

CEASIOM 飞机热流防冰系统耦合仿真解决方案



一、概述

飞机结冰是指飞机机体表面某些部位聚集冰层的现象。它主要由云中过冷水滴或降水中的过冷雨碰到飞机机体后结冰形成的，也可由水汽直接在机体表面凝华而成。飞机在云中飞行时间过长易导致积冰。在寒冷季节，地面露天停放的飞机也会形成积冰。

调查和分析显示，飞机在空中飞行时，飞机积冰在机翼和尾翼前缘最多，一旦结冰，使飞机的空气动力特性和飞行特性显著变坏，机翼形状变形，破坏空气绕过翼面的平滑流动，使飞机升力减小，阻力增大，流线形部位的形状发生变化后，导致摩擦阻力和压差阻力都增大，根据有关方面的飞行试验，机翼、尾翼积冰时，总

阻力增加约 70%~80%；巡航时还会影响飞机的升限和最大飞行速度，使失速空速增大，燃料消耗增加。机翼积冰若在大迎角下飞行时，使机动性能和着陆性能变的更差。如果操纵面的主要区域有冰、雪、霜，操纵面会冻结在原有位置或动力受阻，比如水平尾翼上结冰，会使飞机的重心位置改变从而飞机重心前移，影响飞机的航向和飞机的安定性，在起飞和着陆时还可产生下俯力矩，导致机头下俯。根据有关飞行试验，在机翼上有 0.1 英寸（2~3 毫米）一层霜，会使失速速度增加约 35%，起飞滑跑距离增长一倍。当结冰的飞机起飞时，气流会从机翼上过早地和明显地分离。所以结冰的飞机离地升力系数比正常飞机小 15%~20%。

二、 防冰性能技术问题

民机防冰性能分析系统需要包含流体、传热等多种物理模型，能够进行外部流场、水滴撞击、外部对流换热系数、溢流水、内部管道流、内部流场计算，以及实现内外热耦合计算，完成飞机防冰系统性能的数值模拟，完成与试验数据的比对分析，自动生成分析报告等功能。具体而言需要解决以下技术难点：

1. 内外流场耦合计算，防冰计算需要综合考虑外流场、水滴撞击特性以及内流场、管路流动以及蒙皮传热，内外场结果需要在蒙皮内外表面耦合，实现内外流场的全耦合计算
2. 求解效率，飞机整机模型内外流场全耦合计算运算量巨大，求解时间较长，需要优化数值求解算法，加速数值模型收敛时间，提高软件求解效率。
3. 数模兼容性，民机防冰性能分析系统需要广泛兼容不同机型的机翼、短舱、风挡等多个部位的防冰计算需要，同时兼容热气防冰、电加热防冰的计算需求。软件接口兼容性，民机防冰性能分析系统同时需要兼容主流数模格式、以及需要提供与主流 CAE 软件的接口，实现数值结果的调用和数据传递。

三、 飞机热流防冰系统耦合仿真解决方案 CEASIOM

由于航空设备的特殊性以及气象条件的复杂性，通过反复的试飞实验对飞机防冰系统进行系统的评估将耗费大量的人力和物力。传统的冰风洞实验除了成本因素外，对真实飞行工况的还原度也比较有限。这迫切需要搭建更方便和高效的虚拟验证环境，减少并最终代替传统的试飞实验，在飞行前对飞机防冰系统进行虚拟测试与验证。欧盟第六次框架项目(6th EU framework programme) SimSAC 历时三年开发了一款集结构分析、气动计算、飞行模拟于一体的飞机概念设计软件，CEASIOM(Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods)是集成飞行器设计、仿真和模拟为一体的多物理分析综合仿真平台。防冰仿真计算平台以 CEASIOM 为框架，专门定制防冰仿真计算模块 CEASIOM.Anti-icing，在 CEASIOM 原有的高精度建模、网格划分、CFD 求解器、稳定与控制分析、飞行模拟等基础上，增加防冰计算功能，即：给防冰系统一定流量的热气或一定功率的电加热，在不同的时间工况下，仿真计算得出防冰效果，验证飞机的防冰功能。同时，该软件平台还包括结冰的预测、检测等功能。

四、 CEASIOM 软件模块简介

CEASIOM 包含众多子模块，有设计模块、模拟模块，以满足实际工程需要。CEASIOM 软件采用虚拟

全国统一客户服务热线：400 888 5100 网址：www.CnTech.com 邮箱：

- 参数化飞机模型设计模块 (CEASIOM/CPACSCreator)
- 自动化网格生成系统模块 (CEASIOM/SUMO)
- 空气动力学数据库生成模块 (CEASIOM/AMB-CFD)
- 仿真与动态稳定分析模块 (CEASIOM/SDSA)
- 飞机控制系统设计工具包模块 (CEASIOM/FCSDT)
- 气动弹性和结构分析模块 (CEASIOM/NeoCASS)
- 自适应网格超声速气动分析 (CEASIOM/ARC)
- 飞行控制仿真及模拟系统 (CEASIOM/FSS)
- 总体气动及流体仿真计算 (CEASIOM/CFD)
- 飞机防冰仿真分析 (CEASIOM/ANTICE)



图 1: CEASIOM 启动界面

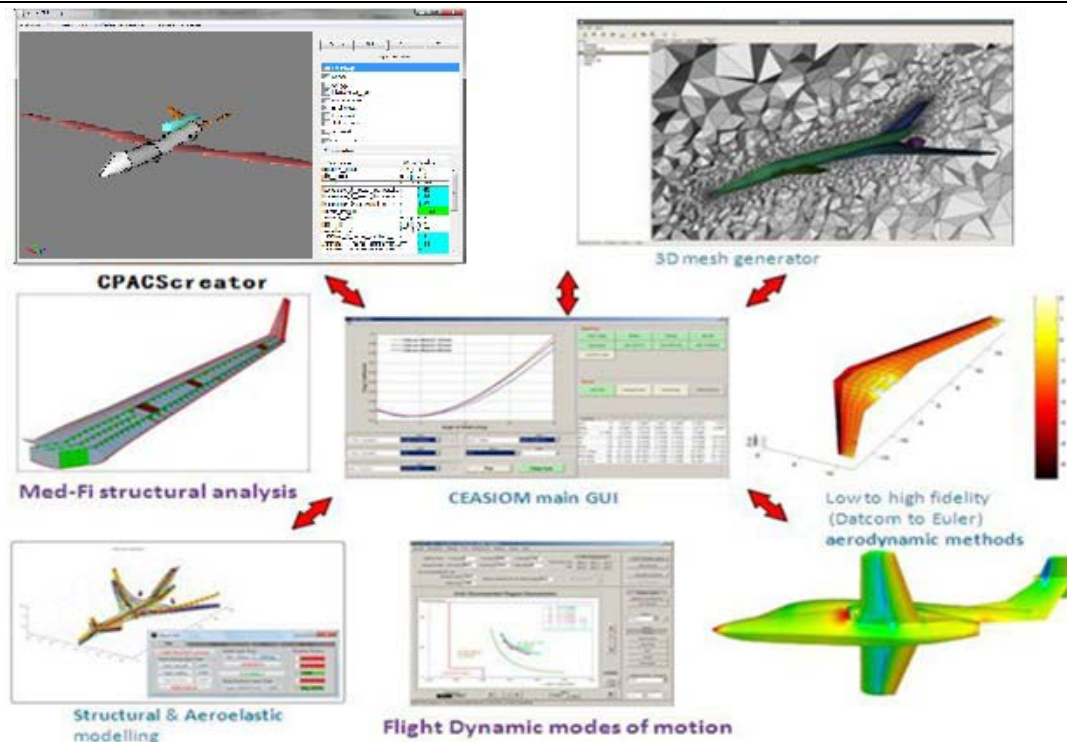


图 2：CEASIOM 功能模块结构图

五、 防冰计算

1. 物理建模

用参数化飞机模型设计模块（CEASIOM/CPACScreeator）进行物理建模，模型包含加热系统“笛形管”（“piccolo tubes”），以及固体热传导。一般情况下，考虑冰对几何的影响较小；高精度计算时，该模型根据冰生成的几何形状进行反馈迭代。

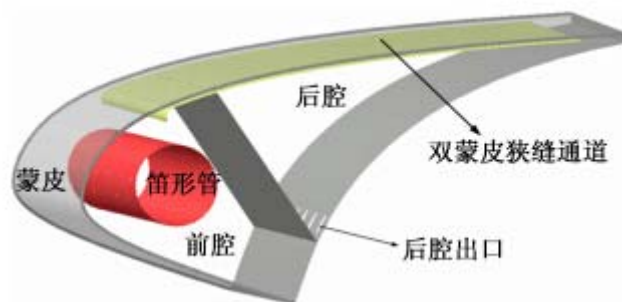


图 3：防冰系统物理建模

2. 外流场计算

求解外部流场时，运用 CFD 模型，计算外部空气和水滴的两相流动，基于两相流计算结果可进一步得到水滴对飞机表面的撞击特性，获得水滴撞击极限、总收集系数、和局部水收集系数等参数。下图为用 CEASIOM 平台对 NACA0012 的防冰仿真计算。

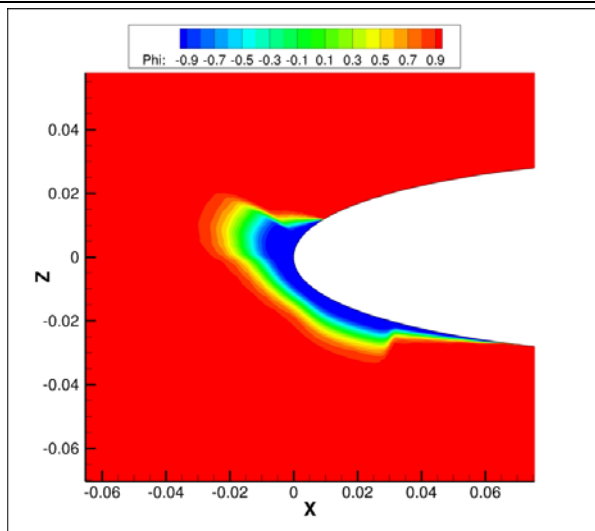


图 4：机翼防冰模拟（Level-Set function ϕ at $t = 420s$ ）

3. 内流场计算

内部流场计算开始前，调用基于自主开发的一维管道流体模块对蒙皮内部的笛形管管路热气流动进行计算。一维管路计算结果可以导出为通用文件格式，并作为后续内流场和蒙皮（蒙皮附面层）耦合计算的输入条件。

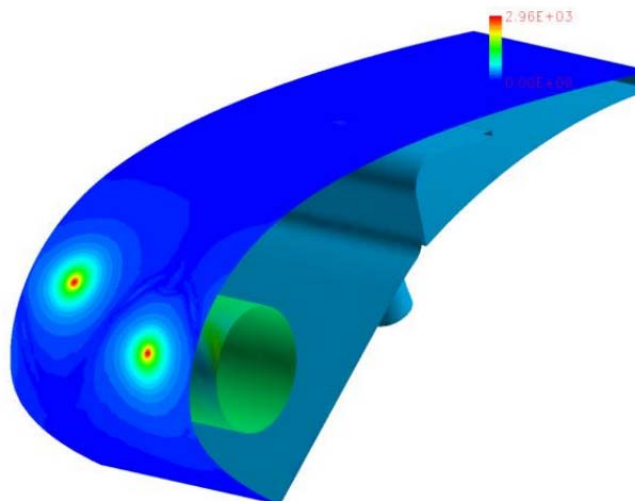


图 5：机翼防冰模拟内部热传递系数分布

4. 耦合计算

内外流场计算的网格不同，耦合计算前采用插值的方法整理数据，生成计算需要的数据格式，然后再进行耦合计算。针对耦合计算专门编写计算程序，通过外流场、内流场的耦合计算，得到温度、压力、速度等参数。为解决耦合计算精度问题，采取划分更精细的网格来提高计算精度；也可以考虑蒙皮的固壁导热。

5. 热气防冰系统

对于热防冰系统，以外流场计算得到的结果，调用平台 K 邻近插值技术，插值到新构建的计算模型，并计算对流换热系数、溢流量和防冰热载荷。后台调用 CFD 求解器，以防冰热载荷作为边界热源，计算内部流场和热场，更新壁面温度，重新计算对流换热系数，溢流水和防冰热载荷，直至壁面温度达到平衡。

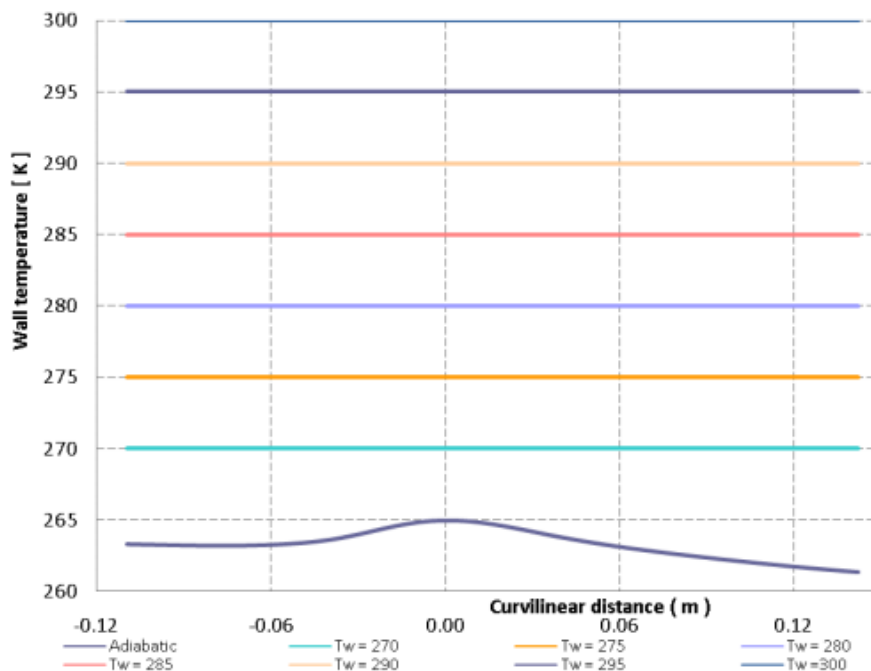


图 6：壁面温度边界条件

六、 总结

总而言之，不管飞机哪个部位积冰，都会影响飞机的正常运营，严重时则危及飞行安全造成人员的伤亡，因此各国都投入了大量的人力和物力，研制气象设备和分析研究天气现象，加强信息交流。随着民航事业的发展，先辈们从实践中总结了许多宝贵的经验，只要认真的去领会，在飞行中加以灵活的运用，就会杜绝因积冰而引起的飞行事故，将公司的损失减小到最少，也可使天气的不利处变为有利处。

随着计算机的发展，数值模拟已经成为最经济且有效的科学研究方法。数值仿真和实验方法相比，区别主要来自以下方面。

应用范围：对有条件进行实验的材料，尽量采用实验方法，辅以数值模拟检验。而在工程应用中，很多情况下无法进行实验，如大型民用飞机巡航问题等，数值模拟内部程序有相应的计算方法，能模拟较复杂过程。

直观性与求解速度：实验直观性强，数值模拟直观性不如实验方法好，较抽象，但可以快速得到结果。实验操作复杂。

成本：实验成本高，数值模拟成本低廉，只需在计算机上进行模拟和数据处理。

施加载荷：数值模拟可以任意施加各种方向的载荷，可以施加实验方法达不到的条件。因此数值模拟方法在监测、设备开发、优化、效果预测方面体现了重要价值。

数据采集：实验只能采集到特定点的的应力应变等数据，不能得到整个材料各点的应力应变值，而数值模拟方法可以对各个区域、各个测点进行应力分析和位移分析，对实验进行补充。

数据处理：应将实验方法和数值模拟方法结合起来使用，分别对结果进行分析后，充分考虑两种方法各自的优缺点，互相比较印证，结合理论分析，有针对性地进行数据和结果的修正，才能得到一个比较全面、客观的结论。

结果可靠性：数值模拟方法在模拟分析过程中，往往要对边界条件和材料属性进行简化，或多或少对分析结果产生影响，而且结构离散化的形式不同，得到的结果和精度也不同，随机性比较大，可信度降低。而在实验中不可避免的客观、主观因素也会产生误差，但是比数值模拟的误差少得多，可靠性更高。

此处介绍了一种飞机热流防冰系统耦合仿真解决方案,并在数值仿真方面成功地使用 CEASIOM 的防冰模块完成了仿真计算，可以说已具备计算仿真飞机防冰的能力。获得更优的总体设计方案，提高了飞机在防冰性能方面的安全性和市场竞争力。