

# NUMECA在大飞机 研制中的应用

## Application of NUMECA in Large Aircraft

NUMECA 中国 何晓辉



何晓辉

现任 NUMECA 中国市场部经理,主要负责 NUMECA 在大中华区的区域市场调研与分析,组织、监督和评估市场计划的实施,并负责大中华区 NUMECA 合作伙伴及代理商管理。

大型运输飞机是指起飞总重量超过 100t 的各类用途的大型军民用航空运载类飞机,在快速反应、快速机动、大量消耗物资的现代战争中,大型军用运输机已成为战争胜负的重要因素之一,其数量和运载效能是衡量一个国家快速反应能力、科技水平及工业水平等综合国力的重要标志。随着民用航空快速发展和

NUMECA 作为 CFD 技术的创新领航者,凭借其技术的前瞻性、结果的可靠性、算法的创新性受到全球巨擘 Boeing、Airbus、R&R、SNECMA、GE 及 P&W 等国际知名公司信赖。除此以外,NUMECA 在多场耦合问题、气动噪声问题及高性能计算问题方面都有非常优异的表现,NUMECA 已经成为航空航天领域首选的专业软件。

国防现代化步伐加快,我国对大型飞机的需求日益紧迫。自主研发大型飞机,发展有市场竞争力的航空产业,对带动科学技术发展、增强国家综合实力和国际竞争力具有十分重要的意义。

现代飞机气动设计主要有计算流体力学分析(CFD)、风洞试验、飞行试验以及经验数据库 4 种方式,这 4 种方式各有特点。虽然在不同历史时期,不同的国家和不同的航空公司对这几种设计手段的重视程度各不相同,但是明显的趋势是 CFD 以其可以大大节省研制经费、缩短研制周期、提高研制质量的特点,在大飞机的研制过程中发挥越来越重要的作用。CFD 在大飞机研制过程中面临着诸多要求,如何实现从仿真到逼

真、让瞬态成常态、由精确变准确是航空领域工程师 3 个首要考虑因素。

### 从仿真到逼真

CFD 技术在大飞机仿真设计工程中达到逼真的要求主要有两个难点需要突破,即复杂的飞机外形和流动物理模型。大飞机为了获得良好的飞行性能,如巡航阶段的增升减阻和良好的起降能力,在机翼上设计了高升力系统,如前缘缝翼、后缘襟翼。同时部件之间存在较为严重的相互干扰,如翼身组合、翼发动机组。此外,出于其他要求,机身机翼上存在许多的凸起物。精确描述和生成这些复杂外形是 CFD 技术能高精度描述大飞机工程设计的重要前提。

NUMECA 针对大飞机复杂几何

模型推出的集模型的清理、修复及网格的划分于一体的全自动混合网格生成器 HEXPRESS/Hybrid, 先进的并行技术使网格生成速度得到了大幅度的提高, 如图 1 所示, 为某客机网格划分图, 生成此 1600 万网格以前需要花费 1 周时间。采用 NUMECA 的网格划分工具仅需在 4 核机器运行 2h 即可完成, 大大减少了网格划分时间。

网格划分速度是 CFD 软件的考量指标之一, 而对复杂模型具有高度的容错能力是评价前处理软件的另一重要因素。HEXPRESS/Hybrid 是专门针对异常复杂模型开发的快速、高效的混合网格生成器。它为航空航天领域结构异常复杂, 且仍需分析细小部件影响的几何模型的 CFD 模拟提供了高速、高精度的最佳网格处理解决方案, 对原始几何模型达到了“逼真”的要求。采用多重网格, 特别是新颖的控制体聚合 (Control Volume Agglomeration) 多重网格处理方法、残差光滑和当地时间步长加速收敛技术, 使计算具有很高的收敛速度和计算精度。计算中还可以按照密度、速度或压力梯度准则, 进行网络的自适应计算, 在流场参数梯度大的区域自动加密网格, 流场参数梯度小的区域自动粗化网格, 从而实现对流场变化的精确捕捉。

图 2 为机翼及发动机细节图。HEXPRESS/Hybrid 软件通过八叉树的网格划分方法在流场域生成包含六面体(主要)和四面体的混合网格, 并自动在边界层附近生成 1 层或多层贴体的、高质量和正投影的边界层网格, 为大飞机的求解提供了快速、高自动化、高质量、精确的网格划分, 使得 CFD 的求解精度与实验结果的吻合程度大大提高。图 3 为客机前缘网格划分图。

物理模型是保证所需求解问题高度逼真的又一重要因素。在大飞机设计过程中, 不同的设计阶段对气



图1 某客机网格划分图



图2 机翼及发动机细节图

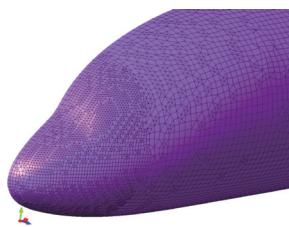


图3 客机前缘网格划分图

动性能预测准确度和计算速度的要求不同, 相应可以采取不同的流动模型以描述和求解物理问题。

FINE/Open 是基于全六面体非结构网格的流场求解器, 可广泛用于各种低速、亚音速、跨音速和高超音速流动的模拟。它通过求解基于密度的全可压缩形式三维雷诺平均 N-S 方程来模拟流场, 求解器中提供多种湍流模型。如图 4 为采用 FINE/Open 软件对某民航大型客机的气动特性分析。

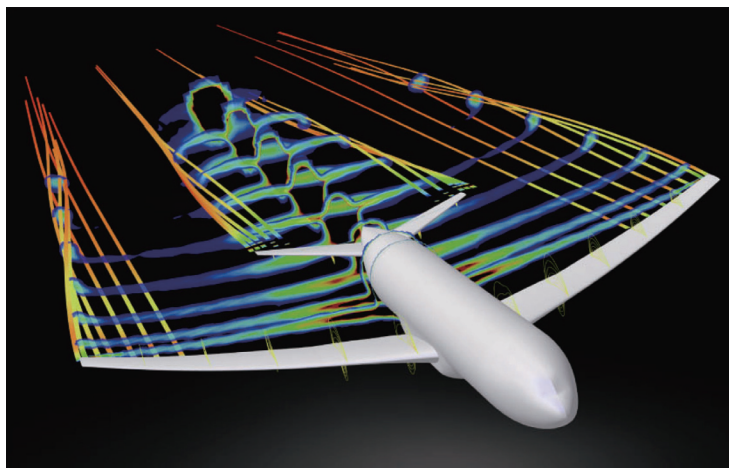


图4 某民航大型客机的气动特性分析

在大飞机设计过程中, 往往因为特殊需求而需要特殊的物理模型、物理特性或自定义计算结果的输出, 这些特殊需求普通软件一般无法满足, 即使可以通过自定义添加, 也需要使用者具有很高的编程水平, 花费很长的时间。为了节约时间、降低对研发者的要求, NUMECA 特别为用户提供了用户自定义技术 Openlabs, 仅需通过软件界面定

义模型方程表达式, 软件的动态链接库就会在求解时自动创建和加载, 无需用户考虑编程语言和代码结构, 且与程序源代码相比, 用户自定义模型的计算速度和内存占用完全相同。Openlabs 的引入为大飞机研发者的高度逼真计算提供了简便而专业的保证。

### 让瞬态成常态

当前我国采用一般 CFD 软件预研课题时, 机时需要用天、星期甚至

月来衡量。计算瞬态问题甚至需要更长,达几个月之久,这在工程设计上是几乎不可接受的。NUMECA 针对此问题,推出了革命性的强化隐式加速收敛技术 CPU Booster 及快速高精度的旋转机械转/静子非定常流动模拟技术 NLH,将计算速度提高了至少 2 个数量级。原来需要数周的计算,现在仅需几个小时即可完成。

CPU Booster 采用 NUMECA 独有的领先技术,在保证精度的前提下,可将计算 CFL 数设为恒定值 1000,从而大幅度削减计算时间,将工作效率提高 1 个量级。作为一个完全意义的技术创新,CPU Booster 为大飞机大规模、复杂物理场的高速求解提供了强有力的技术保证。以 30 多万网格的机翼为例,采用传统方法计算所需时间为采用 CPU Booster 所需时间的 28 倍(如表 1 所示),图 6 为残差对比图。

涡轮是飞机的重要部件之一,涡轮的转子和静子之间的流场干涉很

久以来都是 CFD 主要研究的内容之一,这种干涉效应不但是涡轮气动特性本身所关心的,而且它也是叶片高周振动疲劳的振动源,因而具有非常重要的意义。

在工程实际中,由于转静子的相对运动使其内部流动必然存在着固有的非定常特性(尾迹、激波、堵塞、失速、喘振和畸变等),定常假设已经不能真实地反应其内部流动。了解

这种复杂现象的内部机理对优化设计并提高旋转机械的总体性能都要重要的指导意义,而采用传统的准静态混合面就不能真实地反映其内部流动。

对工业中的多级结构,精确地模拟这些非定常特性的唯一方法就是进行全通道的数值模拟,但是这种方法的实施相当困难。所以,对于多级旋转机械进行非定常模拟就成为了一种行之有效的方法。

普通的非定常方法有滑移网格 (Sliding Grid) 和尺度缩放法 (Domain Scaling) 两种,可真实地再现非定常流场的各个流动参数和性能参数及其随时间的变化规律,但是这些方法的计算时间非常漫长,很难用于工程实际问题。而 NUMECA 公司推出的 Harmonic 方法,只需采用与定常计算相同的网格,花费很少的 CPU 时间就可实现满足工程精度的转静子非定常流动数值模拟。

Harmonic 主要特点是通过指定要捕捉的非定常脉动频率,仅需模拟单通道,没有上下游叶片周期性限制;可用于多级研究 Clocking 效应,通过 1 次计算就可以得到相邻动叶或相邻静叶周向位置的改变对时均流场产生的影响;计算耗时少,是普通非定常计算时间 1/20~1/10 等。图

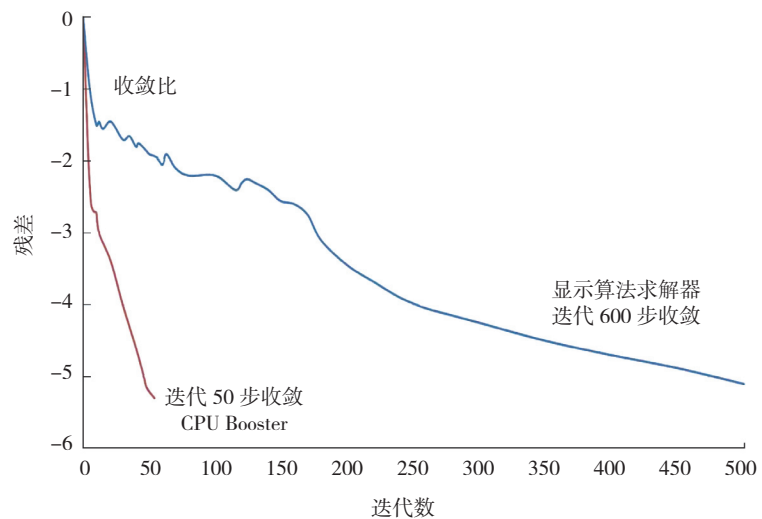


图6 残差对比图

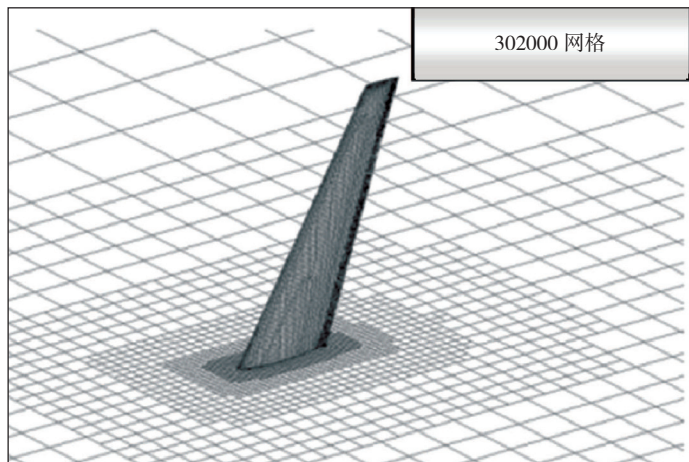


图5 机翼网格示意图

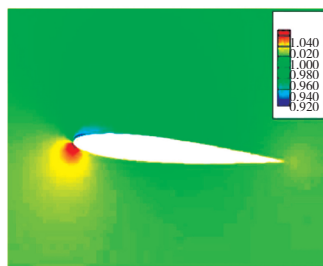
表1 采用CPUBooster技术与传统方法计算机翼外流场CPU时间对比

项目	多重网格	CFL	RK scheme	CPU
文献	FMG-3MG	2	4 stages	53018.9s
CPU Booster	FMG-3MG	1000	3 stages	1907.9s

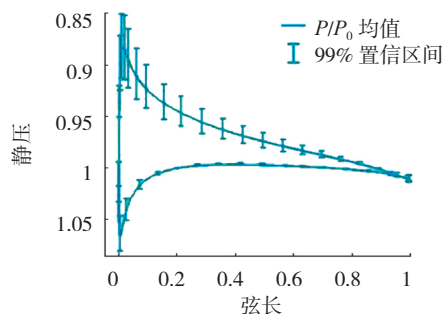
7为原始静叶相对周向位置,图8为效率最高点时第三排静子所对应的周向位置,也仅采用1次 Clocking 效应计算即可得到的效率最高点所对应的周向位置。

### 由精确变准确

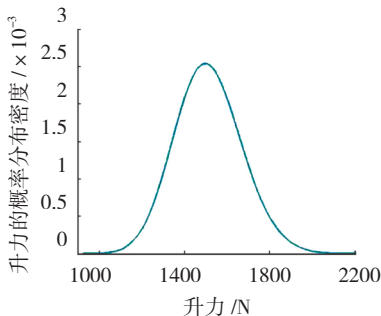
随着 CFD 技术的在大飞机研发过程中的飞速发展,对 CFD 计算结果的可信度和准确性要求日益提高。Paul Rubbert 波音首席空气动力学家指出,不确定性分析(Uncertainty Management)已经成为 CFD 工程实用化中占支配性的课题。但是 CFD 计算结果可信度受到大量不确定性因素影响,如何将 CFD 技术对不同型号大飞机模型的精确分析变成对设计的准确建议? 基于此,NUMECA 采用 NIPCM 理论推出了 NODESIM-CFD 技术,分析模型输入参数的不确



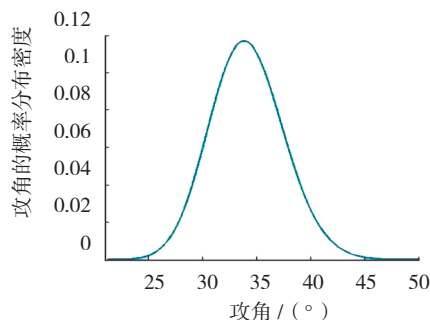
(a) 静压分布云图



(b) 弦长与静压关系



(c) 升力的概率分布



(d) 攻角的概率分布

图10 某跨音速翼型不确定性分析结果

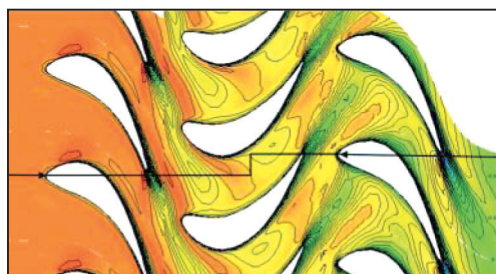


图7 原始静叶相对周向位置熵分布

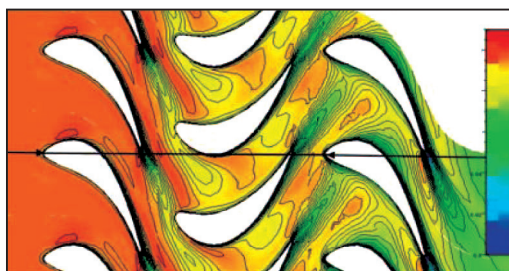


图8 最佳静叶相对周向位置熵分布

定性对模型输出参数的影响,不确定性分析的概率平均值和确定性分析结果之间的差异,从而有效地增加分析设计的鲁棒性。不确定性分析流程如图9所示。

机翼计算结果的可信度对飞机的性能具有重大影响,以下为采用 NODESIM-CFD 技术分析某跨音速翼型的可信度。马赫数为 0.734, 攻角为 2.79°, 雷诺数为 6.5e+6。不确定性输入参数如下: 攻角标准差为 0.1°, 相对厚度标准差为 0.005, 马赫数标准差为 0.005。图 10 为某跨

音速翼型不确定性分析结果。

### 结束语

在气动分析的 4 大手段中, CFD 技术以其高速、高效、低成本的特点,受到工程师越来越多的关注,给飞行器气动设计方式带来了革命性改变。CFD 在大飞机研制过程中的作用越来越重要,甚至风洞试验仅仅成为 CFD 计算结果的验证手段。NUMECA 作为 CFD 技术的创新领航者,凭借其技术的前瞻性、结果的可靠性、算法的创新性受到全球巨擘 Boeing、Airbus、R&R、SNECMA、GE 及 P&W 等国际知名公司信赖。除此以外, NUMECA 在多场耦合问题、气动噪声问题及高性能计算问题方面都有非常优异的表现, NUMECA 已经成为航空航天领域首选的专业软件。NUMECA 也十分乐于将与全球航空领域知名企业的成功经验与中国同仁共同分享,为中国大飞机事业的发展做出应有的努力。

(责编 良辰)



图9 不确定性分析流程