6/0
2	-5	0	0	20	0.6/0
3	-9	0	0	20	0.6/0
4	-5	1200	150	20	0.7/2.4
5	-5	1200	280	20	0.7/2.4
6	-5	1200	150	20	0.7/2.4
7	-10	1200	280	20	0.6/2.2

表 5 中结冰关键点 2 的发动机功率为起飞状态,此种条件对应直升机的无地效悬停状态。结冰关键点 2 与文中第 2.2 节中考虑了直升机悬停或在一个较小区域内持续运行的情形相吻合。结冰关键点 4 与 5 的发动机功率为最大连续状态,分别对应低空条件下直升机的两个典型飞行状态。结冰关键点 6 的发动机功率处于起飞状态,与点 4 之间的对比可以反映发动机功率状态的对比结冰的影响。点 4 至点 6 选取的 CMI 与 IMI 液态水含量分别为 0.7 g/m^3 与 2.4 g/m^3 。结冰关

键点 7 的发动机功率处于最大连续状态,与点 5 之间的对比,可以反映飞行速度对结冰的影响。由于点 7 比点 5 的温度更低,其所对应的 CMI 与 IMI 液态水含量也更低。

3.2 试验点选取结果

按照本文第 2.2 节结冰取证试验点选定方法,最终取证试验的试验点包含:表 1、表 2 中适航要求的试验点;表 5 中所罗列的 CPA 分析得出的试验点;表 4 中选择出的刚出现结冰的温度点和结冰量最大的温度点。

3.3 冰风洞试验结果

试验在法国 DGA 试验中心 S1 冰风洞进行,该冰风洞气流速度可达 85 m/s ,具备模拟发动机进气条件的能力。试验开始前,在每个结冰试验点下,对冰风洞内结冰云雾条件进行了校准。

在冰风洞内使用格栅设备对液态水含量的均匀性进行校准^[24-25]。某试验点的校准结果如图 7 所示。图 7 显示的是试验段液态水含量 W 的空间分布,YZ 平面为试验段截面,试验段液态水含量的空间均匀性为 87%,满足了本文 2.3 节中提及的 $\pm 20\%$ 的符合性验证方法^[26]。

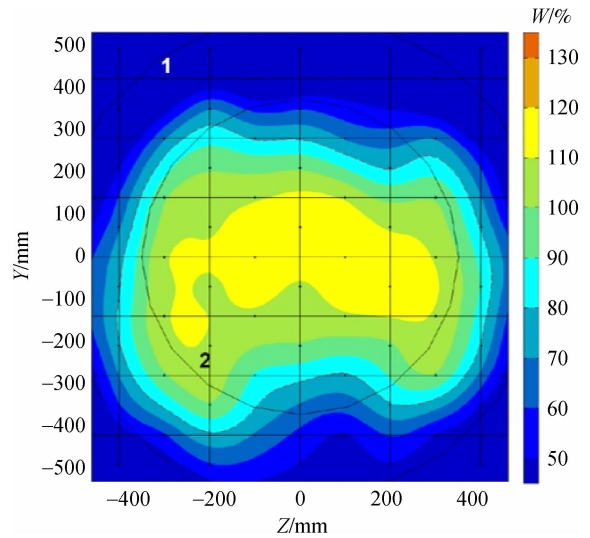


图 7 液态水含量均匀性校准

Fig. 7 Liquid water content uniformity calibration

冰风洞校准完成后,可正式开展结冰取证试验。试验发动机装配直升机进气道在冰风洞内完成了结冰试验。如图 8 所示,直升机进口防护网上出现了结冰现象。

通过计算式(5)与式(6),持续监测是否达到了压降稳定的标准。达到以上压降稳定标准,意味着出现了结冰冰层出现了周期性脱落,发动机

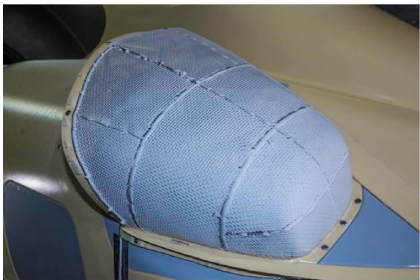


图 8 冰风洞试验
Fig. 8 Icing tunnel test

的进气损失与功率损失保持不变。

结冰试验过程中,按照表 4 中所列的温度点逐个进行试验,选择出了刚出现结冰的温度点和结冰量最大的温度点。两个温度点均为 $-2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,选择此温度点,在 IMI 与 CMI 交替的结冰条件进行试验,进气压降变化情况如图 9 所示。图 9 纵轴为进气压降(intake pressure drop),横轴为试验进行的时间。

从图 9 可以看出,在此结冰条件下,发动机进气压降始终未达到稳定状态,进气压降数值一直在增加,直至超过了所允许的最大值 12%。此温度点($-2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$)代表了所有结冰试验点中最严酷的情况,位于 CPA 分析得出的表 4 所示温度区间内。

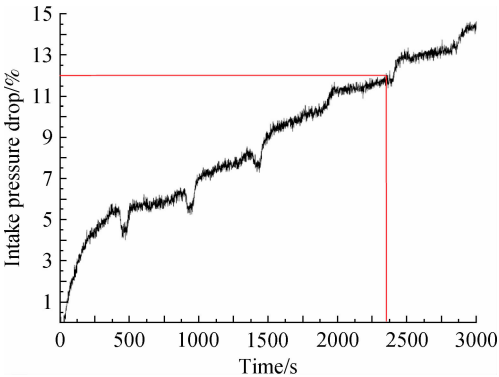


图 9 最严酷结冰试验点的进气压降
Fig. 9 Most severe icing test point intake pressure drop

3.4 结冰关键点分析方法的验证

采用仿真软件进行结冰计算时,所采用的直升机进气道模型不包含进口防护网。试验结束后,对所有取证试验点进气压降的计算值与试验值进行升序排列,对比结果如图 10 所示。

从图 10 中可以看出,对于进气压降小于 5% 的试验点,计算值与试验值拟合较好。对于进气压降较大的试验点,计算值与试验值虽然存在一

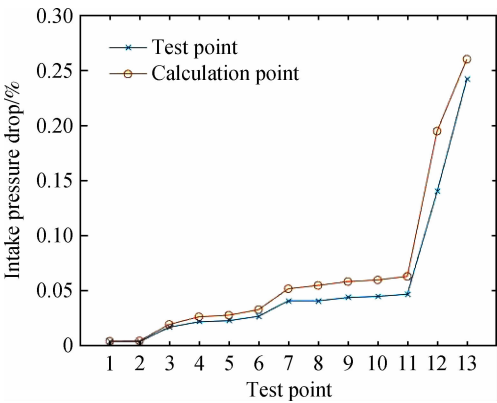


图 10 进气压降计算值与试验值对比
Fig. 10 Comparison of calculated intake pressure drop with experimental value

定的数值偏差,但整体趋势保持一致。结冰关键点分析的目的在于大量计算点中识别出最严酷的结冰条件,因此重点在于各计算点之间的相对比较。图 10 结果显示,通过结冰关键点分析的方法对各试验点进行结冰严酷程度排序,计算与试验所得的各点排序保持一致,进一步验证了所采取分析方法的有效性。

4 结 论

围绕 CCAR-33 部 R2 版中第 33.68 条款适航要求,针对涡轴发动机提出了一种试验方法,通过结冰关键点分析与冰风洞试验结果的比对,可以得出以下结论:

1) 结冰试验过程中需重点关注发动机的暂时功率损失,较为严酷的结冰条件会导致较大的暂时功率损失。

2) 开展 CPA 分析是识别危险结冰条件的有效方法。该型号发动机通过开展 CPA 分析,识别出多个结冰关键点,以及温度靠近 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、海拔高度较低的结冰严酷区域。

3) 涡轴发动机应当重点关注低海拔高度、温度区间为 $-4\sim-1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的区域。开展结冰试验时应在此区域内布置较为密集的试验点,以找出刚刚出现结冰的温度点与结冰量最大的温度点。两个温度点比较接近,结冰量最大的温度点是涡轴发动机最严酷的结冰试验点。

参考文献:

[1] Federal Aviation Administration. Capital airlines flight 20, vickers-armstrongs viscount, N7462 [EB/OL]. [2019-09-08]. https://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=3&CategoryID=3&LLID=74

- [2] Federal Aviation Administration. Air florida flight 90, boeing model 737-200, N62AF [EB/OL]. [2019-09-08]. https://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=3&CategoryID=3&LLID=2.
- [3] WINTERSHOVEN D. Final report on the accident to the Eurocopter AS355F1 registered OO-HSB in Zuienkerke on 23-NOV-2008[R]. Brussels: Air accident investigation unit, AAU-2008-19-Zuierenkerke-HSB, 2009.
- [4] BAPTIST P H, BHARATH K N. Nacelle inlet lip anti-icing with engine oil; US 7,131,612 B2[P/OL]. 2006-11-07 [2019-09-08]. <https://patentimages.storage.googleapis.com/ce/e5/ea/b053df1beb51b6/US7131612.pdf>.
- [5] 中华人民共和国交通运输部. 民用航空产品和零部件合格审定规定: CCAR-21R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017: 25-26.
- [6] 中华人民共和国交通运输部. 运输类飞机适航标准: CCAR-25R5[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016: 130-189.
- [7] 中华人民共和国交通运输部. 运输类旋翼航空器适航规定: CCAR-29R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017: 199-288.
- [8] 中国民用航空局. 航空发动机适航规: CCAR-33R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2012: 33-34.
- [9] PELLISSIER M P C, HABASHI W G. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 256-276.
- [10] 杨倩, 董威, 郭之强, 等. 涡扇发动机短舱结冰试验相似方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(9): 1988-2000. YANG Qian, DONG Wei, GUO Zhiqiang, et al. Scaling method of turbofan engine nacelle under icing test[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 1988-2000. (in Chinese)
- [11] CAO Yihua, LI Guozhi. Helicopter flight characteristics in icing conditions [J]. The Aeronautical Journal, 2012, 116(1183): 963-979.
- [12] DONG W, ZHU J, ZHENG M, et al. Thermal analysis and testing of nonrotating cone with hot-air anti-icing system [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(3): 896-903.
- [13] DONG W, ZHU J, ZHENG M, et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(5): 1330-1337.
- [14] LIAN Wenlei, XUAN Yimin. Experimental investigation on a novel aero-engine nose cone anti-icing system[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 121: 1011-1021.
- [15] 王健, 胡娅萍, 吉洪湖, 等. 旋转整流罩积冰生长与脱落过程的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1352-1357. WANG Jian, HU Yaping, JI Honghu, et al. Experiment of ice accretion and shedding on rotating spinner[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1352-1357. (in Chinese)
- [16] 杨军, 张靖周, 郭文, 等. 航空发动机进口支板结冰和防冰试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 277-283. YANG Jun, ZHANG Jingzhou, GUO Wen, et al. Experiment of anti-icing and icing on inlet strut of aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 277-283. (in Chinese)
- [17] Federal Aviation Administration. Turbojet, turboprop, turboshaft, and turbofan engine induction system icing and ice ingestion: AC20-147A[S]. Washington DC: Federal aviation administration, 2014: 4-24.
- [18] YANG Bin, ZHOU Yanpei. Icing certification of civil aircraft engines[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 603-615.
- [19] COBER S G, ISAAC G A, STRAPP J W. Characterizations of aircraft icing environments that include supercooled large drops[J]. Journal of Applied Meteorology, 2001, 40: 1991-1992.
- [20] Federal Aviation Administration. Aircraft icing handbook volume 1 of 3[R]. Federal Aviation Agency, DOT/FAA/CT-88/8-1, 1991.
- [21] BOWDEN D T, GENSEMER A E, SKEEN C A. Engineering summary of airframe icing technical data[R]. Washington DC: Federal Aviation Agency, ADS-4, 1964.
- [22] Federal Aviation Administration. Turbojet, turboprop, and turbofan engine induction system icing and ice ingestion: AC20-147[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2004: 10-11.
- [23] Federal Aviation Administration. 33. 68Amdt33-34 Induction system icing[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2015: 1-2.
- [24] BARTLETT C S. Icing simulation in the aeropropulsion systems test facility propulsion development test cell c-2 [R]. Arnold Engineering Development Center, AEDC-TR-91-12, 1995.
- [25] 熊荆江, 袁先圣, 刘祥平, 等. 某涡轴发动机环境结冰试验设备调试[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(32): 258-259. XIONG Jingjiang, YUAN Xiansheng, LIU Xiangping, et al. Commissioning of environment icing simulation test facility for a turboshaft engine[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(32): 258-259. (in Chinese)
- [26] Society of Automotive Engineers. Calibration and acceptance of icing wind tunnels: SAE ARP 5905[S]. Warrendale, US: Society of Automotive Engineers, 2009: 16-17.
- [27] 林森什, 胡路平, 叶宇琛. 直升机发动机进气系统结冰试验及试验结果分析[J]. 直升机技术, 2019, 200(2): 57-58. LIN Senshi, HU Luping, YE Yuchen. The icing test and analysis of the helicopter's engine air intake system[J]. Helicopter Technique, 2019, 200(2): 57-58. (in Chinese)
- [28] Federal Aviation Administration. Certification of normal category rotorcraft: AC29-2C[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2018: 174-175.

(编辑: 张 雪)