

# 飞机发动机结冰研究进展

邢玉明, 刘海丽, 徐柳青

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要** 针对飞机发动机防/除冰技术的进展, 分析了美国 AEDC 和意大利 CIRA 冰风洞的发动机结冰试验概况, 综述了我国冰风洞建设及结冰试验的现状; 对冰风洞试验的重要参数液态水含量(LWC)和液滴粒径(MVD)的测量研究进行了探讨; 从流场计算、水滴撞击特性计算、模型表面能量平衡计算、冰形计算4个方面总结了结冰模拟方法的进展, 并比较了不同方法的优缺点。最后针对当前的研究现状, 提出了发动机结冰研究进一步的发展趋势。

**关键词** 发动机; 冰风洞; 测量技术; 数值计算

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.06.002

**中图分类号** V228.7<sup>+</sup>1 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)06-0008-05

飞机在有过冷水滴、冰晶及雪花的大气层中飞行时, 发动机的零部件、特别是进气部件前缘很可能发生结冰现象。结冰对发动机的正常工作是极其有害的, 发动机进气系统结冰会改变气流通道的形状, 减少发动机进气面积, 甚至使气流分离, 引起压气机不稳定工作, 在发动机和飞机振动的作用下, 结冰层可能会脱落进入压气机而损伤发动机零部件, 造成机械事故; 压气机转子叶片结冰会改变叶形而使叶片偏离设计状态工作, 导致气流分离而使压气机失速, 甚至会使发动机熄火, 引起飞行事故<sup>[1]</sup>。因此, 对飞机发动机防/除冰技术的研究是相当必要的, 结冰机理和飞机的防/除冰系统一直是国内外飞机系统设计的重要研究课题。

## 1 冰风洞试验

对飞机发动机结冰机理和防(除)冰技术的研究包括数学仿真和飞机结冰及防冰系统试验研究。在飞机/发动机定型之前, 必须进行防冰系统的结冰试验。地基试验成为研究飞机在结冰条件下飞行性能的主要手段, 其中, 最普遍应用的地基试验设备就是地面冰风洞。纵观世界各国, 凡有能力独立研发飞行器的国家, 大多数拥有研究、评估飞行器结冰和防/除冰系统的试验研究平台——冰风洞。

美国、加拿大、法国、英国、意大利等国家都拥有技术设备比较成熟的冰风洞, 并具有各自不同的特色, 但能够进行高空状态下的发动机整机结冰试验的冰风洞只有少数几座, 如美国阿诺德工程发展中心 AEDC (Arnold Engineering Development Center) 冰风洞和意大利航空航天研究中心 CIRA (Italian Aerospace Research Centre) 冰风洞。

AEDC 拥有世界上最先进的发动机整机结冰试验设备。该型试验设备有直连式和自由射流式2种布局, 直连式应用于发动机试验, 自由射流式一般用于进气道试验、进气道与发动机联合试验及外空气动力试验。AEDC 有 J-1、J-2 和 C-2 共计3个试验舱。美国的 C. Scott Bartlett 和 William J. Phares 曾在 AEDC 的 J-2 试验舱内进行了全尺寸双进气道飞机的发动机舱结冰试验<sup>[2]</sup>, 主要目的是评估结冰保护系统的效率。

CIRA 冰风洞于2002年建成, 是一座拥有3个可更换试验段、1个开口试验段的回流式风洞<sup>[3]</sup>, 目前尚

\* 收稿日期: 2011-03-18

基金项目: 航空科学基金资助项目(20091051014)

作者简介: 邢玉明(1966-), 男, 山西榆次人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞机结冰/防冰技术、高效传热传质技术研究. E-mail: xym505@126.com

在调试中。风洞主试验段宽 2.25 m,高 2.35 m,最大马赫数 0.4,最低温度  $-32\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;结冰模拟高度 7 000 m, MVD 为 5 - 300  $\mu\text{m}$ 。风洞具有发动机进气道模拟系统,流量范围 1.5 - 55  $\text{kg/s}$ 。该冰风洞试验模拟速度范围宽,雷诺数范围大,除能满足结冰试验研究外,也能进行常规气动试验,这些特点大大增强了其综合试验能力。

我国近年来也建成了一些模拟冰风洞装置与小型冰风洞。武汉仪表厂已建成了一座闭口回流式亚音速仪表冰风洞,主要供航空气动仪表的除冰、防冰之用,其试验段气流速度达到 205  $\text{m/s}$ ,该风洞试验段口径为  $180 \times 280$  (mm,宽  $\times$  高),试验段温度最低可达  $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,液态水含量为 0.2 - 3  $\text{g/m}^3$ ;我国已经成功突破了冰风洞的几项关键性技术难题,但该风洞的标定、校准、测试工作离标准冰风洞还有很大差距<sup>[4]</sup>。

建造大型冰风洞对换热系统和喷雾系统要求高,大多数冰风洞的不足是由于试验段尺寸的限制,不能进行整机试验,另外一个局限是不能模拟高空状态。只有少数几座冰风洞能够进行高空状态下的发动机整机结冰试验,如 AEDC 冰风洞和 CIRA 冰风洞。多数高空台仅能通过调整试验舱内的压力和温度来模拟飞行状态下发动机周围的环境,不能模拟飞机穿过包含过冷水滴的云层时的情况。我国目前正在进行的研究就是将高空台与冰风洞相结合,设计可拆除式喷雾系统,高空台进行结冰试验时,安装喷雾系统,就能够模拟云层中进入发动机进气道的过冷水滴;进行常规高空台试验时,将喷雾系统拆除,不会影响高空台原有的试验能力。这种设计能够更加真实地模拟飞行过程中发动机所处的条件,为验证和改进发动机的性能提供更加准确可靠的试验研究数据。国外已有这样的先例,如美国 NASA 的 AWT (Altitude Wind Tunnel) 冰风洞就是在高空台的基础上改造而来,国内在此项研究过程中可以借鉴其成功的经验和方法。

## 2 冰风洞测试技术

在进行结冰试验时,液态水含量 (Liquid Water Content, LWC) 和液滴粒径 (Medium Volume Diameter, MVD) 是衡量结冰条件的主要参数,也是冰风洞测量技术中的重点和难点。

### 2.1 LWC 的测量

常用的 LWC 的测量方法有热线测量法、超声波测量法、冰生长测量法。热线测量法技术成熟,应用最广<sup>[5]</sup>。热线测量法以及超声波测量法都是仪器测量,属于直接测量法,特点是直接、快速,但是需要专门的测量系统,成本较高,并且需要专业的标定,其测量精度也有待提高,国外应用较多。冰生长测量法常用的测量设备有冰刀或旋转圆柱装置。冰刀的测量方法比较简单,将冰刀迎风面置于试验段来流中,经过一定的时间根据冰刀上冰厚度可以计算液态水含量。旋转多圆柱测量方法的思路是首先测量结冰量,然后根据结冰量计算的原理反向推算出水滴参数,利用试探法进行回归分析实现超静定方程组的最佳逼近求解。从而达到测量目的<sup>[6]</sup>。冰生长测量法在进行计算时,认为水滴在冰刀上的总收集系数为 1,而实际的水滴收集系数总是小于 1,因此用这种方法计算出来的结果会有误差。近年来一些研究者提出了一种数值计算和冰风洞试验相结合测量 LWC 的方法<sup>[7]</sup>,该方法首先采用拉格朗日法计算水滴运动轨迹,得到总收集系数;然后计算不同 LWC 所对应的结冰质量,建立 LWC 与结冰质量的关系曲线;在此基础上,进行冰风洞试验,得到结冰质量,通过在之前建立的关系曲线上进行插值,可以得到试验液态水含量的大小。用这种方法测量 LWC,操作方便,成本低廉,而且测量结果的精度较高,克服了常规 LWC 测量方法的不足。

### 2.2 MVD 的测量

在国外发达国家的冰风洞中,用于测量 MVD 的粒子测量系统包括相位多普勒粒子分析仪 (Phase Doppler Particle Analyzer, PDPA)、前向散射分光测量仪 (Forward Scattering Spectrometer Probe, FSSP)、光学阵列探针 (Optical Array Probe, OAP)、机载粒子分析仪 (Airborne Droplet Analyzer, ADA) 和光纤光学测量系统 (Fiber optic system, FOS) 等测量方法。其中 FSSP 和 OAP 的应用比较早,但其测量范围有一定的局限且物理尺寸较大。各国目前主要使用 PDPA 来进行液滴 MVD 的测量。

相位多普勒技术是利用随流体而运动的粒子同时测量流体速度和粒子粒径,用信号频率来测量流体速度,用信号的相位来测量粒径。在意大利 CIRA 冰风洞中,将 PDPA 作为 MVD 的参考系统;在美国刘易斯研究中心的 IRT (Icing Research Tunnel) 中进行结冰试验时也用 PDPA 来测量液滴粒径。FOS 是近年才研究出的比较先进的测量方法,实际应用到冰风洞试验中的还不多,光纤测量方法的测量装置体积小、结构紧凑、防水性好,测量结果准确,而且它非常适合安装于飞行器上或者用于复杂条件下大尺寸的风洞中,相比于 PD-

PA方法更有优势,因此光纤光学测量方法及测量装置的研究是近年的研究热点。

### 3 数值计算

数值模拟方法逐渐成为发动机结冰研究与防冰系统前期设计的主要手段。欧美一些国家已经拥有比较完善的防冰设计软件。如美国的 LEWICE、英国的 DRA、法国的 ONERA、意大利的 CIR - AMIL、加拿大的 FENSAP - ICE。我国此方面研究还处于发展阶段<sup>[8]</sup>。

结冰数值计算主要包括4个基本部分:流场计算,水滴撞击特性计算,模型表面能量平衡计算,冰形计算。

#### 3.1 流场计算

在大多数结冰数值模拟中,都采用求解流体粘性流动的 Navier - Stokes 方程或者无粘流 Euler 方程来得到结冰模型周围的流场,可根据计算的具体情况进行选择。ONERA 与 LEWICE 均使用 Euler 法来求解模型周围的流场,并通过边界层方法来获得模型表面的对流换热系数。Euler 方程由于流体的摩擦和热传导,求解要相对简单一些,但精度要劣于 Navier - Stokes 方程。当结冰致使模型的几何外形不规则时,在结冰表面会产生多个滞点,此时采用 Euler 方程就很难选定上下表面边界层计算的开始点。此外,在 Euler 方程中,温度参数需要单独获得。Navier - Stokes 方程对于流场的模拟的结果更真实,虽然求解麻烦,但在确定模型周围流场最全面、最准确。

国外在结冰数值模拟中,通常也使用已有的流场计算软件进行辅助计算。如 Chirag Bhargava 等人就利用了 WIND 3.0 软件进行流场计算<sup>[9]</sup>。WIND 3.0 具有多种运算法则和物理模型,对于稳态情况,流场方程采用二阶精度有限差分法进行求解。湍流模型采用 Shear Stress Transport(SST)  $k - \Omega$  模型,该模型能够很好地预测边界层处的流场情况。Patrick Hancir 和 Eric Loth 使用 NPARC 来计算流场,将流场视作稳态可压流体并利用当地时间步长和显式推进算法来求解方程,选择  $k - \varepsilon$  湍流模型<sup>[10]</sup>。Bidwell 和 Mohler 将 NPARC 与 LEWICE 联合使用,从而获得球体、MS(1) - 317 翼型、NACA 0012 翼型、轴对称进气道、以及波音 737 - 200 进气道的液滴收集系数和结冰计算结果<sup>[11]</sup>。K. M. Al - Khalil 等人使用 VSAERO 软件进行发动机进气道的流场计算,通过 ICE 软件计算液滴的轨迹,应用 ANTICE 软件计算模型表面的能量平衡。VSAERO 使用面元法(panel method),对于形状不复杂的发动机进气道可得出较好的计算结果<sup>[12]</sup>。此外,该软件也可应用于诸如机翼的其他飞行器部件。

#### 3.2 水滴撞击特性计算

在计算模型周围的流场之后,需要计算液滴在模型表面上的撞击特性和收集系数。主要有2种方法:拉格朗日(Lagrangian)法和欧拉(Eulerian)法。

Lagrangian 方法的思想是跟踪液滴粒子在连续气相流场中的运动轨迹。对于外形简单的二维模型来说,Lagrangian 轨迹方法具有较高的效率,国外的 M. Snellen 等人采用 Lagrangian 法计算了水滴收集系数的过程,并将计算结果与其他结冰软件以及试验结果进行比较,具有良好的一致性<sup>[13]</sup>。但此方法需要对每个水滴分别进行跟踪,因此具有计算时间长、边界情况处理复杂、很难准确地确定撞击极限等缺点。但国外多数结冰计算软件大都采用 Lagrangian 方法。

在 Eulerian 方法中,将水滴视作连续相,得出液滴的连续方程和动量方程,通过与求解气相方程相同的方法来求解液相方程。Wirogo 和 Sriambhatla 提出了在 Eulerian 方法中获得液滴收集系数的方法,并通过 FLUENT 6.0 CFD 软件进行计算,将计算所得的收集系数与试验值进行比较,结果吻合较好<sup>[14]</sup>。相比于 Lagrangian 方法,Eulerian 方法采用欧拉坐标系下的空气 - 过冷水滴两相流控制方程,能够避免指定液滴的初始释放位置和对液滴轨迹进行跟踪,这样可以使计算中空气和水滴的流场采用同一网格。通过 Eulerian 法求解水滴在模型表面上的收集系数具有很高的精度,并能够轻易适应复杂的几何外形。然而,当需要研究特定几个液滴的运动特性时,Eulerian 方法就会受到限制。

#### 3.3 模型表面能量平衡计算

现在绝大多数冰生长软件都采用经典的热质平衡方法,该方法源于 Messinger 所提出的热力学模型。Messinger 模型最初是一维、能量平衡方程,用来分析绝热结冰表面的平衡温度<sup>[15]</sup>。热量项考虑了对流换热、蒸发、液体回流、冻结潜热、冰进一步冷却的显热以及液滴的动能。每一个控制体的热质平衡情况决定了该

控制体的冰生长。诸如 LEWICE3D 的许多结冰软件均采用 Messinger 模型。在大多数结冰条件下, Messinger 模型都能够准确地预测模型表面的冰生长情况,但也有一些限制,由于将温度设置为平衡值,因此不能够捕捉冰生长的瞬时表现,但 Messinger 模型仍是近几年冰生长预测中最常用的方法。

### 3.4 冰形计算

在大多数二维计算中,冰形由每个控制体上增加的冰厚来确定,其取决于所冻结的冰在结冰期间的积累。与二维情况相似,三维软件分割控制体表面,并将所得表面视作二维问题进行冰形的计算。冰形的产生改变了结冰模型的气动外形,现有的多数结冰软件都假设结冰模型几何外形的改变不影响周围流场,所以不针对结冰后的模型重新计算流场。在这种假设前提下计算出的结果是不精确的。LEWICE 采用时间步长方法来模拟冰生长过程,首先对光滑模型进行流场及水滴撞击特性的计算,在模型每一控制体上的冰生长率通过采用热力学模型来确定<sup>[8]</sup>。当指定了结冰时间时,由冰生长率可以得到结冰厚度,贴体坐标根据冰厚进行调整,重复该过程,每次都从结冰模型周围的流场计算开始,直至达到所期望的结冰时间。

目前,有些研究者结合了专业的流体计算软件 FLUENT 的动网格技术和用户自定义函数(UDF),用来模拟冰的生长过程<sup>[16]</sup>,动网格模型可以解决物体或边界移动引起的计算域流场随时间变化的非稳态问题,FLUENT 会根据边界的新位置在每个时间步长内自动地运用动网格模型来更新网格。试验件表面结冰形成的冰形是不规则的,每个网格节点的移动量和移动方向都是不一致的,因此联合 FLUENT 的动网格模型与网格重构来解决结冰过程中随着冰层厚度增加网格不断变化的问题是一种不错的方法,用这种方法也得到了很好的计算结果,但是动网格功能只对非结构网格有效,有一定局限。

## 4 发展趋势

目前,在数值计算方面,国内基本上仍然处于对发动机进气系统的静子部件、二维的结/防冰计算,而国外对于发动机旋转部件、三维结冰计算的研究已相当成熟<sup>[17]</sup>,因此应当加强这方面的研究。发动机结冰技术研究必须建立在反复、大量试验的基础之上,随着冰风洞的发展,其测量技术也在不断地更新,在以往多数结冰实验中,习惯用热电偶测量试件表面的温度,近期选用红外测量技术,不仅能更好地实时监测表面温度,还避免了破坏试验件气动外形,消除了对风洞中流场的干扰,降低了对实验件的改造要求。在冰风洞试验参数控制方面,尤其是对 LWC 和 MVD 的控制方法,一直是制约大型冰风洞建设和结冰试验发展的一个重要因素,我国应该积极研制物理尺寸小、测量精度高、测量范围大、对流场干扰小的测量装置,特别是利用光学或声学原理的测量手段。

### 参考文献:

- [1] 裘燮纲,韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京:北京航空专业教材审编组,1985:50-53.  
QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aeroplane anti-icing system[M]. Beijing: Aeronautic teaching material editing group,1985, 50-53. (in Chinese)
- [2] Scott Bartlett C. Icing test capabilities in the aeropropulsion system test facility at the Arnold engineering development center [R]. AIAA 94-2471.
- [3] Ludovico Vecchione, Pier Paolo De Matteis, Giuseppe Leone. An overview of the CIRA icing wind tunnel[R]. AIAA 2003-900.
- [4] 贾明,张大林. 冰风洞试验研究[J]. 江苏航空,2008(增):70-73.  
JIA Ming, ZHANG Dalin. Research on the icing wind tunnel test[J]. Jiangsu aviation,2008(S):70-73. (in Chinese)
- [5] Knezevici D, Kind R J, Oleskiw M M. Determination of median volume diameter (MVD) and liquid water content (LWC) by multiple rotating cylinders[R]. AIAA 2005-861.
- [6] 朱春玲,李宇钦,张泉. 基于旋转多圆柱的冰风洞水滴参数分析方法[J]. 航空动力学报,2007,22(2):180-186.  
ZHU Chunling, LI Yuqin, ZHANG Quan. Analysis method of droplets parameters based on rotating multicylinder in an icing wind tunnel[J]. Journal of aerospace power,2007,22(2):180-186. (in Chinese)
- [7] 易贤,桂业伟. 结冰风洞液态水含量测量方法研究[J]. 科技导报,2009,27(21):86-90.  
YI Xian, GUI Yewei. A method of liquid water content measurement in icing wind tunnel[J]. Journal of science and technology, 2009,27(21):86-90. (in Chinese)

- [8] Wright William B, Bidwell Colin S. Additional improvements to the NASA lewis ice accretion code LEWICE[R]. AIAA 95 - 0752.
- [9] Chirag Bhargava, Eric Loth, Mark Potapczuk. Aerodynamic simulations of the NASA Glenn icing research tunnel[R]. AIAA 2003 - 566.
- [10] Patrick Hancir, Eric Loth. Computations of droplet distributions in an icing research tunnel[R]. AIAA 99 - 0097.
- [11] Bidwell C S, Mohler. Collection efficiency and ice accretion calculations for a sphere, a swept MS(1) - 317 wind, a swept NASA0012 wing tip, an axisymmetric inlet and a boeing 737 - 200 inlet[R]. NASA TM - 106821, 1995.
- [12] Al - Khalil K M, Keith T G, De Witt K J. Icing calculations on a typical commercial jet engine inlet nacelle[J]. Journal of aircraft, 1997, 34(1):87 - 92.
- [13] Snellen M, Boelens O J, Hoeijmakers. A computational method for numerically simulating ice accretion[R]. AIAA 97 - 2206.
- [14] Suikno Wirogo, Shashidhar Sriramblatla. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA 2003 - 1073.
- [15] Anderson David N, Jen Ching Tsao. Evaluation and validation of the messenger freezing fraction [R]. AIAA 2003 - 1218.
- [16] 常士楠, 艾素霄. 一种飞机机翼表面结冰过程仿真方法[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(10):2538 - 2545.  
CHANG Shinan, AI Suxiao. Simulation approach of ice accretion on airfoil surface[J]. Journal of system simulation, 2008, 20(10):2538 - 2545.
- [17] Kaushik Das. Numerical simulations of icing in turbo machinery[D]. Cincinnati: Division of research and advanced studies of the university of Cincinnati, 2006.

(编辑:徐敏)

## Research Evolvment on Icing of Aircraft Engine

XING Yu - ming, LIU Hai - li, XU Liu - qing

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The test capability of AEDC and CIRA icing wind tunnel are analyzed. The present situation of building the icing wind tunnel and that of icing test in China are analyzed. The measurements of the important parameters of liquid water content (LWC) and the water droplets median volume diameter (MVD) are researched. In numerical simulation aspect, four parts of icing numerical calculation are summarized, the virtues and defects of different methods are compared. At last, the development trend of the research for icing on aircraft engine is put forward based on the current research actualities.

**Key words:** engine; icing wind - tunnel; measure technique; numerical calculation