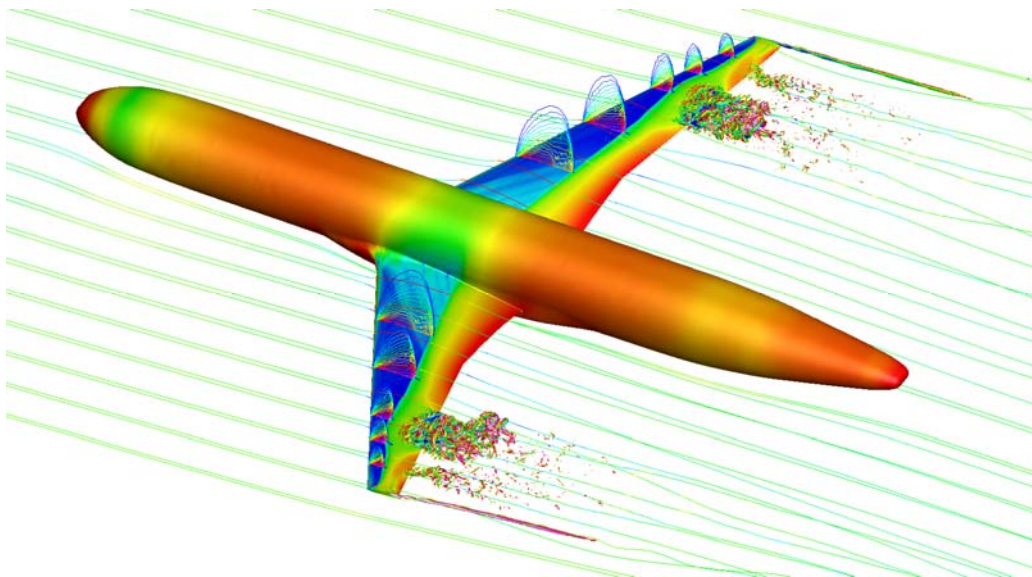


CEASIOM 大型民用飞机建模与数值分析解决方案



一、概述

民用飞机分为商业飞机和通用飞机。商业飞机有国内和国际干线客机、货机或客货两用机以及国内支线运输机。通用飞机有公务机、农业机、林业机、轻型多用途机、巡逻救护机、体育运动机和私人飞机等。民用飞机作为一种运人载物的交通工具，特别强调其安全性、经济性和舒适性。对旅客来说，保证旅客在飞行中的生命安全是最首要的要求。

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。如数值模拟手段代替了风洞实验用于模拟飞机起飞、巡航和降落实验等。在飞机行业领域，数值模拟方法同样贯穿于飞机研发设计和制

造的始终，数值模拟方法与传统飞机设计实验方法相比，不仅节约成本，还可以开展微观尺度上的飞机性能属性影响因素分析，而且对于传统实验难以直接测量的部分属性（如重量分布、升力系数与马赫数关系等），数值模拟具有明显的优势。

二、 大型民用机设计问题

飞机设计是一门高度综合各种先进科学技术的系统工程，可分为概念设计、初步设计和详细设计 3 个阶段。飞机总体设计一般是指从概念设计到初步设计阶段，进行飞机总体方案设计的过程，主要任务包括设计飞机的基本形式（气动布局、内部装置、受力构件），选择发动机及其他主要设备，设计外形和建立数学模型；确定重心位置、计算重量与惯矩，确定各系统原理并相互协调关系，模型和样机设计，计算飞机的飞行性能，并进行可靠性与寿命分析研究，维护性分析研究，生存性分析研究，作战效能或任务效能分析。

现代飞机总体设计具有创造性与科学性、反复迭代与多轮逼近、综合权衡与全面协调等特点。作为飞机型号研制的第一个阶段，飞机总体设计阶段要做出对新机研制工作具有全局性影响的大部分重大决策，总体设计工作的失误会造成时间和经费上的浪费，甚至直接影响新机研制工作的成败，因此飞机总体设计是飞机研制工作中最为重要的一个阶段。成功的总体设计可以利用相对不太先进的单项技术设计出综合性性能优异的飞机；相反地，在一个平庸的总体设计基础上，哪怕采用最先进的技术也难以得到整体性能出众的飞机。例如苏俄在诸多单项技术落后于西方的情况下，却设计出足以抗衡、甚至超过美国的先进飞机，在很大程度上归功于总体设计的成功。传统的飞机总体设计由于专业理论和计算工具的限制，设计人员要先根据经验和判断制定飞机总体设计方案，再对所得到的方案进行分析和校核，即对设计方案进行系统分析；随着计算机技术和各种分析工具的日益成熟，现在的飞机总体设计通盘考虑设计要求、约束和评价指标，产生一个最优的设计方案，这种设计方法称为系统综合，可提高设计质量和缩短设计周期；多学科设计优化技术就是实现系统综合的主要工具。作为大飞机项目研制的关键技术之一，飞机总体综合设计不仅要完成传统飞机总体设计的工作内容，而且具有利用现代设计方法获得最优总体设计方案的含义，即要在相对不太先进的单项技术基础上得到综合性性能优异的飞机，这对我国的大飞机项目具有非常现实的针对性。

三、 大型民用飞机设计和数值模拟解决方案 CEASIOM

数字化设计技术贯穿飞机研制的全过程，已经成为飞机制造企业的核心竞争力。国外已经从早期的图纸数字化，经过数字模型和数字样机，进入了数字化工厂阶段（大量机上管路走向协调、安装固定，以及飞机部件和全机装配等工作都先在计算机上模拟进行），并朝着基于知识工程的网络环境方向发展，我国飞机数字化设计技术近年来取得了重大进展，基于数值模拟技术的飞速发展，大型民用飞机从设计阶段到试验阶段都可以在计算机上完成，实现真正的无纸化流程。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。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；采用现代化软件开发技术，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、空气动力学数据库生成模块、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先进软件工具；有助于降低设计风险、提高设计质量和缩短设计周期。CEASIOM 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。

（一） 软件相关模块简介

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。模块包括：

- 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

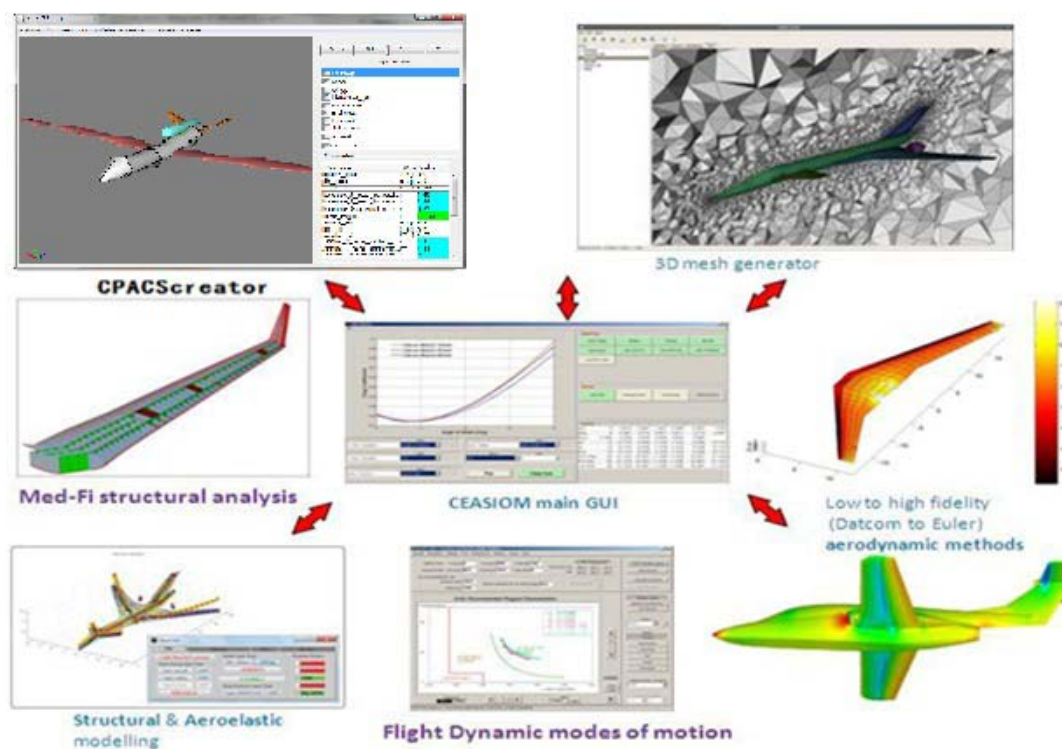


图 2: CEASIOM 功能模块结构图

1. 参数化飞机模型设计模块（CEASIOM/CPACScreeator）

参数化飞机模型设计模块 CEASIOM/CPACScreeator（The Common Parametric Aircraft Configuration Schema）是 CEASIOM 软件中的模块之一，该模块可以完成飞机概念设计过程中的以下工作任务：

1. 飞行器几何外形的参数化
2. 可视化的飞机外形构造
3. 众多的飞机参数输入
4. 输出 XML 形式的文档，用于后续模块的应用。

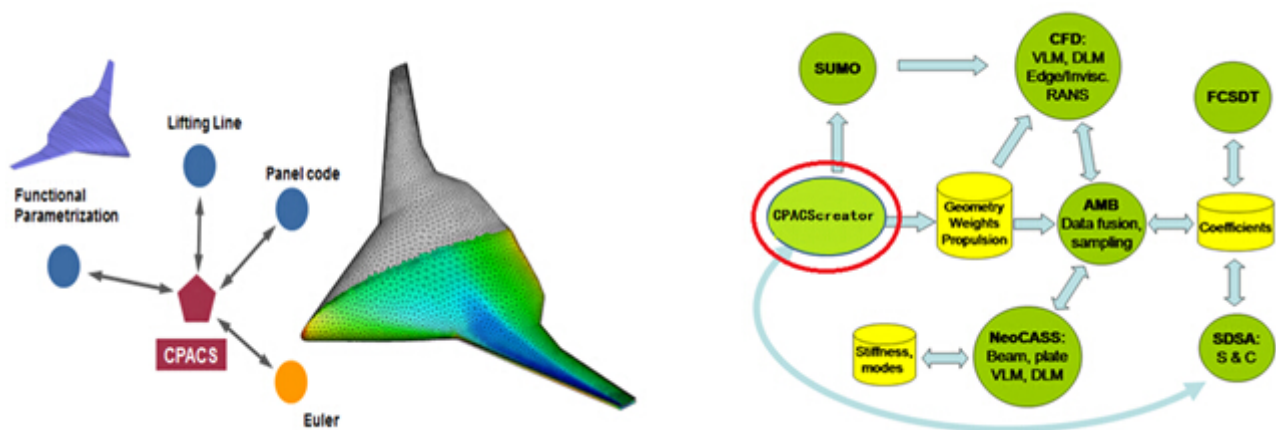


图 3：CPACSCreator 结构分布图和在数据流中的位置

应用案例：以某型号大型民用飞机为例，使用 CPACSCreator 模块进行参数化建模：

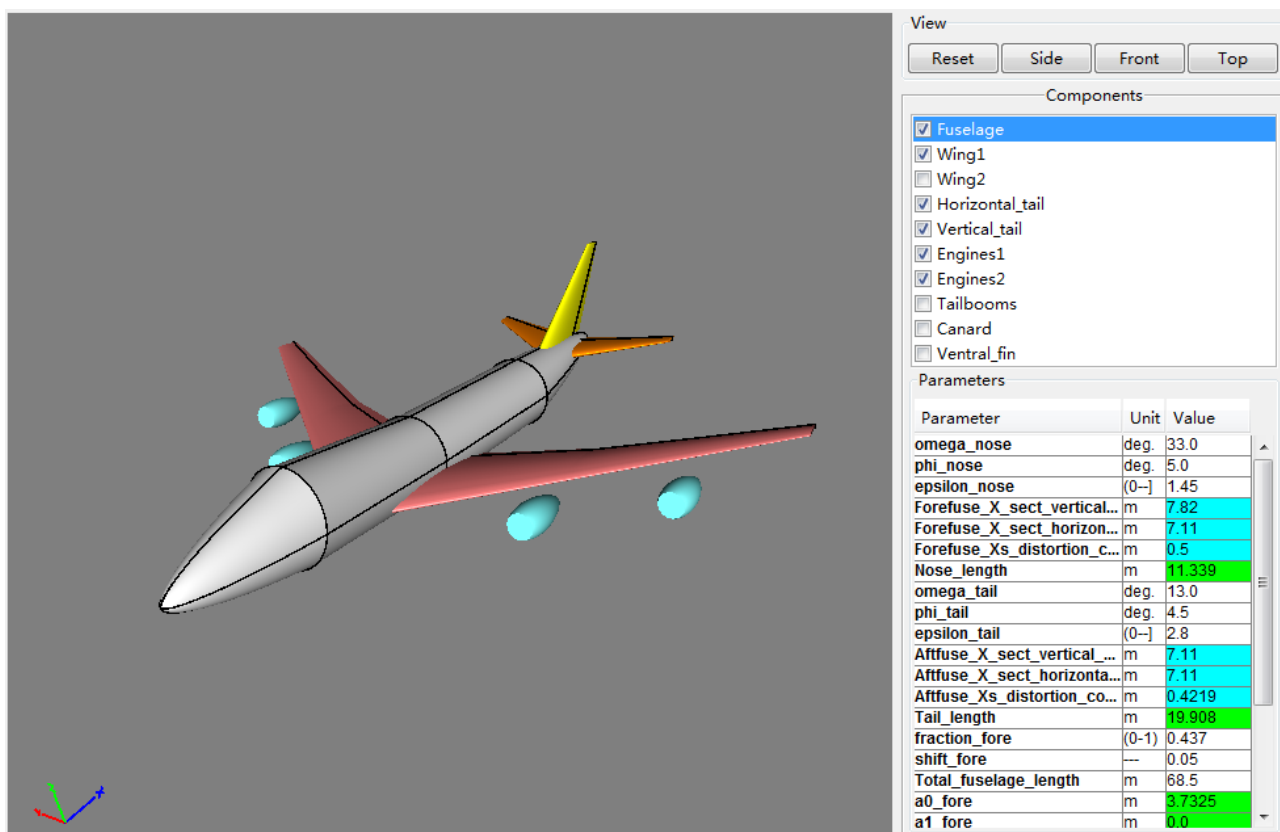


图 4：某型号大型民用飞机参数化建模

2. 自动化网格生成系统模块（CEASIOM/SUMO）

CEASIOM 软件中的 CEASIOM/SUMO 模块可以用来对飞机结构进行网格划分。该模块包含了模型的面网格和体网格生成器，可由 IGES 格式的模型导入。图 3.10 (a)为利用该模块划分的飞机结构面网格，图 3.10 (b)为利用该模块划分的飞机结构体网格。

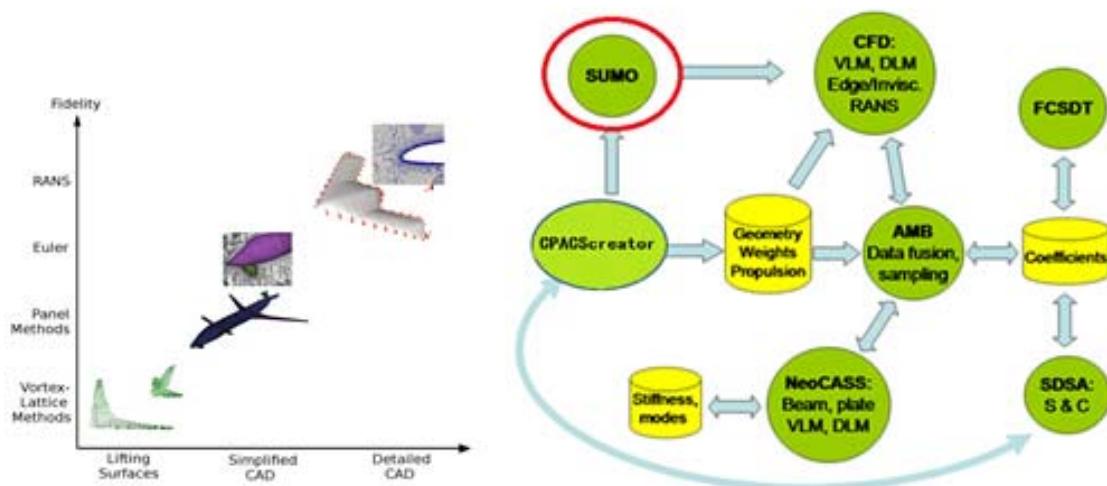


图 5: CEASIOM/SUMO 模块不同层次几何体的网格划分和在数据流图中的位置

应用实例：以某型号大型民用飞机为例，通过 SUMO 模块对飞行器结构进行网格划分。

7 boundary markers

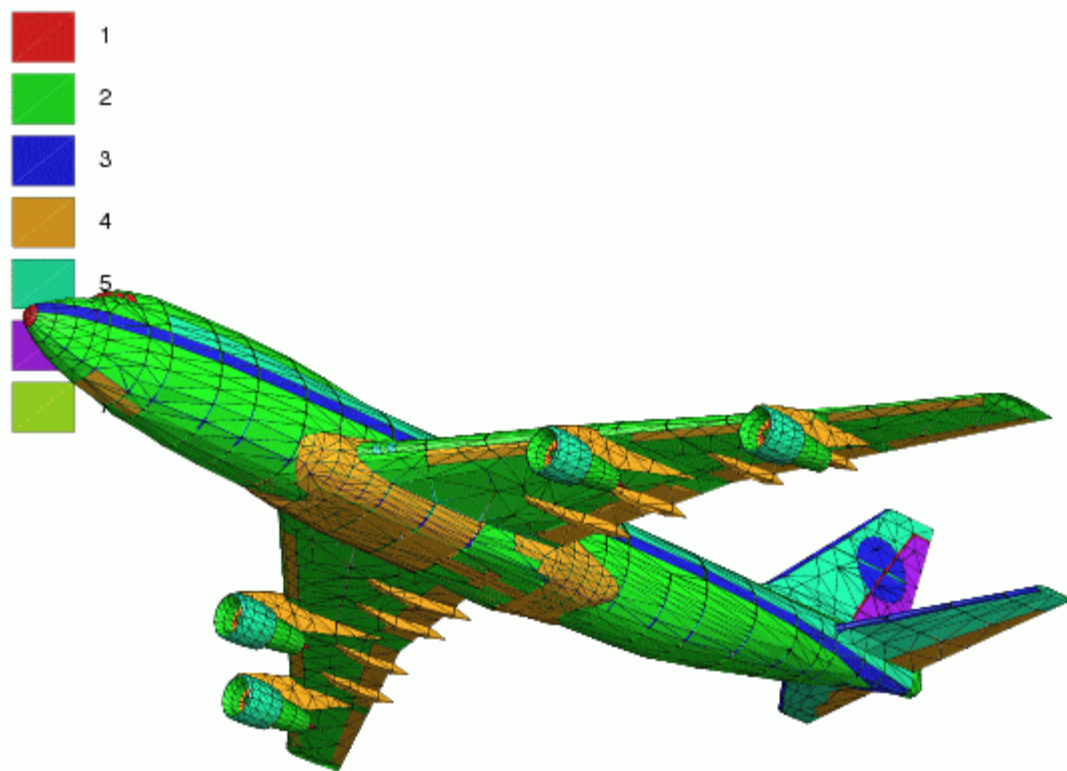


图 6: 某型号大型民用飞机网格生成

3. 空气动力学数据库生成模块（CEASIOM/AMB-CFD）

空气动力学数据库生成模块 CEASIOM/AMB-CFD（Aerodynamic Model Builder computational fluid dynamics）包含了不同的空气动力学求解方法，这些求解方法具有自适应高保真特点。

- 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。

➤ RANS 求解器用以仿真高精度飞行条件分析。

飞机的各不同阶段的质心分布经过重量与平衡控制计算模块计算完成以后，就可以对飞机的空气动力特性进行初步的估计。CEASIOM 采用 DATCOM 来计算结构的初步空气动力学特性。该软件在飞行器初级设计阶段具有较高的使用价值。

4. 仿真与动态稳定分析模块（CEASIOM/SDSA）

仿真与动态稳定分析模块 CEASIOM/SDSA（Simulation and Dynamic Stability Analyser）使用六自由度非线性模型模拟飞机的运动。飞行仿真模块可以用来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的动作模式及其参数(阻尼系数,相移)。CEASIOM/SDSA 是一个独立的应用程序集成到 CEASIOM，作为 CEASIOM 的一个仿真和动态稳定模块。

应用案例：以某型号大型民用飞机为例，可以通过 SDSA 模块计算出振动特性和空气动力学特性等曲线。

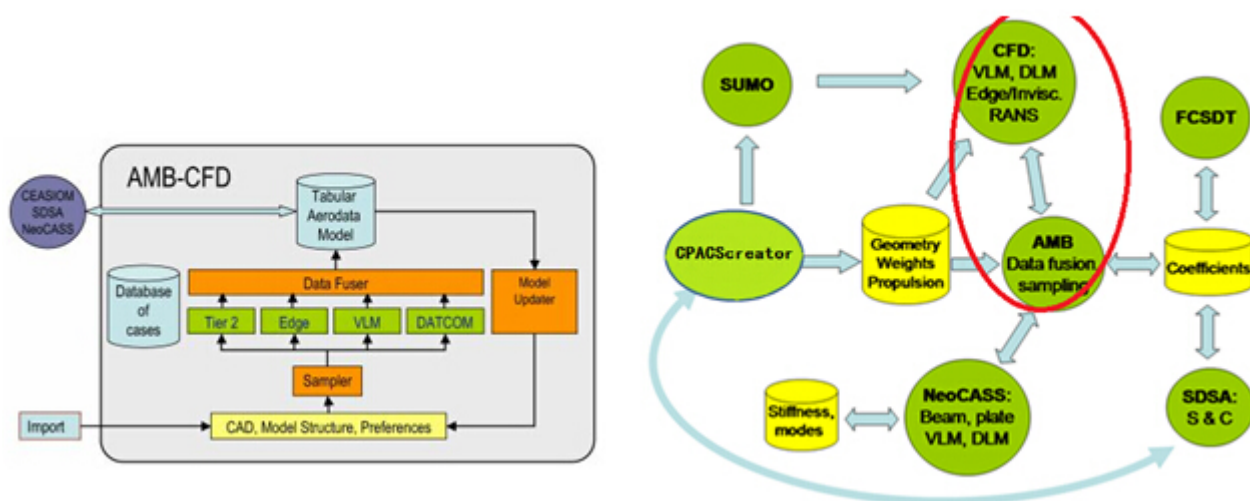


图 7：CEASIOM/SDSA 模块的结构和数据流图中的位置

振动特性

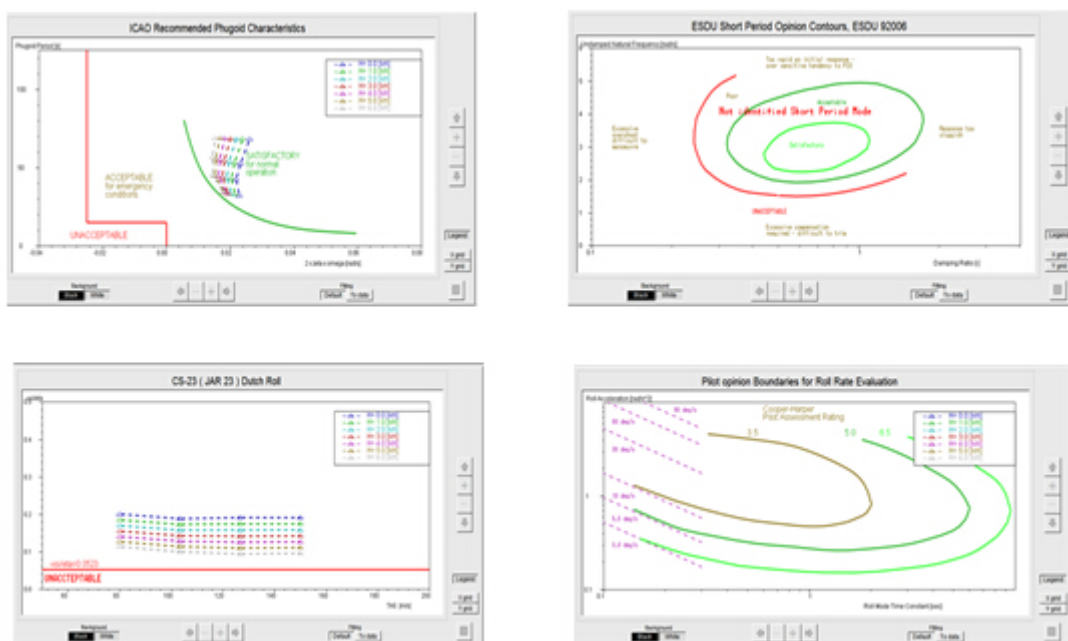


图 8：飞机振动特性

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

空气动力学特性

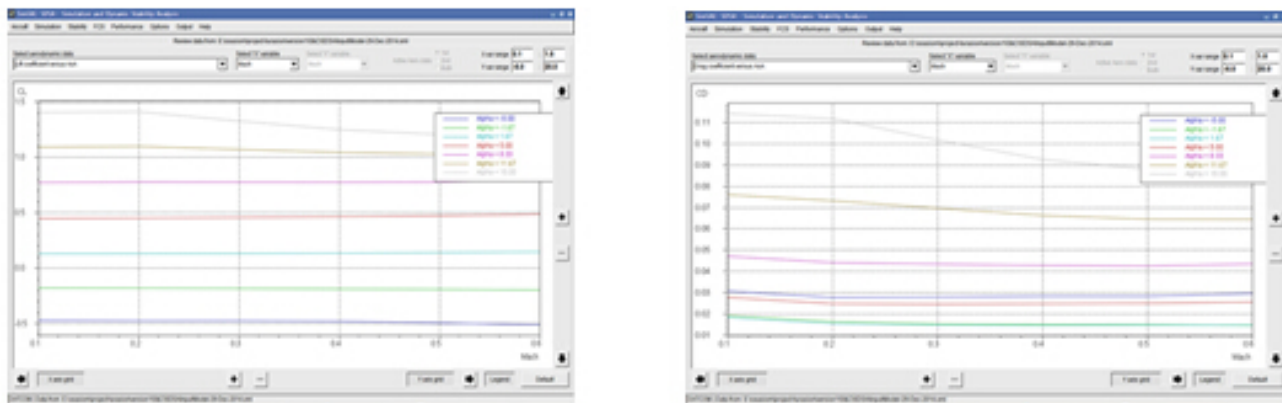


图 9：飞机升力系数、阻力系数随着马赫数的变化关系图

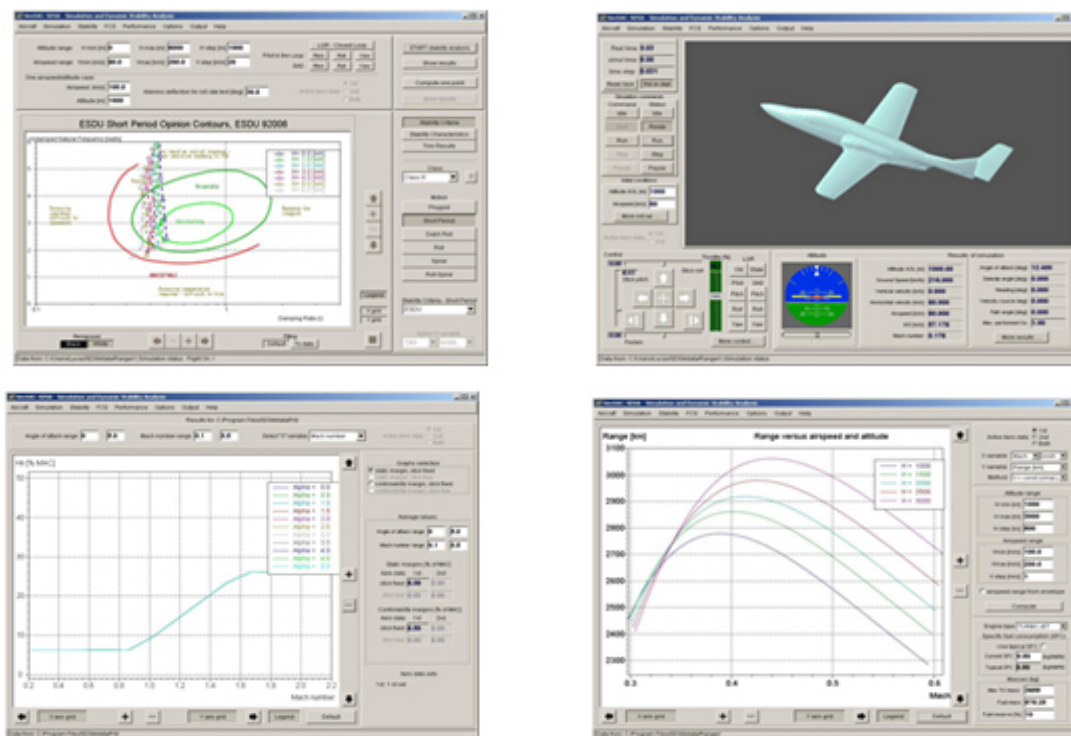


图 10：CEASIOM/SDSA 模块动力学仿真

5. 飞机控制系统设计工具包模块（CEASIOM/FCSDT）

飞机控制系统设计工具包模块 CEASIOM/FCSDT（Flight Control System Design Toolkit）有两个主要功能：

1. 飞机控制系统本身设计
2. 飞机空间设计分析

飞机控制系统设计工具包模块（CEASIOM/FCSDT）的设计和分析的功能有：

- ✧ 飞机控制系统架构设计
- ✧ 可靠性分析
- ✧ 失败模型研究
- ✧ 控制分配
- ✧ 响应模拟

- ✧ 稳定与控制分析
- ✧ 处理质量评估
- ✧ 飞行模拟

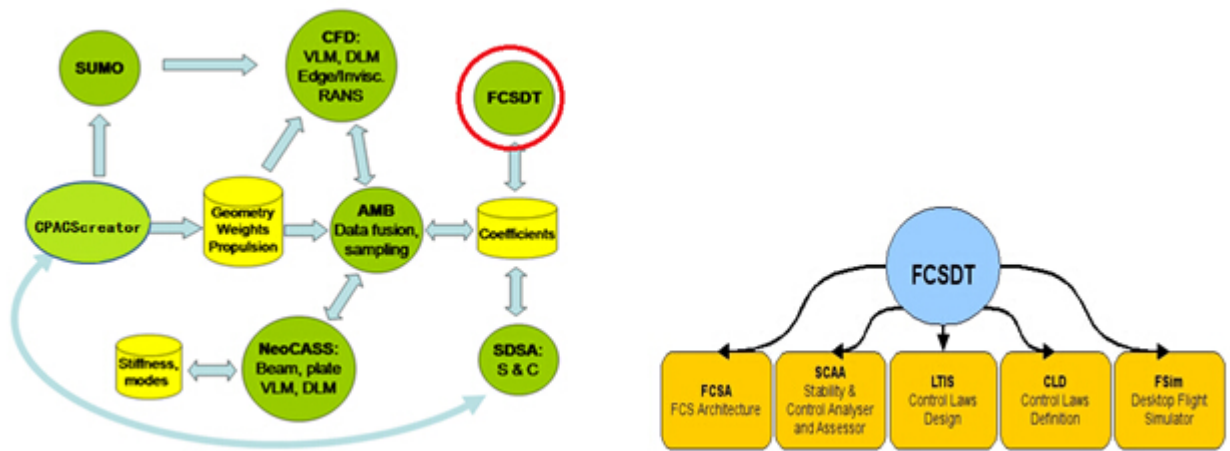


图 11: CEASIOM/FCSDT 飞行在数据流图中的位置和控制系统子模块

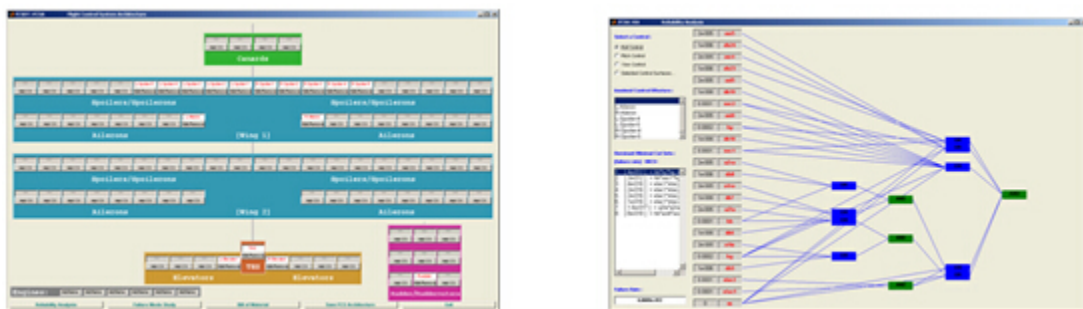


图 12: CEASIOM/FCSDT 飞行控制系统结构布局图可靠性分析

6. 气动弹性和结构分析模块（CEASIOM/NeoCASS）

气动弹性和结构分析模块 CEASIOM/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，软件帮助设计师在飞机的结构发展和通过结构、空气动力学数值方法调查空气弹性变形上有物理基础。因此，气动弹性和结构分析模块用来设计创新和罕见的飞机布局。

气动弹性分析模块 CEASIOM/NeoCASS 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设计结构优化
- ✧ 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

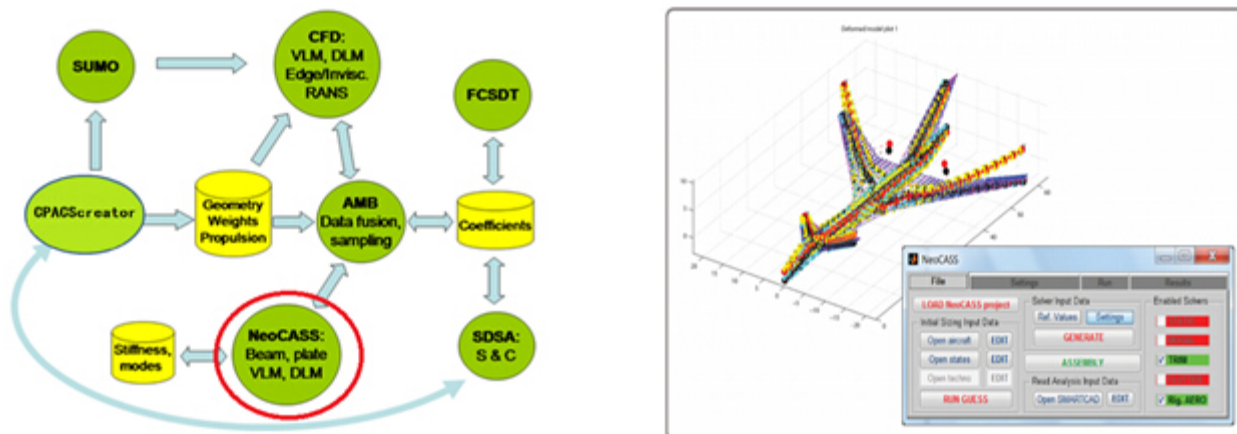


图 13: CEASIOM/NeoCASS 气动弹性在数据流图中的位置和结构分析模块的用户界面

CEASIOM/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。

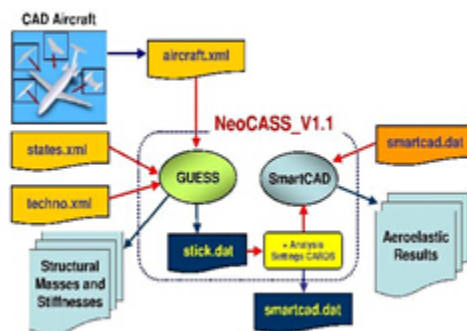


图 14: CEASIOM/NeoCASS 气动弹性模块和结构分析模块与关系图

7. 自适应网格超声速气动分析（CEASIOM/ARC）

自适应网格超声速气动分析 CEASIOM/ARC 模块是为了根据飞机的流场参数梯度较合理地分布网格同时又不增加网格点的数量,提出一种基于总变差为基础的 r 型 3 点逐步自适应网格算法,通过 3 点逐步调整网格点的位置以减小网格线的扭曲,生成质量较好的计算网格.以绕二维圆柱和三维双椭球的超声速流动为算例,用 Euler 方程模拟,以流场的压力总变差来进行自适应,通过分别用所提出的自适应方法生成的自适应网格与用原始网格计算所得的流场结果对比,计算结果表明,用自适应网格计算所得的激波比用初始网格计算所得的激波薄,采用自适应方法所计算出的流场数值解具有更高的分辨率。

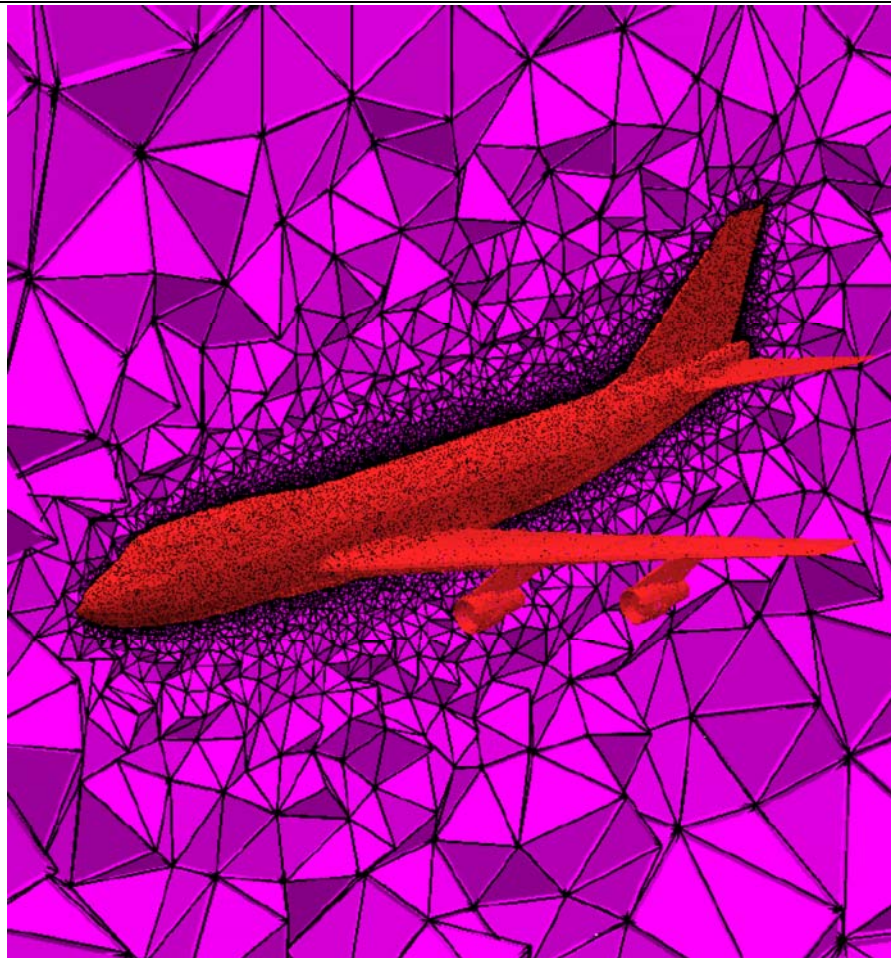


图 15：某型号大型民用飞机网格划分

8. 飞行控制仿真及模拟系统（CEASIOM/FSS）

飞行控制仿真及模拟模块 CEASIOM/FSS 是飞机的大脑。飞控系统由控制与显示装置、传感器、飞控计算机、作动器、自测试装置、信息传输链及接口装置组成。控制及显示装置是驾驶员输入飞行控制指令和获取飞控系统状态信息的设备，包括驾驶杆、脚蹬、油门杆、控制面板、专用指示灯盘和电子显示器(多功能显示器、平视显示器等)。传感器为飞控系统提供飞机运动参数(航向角、姿态角、角速度、位置、速度、加速度等)、大气数据以及相关机载分系统(如起落架、机轮、液压源、电源、燃油系统等)状态的信息，用于控制、导引和模态转换。飞控计算机是飞控系统的“大脑”，用来完成控制逻辑判断、控制和导引计算、系统管理并输出控制指令和系统状态显示信息。作动器是飞控系统的执行机构，用来按飞控计算机指令驱动飞机的各种舵面、油门杆、喷管、机轮等，以产生控制飞机运动的力和力矩。自测试装置用于飞行前、飞行中、飞行后和地面维护时对系统进行自动监测，以确定系统工作是否正常并判断出现故障的位置。信息传输链用于系统各部件之间传输信息。常用的传输链有电缆、光缆和数据总线。接口装置用于飞控系统和其他机载系统之间的连接，不同的连接情况可以有多种不同的接口形式。

9. 总体气动及流体仿真计算（CEASIOM/CFD）

总体气动及流体仿真计算模块 CEASIOM/CFD 飞机总体布局设计涉及到飞机气动、强度、舒适性、噪声、疲劳寿命、结构优化等多方面的工程问题。随着现代 CAE/CFD 仿真技术的日趋成熟，逐渐将先进的仿真研发手段与试验和经验相结合，形成互补，从而提升研发设计能力，有效指导新型号的研发设计，节省开发成本，缩短开发周期，从而大幅度提高企业的市场竞争力。此模块可以对飞机的各大部件如机身、机翼、舵面、发动机短舱、气密舱、起落架等进行常规的结构分析、热分析、空气动力分析、电磁分析，而且其强大的多物理场耦合

功能可进行诸如流体—固体耦合、热—结构耦合、磁—结构耦合以及电—磁—流体—热—结构耦合分析，完全能满足飞机设计中对 CAE 分析的需求，下面是此模块仿真技术在飞机总体设计的应用：

- ✧ 概念及方案阶段的气动布局选型计算
- ✧ 飞机全机及整流部件减阻设计
- ✧ 高升力装置气动设计
- ✧ 飞机/机翼大迎角气动特性分析
- ✧ 机翼拓扑优化设计分析
- ✧ 飞机多学科优化分析
- ✧ 外挂物布置及分离过程分析
- ✧ 红外隐身特性分析
- ✧ 进气道/发动机舱气动分析
- ✧ 飞机反推力及进气畸变分析
- ✧ 螺旋桨滑流气动特性分析

10. 飞机防冰仿真分析(CEASIOM/ANTICE)

飞机防冰仿真分析模块 CEASIOM/ANTICE 是针对飞机防冰性能评估仿真计算需求进行研发的专门计算模块。防止飞机表面某些突出部位结冰或在结冰时能有效地除去冰层的设备。飞机飞行时，由于气流速度的作用在一些部位常出现结冰现象，其中以机翼、尾翼、风档、空速管、螺旋桨、直升机旋翼、雷达罩、发动机进气道等前缘处最为常见。严重结冰会危及飞机的飞行安全。因此对飞行安全影响较大的一些部位都装有防冰装置。飞机上常用的防冰装置主要有热力、液体和机械式三种。包含流体、传热等多种物理模型，能够进行飞机外部流场、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，完成与试验数据的对比分析。

四、 总结

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。

此处介绍了一种典型型号的大型民用飞机总体设计流程，并在数值仿真方面成功地使用 CEASIOM 的各个模块分工协调地完成了包括参数化飞机模型设计、自动化网格生成系统、空气动力学数据库生成、仿真与动态稳定分析、飞机控制系统设计工具包、气动弹性和结构分析、自适应网格超声速气动分析、飞行控制仿真及模拟、总体气动及流体仿真、飞机防冰仿真分析等各个项目的仿真计算，可以说已具备完成大飞机总体设计的能力。获得更优的总体设计方案，提高了大飞机效率和市场竞争力。