

中仿智能科技（上海）股份有限公司（股票简称：中仿智能，股票代码：838476）是中国先进仿真技术高科技公司，专业级飞行模拟系统研发引领者。公司主营虚拟仿真和飞行模拟系统相关智能软硬件的开发和销售。中仿公司以自主研发软件技术为核心，以飞行器技术为基础融合虚拟现实、智能控制等先进技术打造了具有国际水平，拥有自主知识产权的飞行模拟器 CNFSimulator 和专业3D飞机多学科优化设计与飞行模拟软件 CEASIM 以及其他智能软硬件产品。公司为高端制造、科研院所、国防军队、高等教育和政府部门提供仿真智能产品及专业技术服务。



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



专业3D飞机多学科优化设计与
飞行模拟软件平台CEASIM

CEASIM

仿 真 智 领 创 新 CnTech. Co., Ltd



中仿

中仿[®]产品介绍 CEASIM

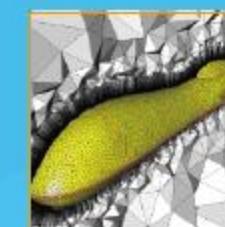
—专业3D飞机多学科优化设计与飞行模拟软件平台

CEASIM(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。将高保真度物理模型和多学科设计优化引入飞机概念设计早期阶段；高效集成了参数化飞机模型设计模块、自动化网格生成系统模块、空气动力学数据生成模块、仿真与动态稳定分析模块、飞机控制系统设计工具包模块、气动弹性和结构分析模块等多种模块，也支持定制化模块的添加；CEASIM 可以满足飞机设计的各类需求，其采用虚拟飞机模型将多学科分析技术应用在飞机概念设计阶段，同时软件提供一个完整的交互式、一体化飞机设计平台和决策制定环境，有助于降低设计风险、提高设计质量和缩短设计周期。CEASIM 遵循国际通用飞机数据标准 CPACS，利用虚拟飞机模型将多学科分析技术应用在飞机设计阶段，兼容众多概念设计和分析工具，支持飞行模拟等广泛应用，提供一个完整的飞机设计平台、软件模拟平台和决策制定环境。

CEASIM 是欧盟第六框架计划项目 SimSAC 的软件成果，该项目投资 500 多万欧元，历时 3 年，由瑞典皇家工学院 KTH、瑞士 CFS 工程公司、瑞典国防研究院 FOI、德国宇航院 DLR、法国宇航院 ONERA、瑞典 SAAB 飞机公司、欧洲宇航与防务公司 EADS、法国 Dassault 飞机公司等 17 家单位联合承担。国际先进飞机设计及多学科优化平台 CEASIM 欧洲研发团队与中仿智能签订深度合作协议，决定建立战略合作伙伴关系并正式开展全球性合作，中仿智能拥有 CEASIM 的所有源代码，并将负责其后续专业版本的开发研制，也会根据用户具体需求进去定制化模块开发。



标准化的流程



无与伦比的
计算速度和精度



CEASIM遵循
CPACS标准



定制化模块

CEASIM 的流程包括建立几何模型、网格划分、空气动力学数据计算、动态稳定分析、飞行控制系统设计仿真，气动弹性性和结构分析仿真和其他定制化模块等，都可以依托于 CEASIM 的交互建模环境，而不需要借助任何其它工具。集成化图形环境可以确保用户简单有效地进行建模过程的每一步骤，使得不同步骤之间的转换与递进更为便捷自然。

对飞行器进行精确模拟时，需要对不同物理场进行耦合分析。耦合分析和网格划分是在仿真过程中耗时最长的两个阶段，CEASIM 独有的耦合迭代求解器技术和自适应的多重网格划分技术，针对这两个阶段，解决了求解时间和内存占用这两个问题，从而极大地提高了仿真计算过程的速度和精度，再加上引入的 64 位处理能力，意味着 CEASIM 可以非常迅速的计算千万自由度的物理模型。

CPACS 是德国宇航院 (DLR) 于 2010 年至 2012 年在 TIVA 和 VAMP 项目中，推出的一种数据为中心的共同语言标准。飞机设计过程可分为不同的阶段，概念设计 (conceptual design)，前期设计 (preliminary design) 和 细节设计 (detailed design)。航空工业界一直遵从这样的设计顺序。CEASIM 遵循 CPACS 标准可以避免在飞机设计过程中的不同阶段间，以及同一设计阶段不同学科、模块、软件间的数据在经过多次转换后造成的丢失、误差增加等现象，从而达到一种数据无缝转接的目的。

—NO.1 CEASIM/CPACSCreator 参数化飞机模型设计模块

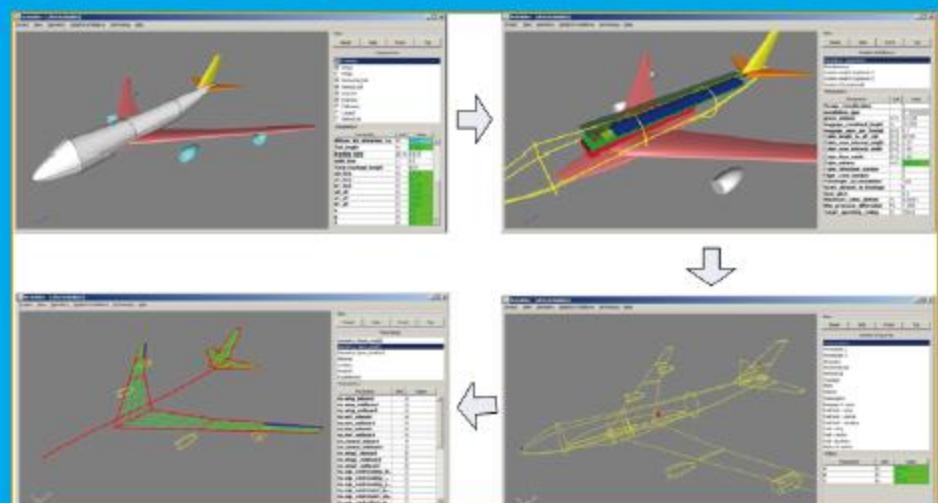
参数化模型，就是用参数和曲线、曲面方程来表示飞行器的几何外形。参数化建模是参数（变量）而不是数字建立和分析的模型，通过简单的改变模型中的参数值就能建立和分析新的模型。参数化建模的参数不仅可以是几何参数，也可以是温度、材料等属性参数。在参数化的几何造型系统中，设计参数的作用范围是几何模型。

参数化建模的优势

- 对设计进行更改后模型会自动更新
- 能够轻松捕获设计意图，使用户更容易定义模型在进行某些更改后应有的行为方式
- 轻松定义和自动创建同一系列的零件
- 与制造工艺完美结合，缩短了生产时间

CPACSCreator 作为 CEASIM 平台中模型建立的模块，采用的也是参数化建模理念，如图所示，该模块可以完成飞机概念设计过程中的以下工作任务：

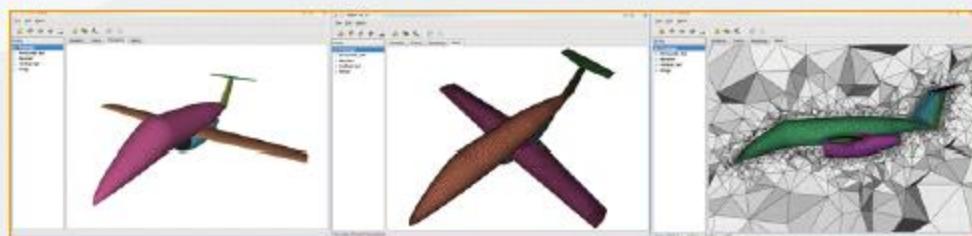
- ① 飞行器几何外形参数化
- ② 定义材料、燃油重量及内部构造
- ③ 重心估算与平衡调节
- ④ 预定义梁结构及升力面网格



CEASIM/SUMO NO.2 自动化网格生成系统模块

自动化网格生成是进行有限元分析和计算的重要前提。CEASIM/SUMO 模块采用二维四边形网格生成法中的铺路算法，并对此算法进行了改进和创新，加入网格质量优化算法、节点编号优化算法以及网格加密算法。提高了网格质量、减少了总刚度矩阵的半带宽，提高了网格计算精度，还提高了算法的稳定性和可靠性。该模块拥有能扩展到三维六面体网格生成、自动化程度高和生成的单元质量好等优势特点。

网格生成的步骤



上图所显示的步骤依次是：导入几何模型——划分面网格——划分体网格。

在面对经常需要处理到的 CAD 文件或表面网格文件的大型、复杂的几何结构时，这些几何结构可能存在缺陷（在抽取流体域之前需要修复的孔或间隙），其分辨率要求使用大量计算网格。手动修复所有的几何结构缺陷需要使用大量的人力，而创建这些大型网格则需要耗费大量的计算时间。CEASIM/SUMO 的功能在算法改后，得到了大幅度的提升，可更好地管理大型复杂的模型。在对几何结构进行判断时，模块可识别孔、未对齐表面（间隙）并采用修复工具解决相关问题。在捕获几何结构表达细节的同时还可以采用高质量封装技术来创建流体体积以及局部重新网格划分可提高表面网格质量。

NO.3 CEASIM/AMB-CFD

空气动力学数据库生成模块

空气动力学数据库生成模块 CEASIM/AMB-CFD (Aerodynamic Model Builder computational fluid dynamics) 是 CEASIM 针对各类飞行器（飞行、导弹、火箭、再入飞行器等）的特点，研究气动外形和气动特性随因变量变化，并提供相应的计算方法的空气动力学分析模块。该模块包含了数字 Datcom、Tornado 和基于三维模型的 Edge 欧拉大三求解器以及不同的空气动力学求解方法。

模块特点：

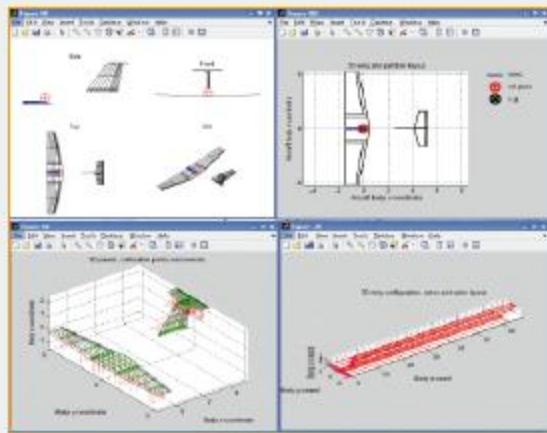
- 在飞行器概念化设计阶段，给出逻辑上的判断，确定飞行器设计方向的正确性
- 避免出现在飞行器设计后期通过试验发现错误需要推倒重新设计的情况
- 具有其他同类软件所不具备的飞行器概念设计阶段前期判断能力
- 稳态和非稳态的 TORNADO 求解模型用于求解低速空气动力学和启动弹性问题
- 集成了边界 CFD 方法用于求解高速空气动力学及气动弹性问题
- 欧拉法速度较涡流法慢，可解决跨音速无粘性（高雷诺数）层流问题
- 可手动输入或改动空气动力学相关参数，并得到相应计算结果

应用于概念化设计阶段

多元化求解方式确保高精度

状态及空气动力学表格参数化自定义

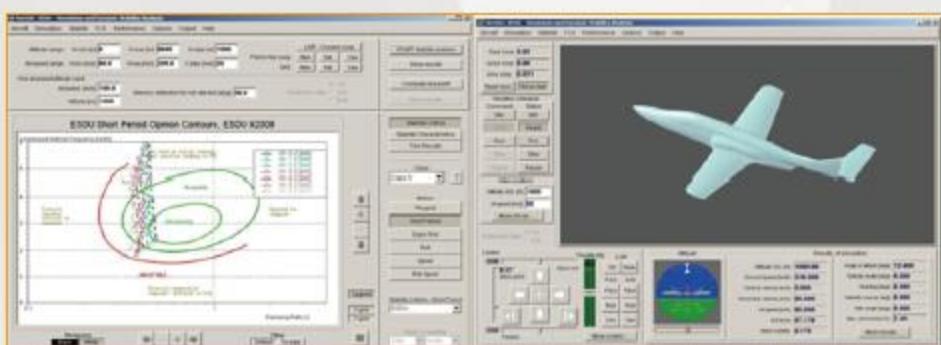
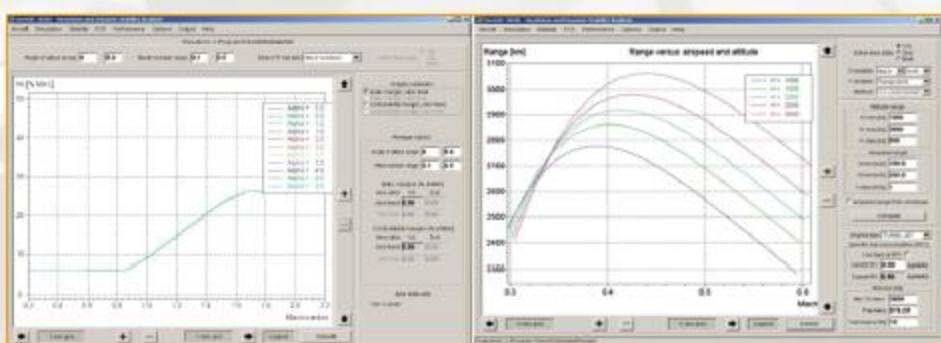
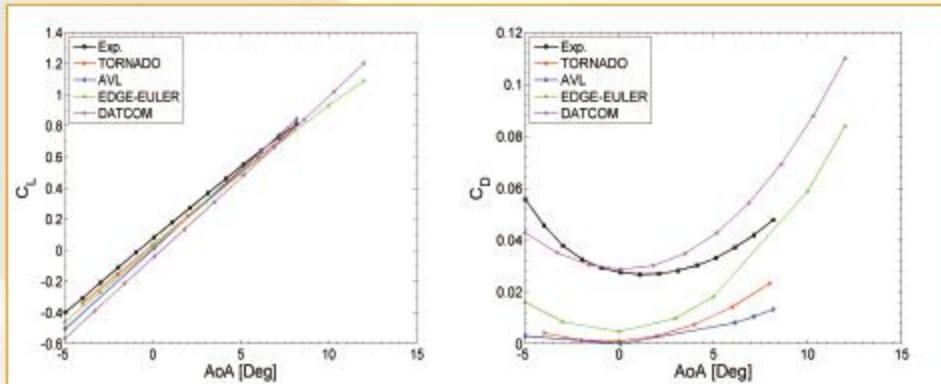
可对升力面布局
进行验证



AMB-CFD 模块计算所得到的飞行器结构及初步空气动力学性能

CEASIM/AMB-CFD 飞行器空气动力学模型不仅研究各个单独部件如机翼、尾翼、控制面、机身以及各类增升装置等的气动外形和气动特性，而且在研究各部件之间以及飞行器与外挂物之间的空气动力干扰的基础上，研究整个飞行器的气动布局和气动特性。根据飞行器的气动特性，可以进一步研究飞行器的性能、操纵性和稳定性，且应用于概念化设计阶段，具有其他同类软件所不具备的飞行器概念设计阶段前期判断能力。

空气动力学特性



—NO.4 CEASIM/SDSA

仿真与动态稳定分析模块

仿真与动态稳定分析模块 CEASIM/SDSA ((Simulation and Dynamic Stability Analyzer) 是一个集成到 CEASIM 中的独立的应用程序，该模块采用了六自由度数学非线性模型模拟飞机的运动，可执行测试飞行并记录实时飞行参数，记录的数据可用于识别典型动作模式及其参数，如阻尼系数，相移等。

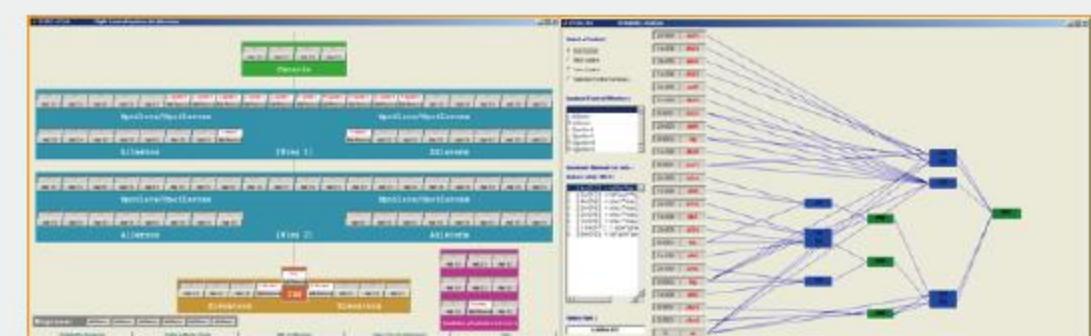


—NO.5 CEASIM/FCSDT

飞机控制系统设计工具包模块

CEASIM/FCSDT (Flight Control System Design Toolkit) 是 CEASIM 飞机控制系统设计工具包模块，用于控制算法设计和代码生成，可有效提升航空航天控制系统开发效率。该模块能针对飞行器控制系统设计提供丰富的、经过大量工程验证的控制系统设计和仿真模型库，工具箱覆盖了从控制系统设计到仿真验证的整个流程，从而加快航空航天类控制系统开发速度，并提升控制系统开发精度。

- | 主要功能 | 主要功能 |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none">飞机控制系统本身设计飞机控制系统架构设计失败模型研究响应模拟处理质量评估 | <ul style="list-style-type: none">飞机空间设计分析可靠性分析控制分配稳定与控制分析飞行模拟 |



CEASIM/FCSDT 飞行控制系统结构布局图可靠性分析

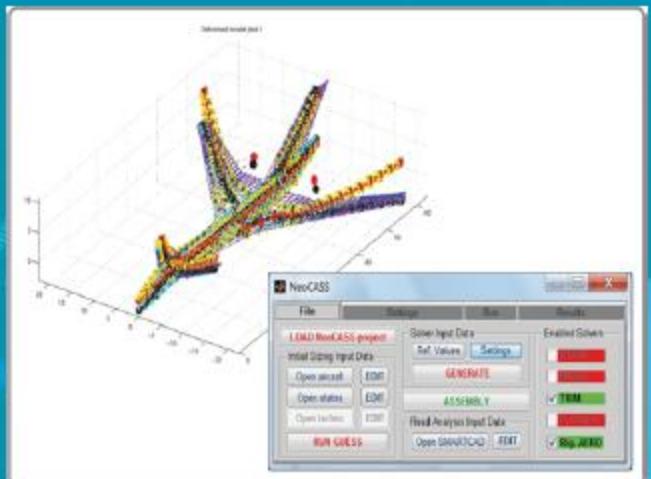
NO.6 CEASIM/NeoCASS

气动弹性和结构分析模块

气动弹性和结构分析模块 CEASIM/NeoCASS (Next generation Conceptual Aero-Structural Sizing Suite) 是一个适合概念和初步设计飞机的数值分析工具。它的主要目的是对早期设计阶段中依靠经验公式计算机体轴承关于结构重量的改进。事实上，软件在通过结构和空气动力学方法分析飞行器气动弹性变形上有大量的数据样例，因此，气动弹性和结构分析模块能够用来设计罕见的飞机布局。

主要功能

- 分析结构大小不同的机动飞行
- 用不同的数值分析方法解决空气弹性变形
- 依据用户的标准对飞机结构进行优化
- 线性或非线性等效板面元素分布
- 集中质量对机身结构做有效分析
- 涡格法 (VLM) 稳定亚音速气动弹性分析
- 颤振模型解算器
- 在整个不稳定飞行中用颤振解算器有效地评估颤振
- 为变形飞机进行静态空气弹性变形分析计算

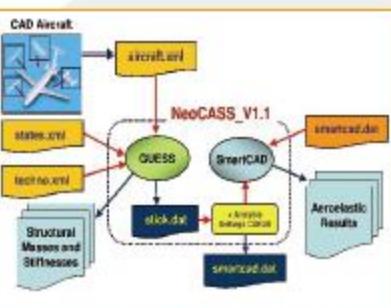


CEASIM/NeoCASS 气动弹性和结构分析模块的用户界面

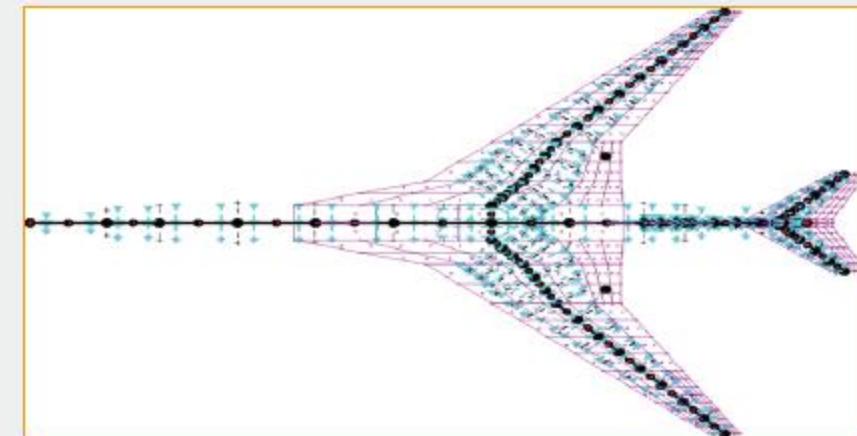
CEASIM/NeoCASS 可以作为一个独立的应用程序或一个多学科的设计环境。可用于提供初步的细节 (如刚度和质量分布、重量) 及其静态或动态变形的设计分析。



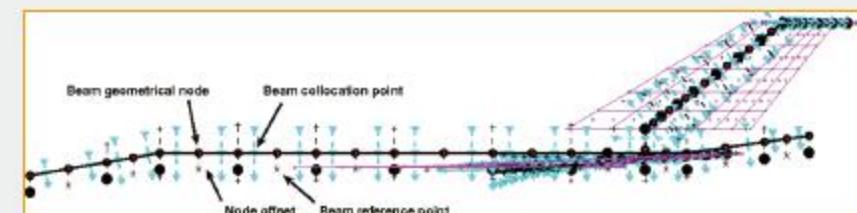
气动弹性和结构分析模块 CEASIM/NeoCASS



CEASIM/NeoCASS 结构关系图



飞行器质量点线结构划分技术 (以 TCR 为例)



飞行器质量点线结构划分技术 (以 TCR 为例)

NO.7 CEASIM/ARC 自适应网格超声速气动分析

CEASIM/ARC 是 CEASIM 中的自适应网格超声速气动分析模块，用于高超声速飞行器气动性能的总体优化设计。由于高超声速飞行器高空高速的特点、飞行环境的复杂性和执行任务的不同，使得飞行器的优化设计难度较大，传统优化设计方法难以达到设计目标。CEASIM/ARC 模块通过改进标准遗传算法，建立了有约束的基于 Pareto 级别概念进行全局和局部搜索的多目标遗传算法和多目标混合遗传算法。该模块将多目标混合遗传算法用于高超声速飞行器气动布局总体优化设计这类大规模复杂的多目标优化设计领域，取得了良好的优化效果。

具有以下特点

1. 构造了高超声速飞行器气动布局和性能的总体优化设计框架

该模块借助理论分析、工程计算、优化设计、构型分析对比和数值实验验证等手段，在高超声速飞行器几何建模、性能指标建模、优化算法建模的基础上，构造了高超声速飞行器气动布局优化设计的总体框架。

2. 总结和发展了一套高超声速飞行器气动布局优化设计的理论与方法

该模块从飞行器总体性能和全局、系统的高度出发对飞行器进行优化设计。总体性能应涵盖气动力、热、RCS、操纵特性、机身容积以及机体推进的一体化，或根据飞行任务和环境，增加其它的性能指标。这一优化方法深化了传统优化设计思想，成为高超声速飞行器优化设计领域的新方法。

3. 采用参数化模型

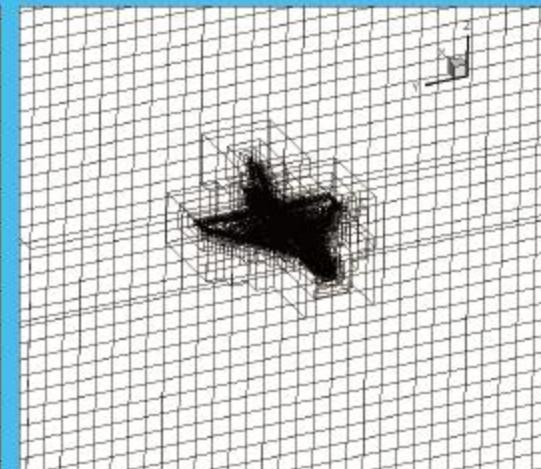
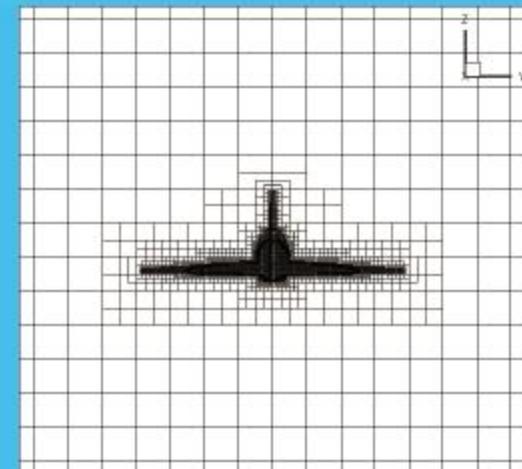
建立了全面描述高超声速飞行器类柔波体外形的参数化模型，可以描述所有同类高超声速飞行器的外形，并可将建立参数化模型的思想用于其它飞行器的参数化，提供了用数值方法优化具有复杂外形飞行器的技术基础。

4. 从优化设计的角度完善了各种性能指标的工程计算方法

在气动力、热和 RCS 的计算中，考虑了较多的影响因素，建立了较完整的性能指标计算模型。尤其是在 RCS 计算中，考虑了面元遮挡和多次反射效应；并针对翼身二面角结构具有梯形翼面和机身遮挡等特点，提出了等效照明面系概念，将理想二面角反射器的计算公式扩展到由不规则平面构成的有遮挡物存在的不完全二面角结构情况。

5. 一维性能计算模型

在高超声速飞行器超燃冲压发动机性能分析的基础上，应用一维性能计算模型，进行了贯穿整个发动机流道的机体／推进一体化设计，克服了以往将前体／进气道和后体／尾喷管分开优化的缺陷。



NO.8 CEASIM/FSS

飞行控制仿真及模拟系统

CEASIM/FSS 提供了完整的飞行测试及模拟器的开发集成软件工具，提供专业的飞行仿真测试开发环境，方便地实现对各种不同规范和风格的仿真测试应用项目（程序）、试验数据和硬件设备的集成和可视化；提供：

- 全面的集成化仿真开发环境和专业的飞行测试系统建模工具；
- 基于 CPACS 的可视化航电系统参数化建模平台；
- 面向基于 Windows 的“硬件在回路”实时测试；
- 面向可视化视景的“人在回路”仿真应用；
- 面向飞行模拟器的仿真工程向导（VC++ wizard-based project）；
- 用户继承代码（Legacy Code）集成；
- 优化的飞行实验数据表（optimized table lookup）模型实现和驱动；
- 飞行模型及仿真分析工具；
- 开放第三方软接口件工具；
- 开放的可配置的硬件 IO 及仪表接口工具；
- 飞行模拟器和场景可视化模块；
- 虚拟仪表模块；
- 与 NI、MATLAB、FCS 等的软硬件接口；
- 集成视景硬件（图形工作站（IG）、投影、球幕、座舱、屏显、监控仪表、开关、指示灯等）的飞行模拟器解决方案。

CEASIM/FSS 的关键性特征之一就是能够实时地运行和执行复杂的工程仿真测试程序，并且是在其要求的帧频下实时运行。CEASIM/FSS 之所以有执行如飞行控制硬件在回路 Hardware-In-The-Loop 之类的强实时性仿真任务的能力，是因为它的高效结构和创新的处理以及对表格数据的添改。不同于一个现有的仿真表列函数的改写，CEASIM/FSS 通过先进的面向对象的软件系统框架。它极大地优化了查表运算性能。



CEASIM/FSS 提供了一个强大的脚本接口，用户可以使用任何一种通用的脚本语言，例如 VBScript, JavaScript 等执行从一个脚本命令、命令行或是脚本文件。因为这个功能，用户可以方便地加载项目、设置初始条件、运行仿真、保存数据、和输出数据到第三方软件产品（如 EXCEL 和 MATLAB），执行自动测试、分析和文档报告生成。

CEASIM/FSS 的脚本功能不止如此，CEASIM/FSS 的 Scripting 可以实现对 MATLAB 的无缝访问、仿真项目的初始化、发送和接受数据、执行任何 MATLAB 的函数调用，使得用户在运行 CEASIM/FSS 的同时还可以对仿真数据进行分析。



CEASIM/FSS 的虚拟仪器

CEASIM/FSS 提供了一个使用户可以通过使用简单的脚本语言建立自己的虚拟仪器的模块。这个工具让用户可以控制前台和后台位图的动作，建立各种刻度表盘、滑块、开关和灯的动作。这些位图可以由任何一种画图工具画出，也可以来自于本地文件。

—NO.9

CEASIM/CFD

总体气动及流体仿真计算

CEASIM/CFD 是 CEASIM 的总体气动及流体仿真计算模块，精确描述工程设计和过程中流体流动的数值计算平台，用于模拟包含流体流动的多物理场现象。该模块不仅可与 CEASIM 产品库的其他产品无缝链接、共同使用，还支持用户自定义方程进一步扩展了 CFD 建模功能。该模块支持多种流体流动的层流和湍流模拟，包括可压缩流、非等温流、非牛顿流、多相流和多孔介质流。包括：

- 选择合适的流体模型，例如单相流或两相流、层流或湍流等。
- 创建或导入模型几何
- 定义流体属性
- 添加源项和汇项，或编辑底层方程（如需要）
- 选择网格单元类型并控制不同区域的网格密度
- 选择并设置求解器（如需要）

特点

建立模型

建立数学物理模型是对所研究的流动问题进行数学描述，对于飞行器工程领域的流动问题而言，通常是可压流体的粘性流体流动的控制微分方程。另外，由于飞行器领域的流体流动基本为湍流流动，所以要结合湍流模型才能构成对所关心问题的完整描述，便于数值求解。

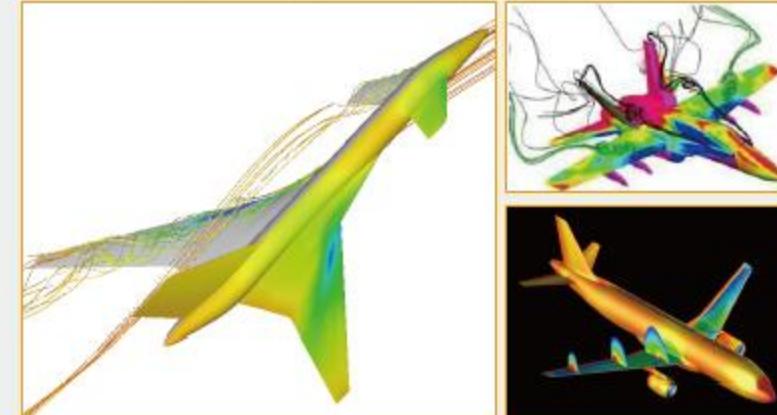
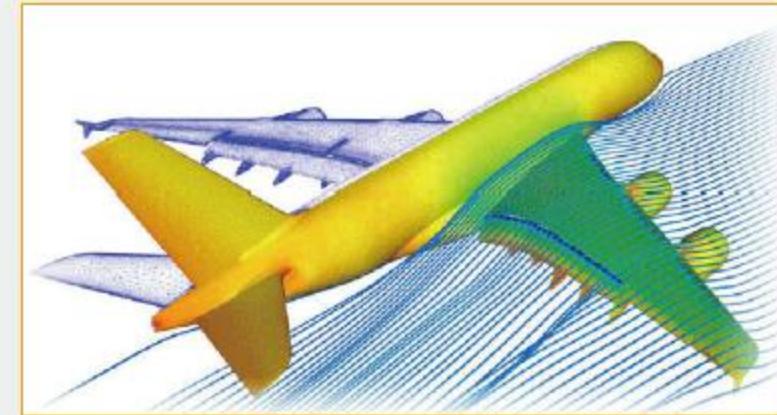
数值算法

各微分方程相互耦合，具有很强的非线性特征，目前只能利用数值方法进行求解。这就需要对实际问题的求解区域进行离散。数值方法中常用的离散形式有：有限容积，有限差分，有限元。目前这三种方法在飞行器工程领域的 CFD 技术中均有应用。通过离散之后使得难以求解的微分方程变成了容易求解的代数方程，采用一定的数值计算方法求解式表示的代数方程，即可获得流场的离散分布，从而模拟流体流动情况。



结果可视

代数方程求解后的结果是离散后的各网格节点上的数值，这样的结果不直观，难以一般工程人员或其他相关人员理解。因此将求解结果的速度场、温度场或压力场等表示出来就成了 CFD 技术应用的必要组成部分。通过计算机图形学等技术，就可以将我们所求解的速度场和温度场等形象、直观地表示出来。如图所示为几种不同类型飞机的压力分布云图，其中颜色冷暖表示压力高低。



NO.10 CEASIM/ANTICE

飞机防冰仿真分析

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。

CEASIM/ANTICE模块在计算防冰的过程主要由以下步骤组成：

1.物理建模

用参数化飞机模型设计模块(CEASIM/CPACSCreator)进行物理建模，模型包含加热系统“管形管”(“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。



机翼前缘几何模型

2.外流场计算

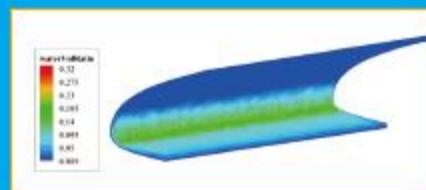
求解外部流场时，运用CFD模型，计算外部空气和水滴的两相流动，基于两相流计算结果可进一步得到水滴对飞机表面的撞击特性，获得水滴撞击极限、总收集系数、和局部水收集系数等参数。下图为用CEASIM平台对NACA0012的防冰仿真计算。



剖分的结构化网格

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管形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。



溢流水单元液态水单元体积占比分布

4.耦合计算

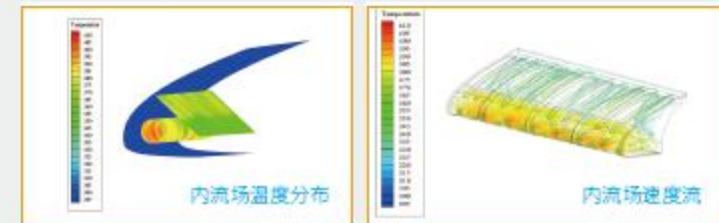
内外流场计算的网格不同，耦合计算前采用插值的方法整理数据，生成计算需要的数据格式，然后再进行耦合计算。针对耦合计算专门编写计算程序，通过外流场、内流场的耦合计算，得到温度、压力、速度等参数。为解决耦合计算精度问题，采取划分更精细的网格来提高计算精度；也可以考虑蒙皮的固壁导热。

5.热气防冰系统

对于热防冰系统，以外部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、溢流水量和防冰热载荷。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。



蒙皮表面热通量分布云图



内流场温度分布

内流场速度流

作为一个根据用户具体需求自定义的独立模块，在基于CEASIM这个拥有标准流程的仿真平台上，防冰模块相比其他同类软件，有着更为完整可靠的仿真平台，它可以利用CEASIM其他模块完成几何建模、网格划分、边界条件赋值等步骤，然后通过CEASIM的CFD求解器进行防冰仿真计算，再加上CPACS在数据流方面对数据丢失、误差的严格控制，可以得到精确可靠的防冰数据结果。