

大型运输机结冰试验技术研究

Icing Test Techniques for Large Transporter

战培国 程娅红 / 中国空气动力研究与发展中心

摘要: 在简要介绍结冰研究手段、结冰试验设备类型的基础上, 探讨了结冰风洞试验相似准则和缩尺模型试验相似参数对结冰试验的影响问题, 研究了数值模拟技术在运输机结冰研究中的应用。

关键词: 结冰风洞; 数值模拟; 运输机

Keywords: icing tunnel; numerical simulation; transporter

0 引言

运输机在云层中飞行时, 一些部件表面会出现结冰情况, 导致飞行器性能下降、部件损坏甚至机毁人亡。人们对飞机结冰的研究始于20世纪20年代末。到20世纪40年代, 飞机结冰问题受到进一步关注并建造了结冰风洞进行试验研究。20世纪60~70年代, 飞机结冰研究已融入到飞机设计和认证中。20世纪80~90年代, 人们对结冰的认识不断深入, 结冰的试验、预测、计算方法都有了很大进展。尽管由于结冰条件的多样性、过程的复杂性, 人们对结冰的流动热交换机理还没有完全认识, 对结冰过程中的各种现象还在不断探索中。

1 主要技术手段

结冰研究主要采用地面结冰风洞试验、数值模拟计算并辅之以飞行试验进行。20世纪40年代, NASA格林(当时称为刘易斯)研究中心建造了IRT结冰风洞, 开展了现代结冰研究项目, 重点是测量结冰对翼型升力和阻力的影响, 或对整个飞机性能参数的影响。从美国联邦航空规范(FAR)所界定的结冰条件范围看, 某一结冰试验设备要覆盖

整个FAR规定的结冰条件是困难的(图1)。为满足不同试验对象的结冰试验研究要求, 发展了多种航空结冰试验设备, 主要有以下4类:

结冰风洞 主要有为结冰试验而建造的专用结冰风洞和具备结冰试验能力的常规风洞两种形式。

发动机结冰试验设备 有自由射流式和直接连接式两种形式。

低速结冰试验设备 分室内、室外两种形式。在试验物体前, 用风扇吹雾滴发生装置形成散布的小水滴。加拿大

渥太华的室外直升机结冰试验台就属此类设备。

飞行试验设备 由飞机或直升机携带人造喷雾系统在空中飞行, 被试验飞行器紧随其后进行飞行试验, 飞行试验也可以在高空真实云层中进行。

计算机和数值计算技术的发展, 使计算流体力学(CFD)成为飞机结冰研究的另一主要手段。利用数值模拟技术开展结冰翼型空气动力学研究, 发展了结冰数值计算方法, 数值计算能提供详细的结冰流场模拟、结冰空气动力数据

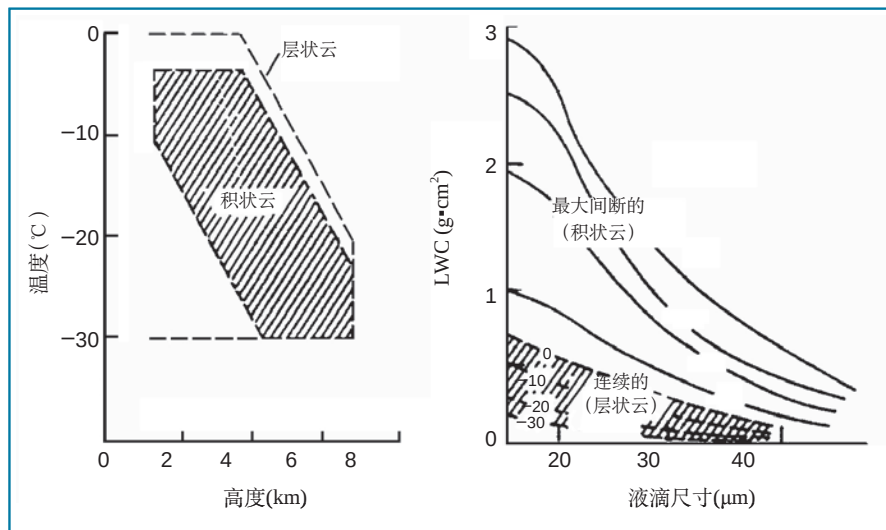


图1 美国联邦航空规范(FAR)的结冰条件

以及结冰飞机的性能变化模拟。

2 试验技术

2.1 有代表性的结冰风洞

世界上大大小小的结冰风洞大约有20余座,其中最有代表性的是美国NASA历史悠久的IRT风洞和意大利航空航天研究中心的现代结冰风洞。

1) 美国NASA格林研究中心IRT结冰研究风洞(图2)

IRT结冰研究风洞于1944年建成,是一座回流式固定试验段风洞。试验段长约6.1m、宽2.7m、高1.8m;气流温度 $-29\sim-4.4^{\circ}\text{C}$;最高风速约179m/s;平均水滴直径 $10\sim 270\mu\text{m}$,近年来,也开展了 $1000\mu\text{m}$ 的超大水滴模拟能力研究。该风洞建成后进行过多次更新改造:1986年更新驱动电机;1992年安装了洞壁西半部隔热层;1993~1994年,安装了洞壁东半部隔热层;安装了新的木制桨叶,提高了试验风速;1996年至1997年,安装了新喷雾杆子系统并升级了控制系统;1999年更换新的平板式热交换器,风洞洞体做了较大改造。

2) 意大利航空航天研究中心结冰风洞

该风洞(图3)建于20世纪末,



图2 NASA的IRT结冰风洞



图3 意大利航空航天研究中心结冰风洞

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。风洞主试验段宽2.35m,高2.25m,最大马赫数为0.4,最低温度 -32°C ;第2个试验段宽2.35m,高1.15m,最大马赫数为0.7,最低温度 -40°C ;第3个试验段宽2.35m,高3.60m,最大马赫数为0.25,最低温度 -32°C ;开口试验段宽2.35m,高2.25m,最大马赫数小于0.4。风洞结冰模拟高度7000m,平均水滴直径 $5\sim 300\mu\text{m}$ 。风洞具有发动机进气道模拟系统,流量范围 $1.5\sim 55\text{kg/s}$ 。试验段壁面透光率达到80%,便于结冰观察。由于试验段低温可到 -32°C ,压力可到1.45个大气压,以10%试验段面积平方根为参考长度的雷诺数可达500万。意大利航空航天研究中心的结冰风洞设计先进、功能完善,是一座多功能的结冰风洞;风洞气流压力可调,试验雷诺数范围大;采用了可更换多试验段构型,这些特点大大增强了风洞综合试验能力。

2.2 结冰风洞试验的相似准则

在相似条件下,对飞机表面主导结冰的规律进行研究,需要分析以下三个主要物理现象:一是水滴在物体表面的附着机理,二是物体表面水滴附着结冰的分布,三是结冰条件下物体表面的热平衡。

如果空气、水和冰之间的热力学交换、小水滴轨迹、结冰云中液态水含量以及这些云团的跨度区间、流场等方面的诸多条件都给予满足,那么飞机与风洞模型之间的相似性就能有保证。结冰风洞试验主要有以下四个相似条件要求:气动力相似、热力学相似、水滴轨迹相似和积冰相似。

2.3 缩尺模型试验的相似参数及其对结冰试验的影响

结冰风洞受制冷能力的限制,通常风洞试验段的尺寸都不大,因此运输机

大量的结冰试验是采用缩尺模型进行的,缩尺模型结冰试验的缩尺法则至今仍未完全建立。因此,缩尺模型结冰试验的相似参数问题一直是结冰试验研究的重要内容。

开展风洞结冰试验已经有很长的历史了,目前对于采用缩尺模型进行风洞结冰试验,人们已经认识到至少有6个基本的相似参数需要考虑。它们是由Langmuir和Blodgett提出的修正的惯性参数 K_0 、积聚参数 A_c 、冷冻率 n 、水能量传递参数 ϕ 、空气能量传递参数 θ 和相对热因子 b 。参数 n 、 ϕ 、 θ 是源自Messinger的分析研究。参数 b 是由Tribus定义的。Charpin和Fasso最早将这些影响参数联合起来应用于地面试验设备中缩尺模型结冰试验。

除以上所述的6个相似参数外,近年来的一些研究表明,还有一些因素需要考虑。如模型表面水在被冷冻前的聚集情况。对于霜冰,小水滴被直接冷冻成冰,所以模型表面没有水膜。而透明冰模型表面动力学就与水膜有关。虽然目前对水膜表面的机理尚不清楚,但确定有关表面效应的相似参数是有意义的。它包括:表面张力数 N_{cap} 、韦伯数 W_e 以及基于水膜厚度的韦伯数 W_{ep} ,来流雷诺数对水膜流动也有一定影响。

3 数值模拟研究

美国NASA格林研究中心拥有世界著名的IRT结冰研究风洞,该中心的结冰部门(the Icing Branch)是美国结冰研究的核心机构,也是连接航空工业和政府航空认证机构的一个纽带。长期以来,结冰部门有一个发展结冰计算模拟方法的综合计划。工作的范围从结冰基础机理研究、软件开发、试验验证到终端用户应用、维护。计划既包括NASA内部开展的结冰研究工作,也有与其他科研机构的合作工作,最终目标是要为

工业界发展一个结冰、防冰设计的实用工具,为政府航空管理机构提供一个飞机结冰评估和认证的工具。

NASA格林研究中心结冰部门的结冰基础研究包括:结冰的计算模拟、结冰缩尺问题、结冰模拟试验技术(风洞试验和飞行结冰试验)和结冰飞机稳定性和控制问题。结冰的计算模拟工作主要有三个关键领域:冰增长的数值模拟、冰防护系统数值模拟和结冰对飞机空气动力学影响的数值模拟。

3.1 冰增长研究的数值模拟

NASA开发的模拟飞机表面冰增长的数值工具是LEWICE(2D)和LEWICE(3D),已广泛应用于从飞机设计到认证分析的许多工程环境中。这些程序还将扩展适用范围和增强程序修改、确认等过程的严密性。LEWICE(2D)和LEWICE(3D)两个程序是按照独立开发、内部相关的思路开发的。

LEWICE(2D)中使用的冰增长模型是基于Messinger描述的公式。该模型是用一维稳态热动力控制的体积分析法应用于有限时间段物体表面离散位置形成的。对大多数结冰条件,这个模型能很好地估算飞机表面的冰增长。进一步发展LEWICE(2D)软件系统的工作有两方面内容:一是增加程序的可靠性,二是软件增加结冰机理新认知的扩展能力。

LEWICE(3D)是NASA为满足用户对三维冰增长模拟需求开发的。这个软件是基于LEWICE(2D),偶合三维流场和水滴轨迹计算形成的,已成功用于评估水滴撞击形成的图案,以及飞机从发动机进气道、雷达罩、机翼到整个飞机构型上冰生长的形状。

3.2 冰防护系统数值模拟

飞机设计机构和认证机构对冰防护系统性能的评估都有应用需求。为

了确定一个给定设计在防冰和除冰工作模式的能力,有必要将冰防护系统性能的估算与冰增长的估算结合起来。NASA为此扩展了LEWICE程序,使它模拟一些类型热冰防护系统。

在LEWICE的最新版本中,增加了几个子程序,用户利用它能模拟电热或热空气冰防护系统。两种情况下,无论植入电加热元件还是模拟被加热体内壁热空气热流,都需要知道热流比值。此外,还有采用非热手段除冰。它们主要是机械系统和化学系统方法。机械系统采用其他技术来分离冰和飞机表面。化学系统工作是通过渗出一种液体,降低飞机表面的冰点来防止冰的形成,并使冰点低于大气条件。此外,NASA还考虑了机械和化学系统的建模。

3.3 结冰对空气动力学和飞行影响的数值模拟

当有代表性的冰型建立后,就要评估其对飞机部件空气动力学的影响。进行这样计算遇到的困难是冰型不规则的几何形状和与冰型相关的复杂流动性。

NASA用结构网格的N-S程序,进行结冰飞机空气动力学模拟。第一步是创建网格,它将产生一系列复杂问题,这些问题大多数围绕怎样适当处理反映冰型特征的粗糙度量级。由于冰粗糙度已足够大,这些特征放在几何条件文件中输入网格生成软件。在许多情况下,冰增长的特征是弯度很大的小表面粗糙元,或凹或凸。大多数结构网格方法(甚至非结构网格方法)在这种形状上生成网格很费时间。为了减少网格生成方面的工作,NASA一直在进行自动网格生成方面的工作。一旦网格建立,就能进行结冰对翼型/机翼性能影响的数值模拟。

为了进一步发展这类气动分析的准确性和可靠性,必须进行湍流、粗糙

度和转捩模拟的进一步开发工作和建立验证这些模拟的适当实验数据库。这些方面的工作不仅对性能模拟有用,而且对冰增长模拟也有用。

冰增长对飞机性能的影响也能用考虑了冰几何形状性质的计算程序模拟。NASA以结冰对部件空气动力特性影响数值模拟为基础,结合适当的结冰风洞和飞行试验数据,开发了飞行员飞行结冰模拟软件。使飞行员在飞行结冰模拟器上能感受结冰对飞行操控的影响,提高飞行员处理飞行结冰能力。

4 结束语

综上所述,由于结冰研究的复杂性以及对飞行安全的重要性,决定了结冰研究将是一个长期的工作,需要统筹规划,建立长效机制。我们要继续跟踪和研究国外结冰研究的经验和成果,建立我国结冰研究的机制和体系。 **AST**

参考文献

- [1] Aircraft icing hand book. ADA238041.
- [2] William O. Survey of aircraft icing simulation test facilities in north America. NASA-TM81707.
- [3] Pierre M. Icing test facilities and test techniques. AGARD-AR-1227.
- [4] David W.H. The Cranfield University icing tunnel. AIAA2003-901.
- [5] Kamel A.K. Mixed phase icing simulation and testing at the Cox icing wind tunnel. AIAA2003-903.
- [6] Ludovico V. An overview of the CIRA icing wind tunnel. AIAA2003-900.
- [7] David W.S. Lessons learned from the construction of upgrades to the NASA Glenn icing research tunnel and re-activation test. AIAA2001-02331.