

# C919飞机空气动力设计

## C919 Aircraft Aerodynamic Design

陈迎春 / 中国商飞上海飞机设计研究院

**摘要:** C919大型客机在研制过程中采用飞机参数化快速成形技术、先进的气动优化设计方法、先进的计算流体力学/优化设计/试验验证的无缝结合技术, 在气动布局、超临界机翼、高效增升装置和减阻技术应用等方面取得了一系列的进展和突破, 实现了设计具有较强竞争力的先进民用飞机的目标。

**关键词:** 气动设计; 先进气动布局; 超临界机翼; 高效增升装置

**Keywords:** aerodynamic design; advanced aerodynamic configuration; supercritical wing; highly efficient lift devices

### 0 引言

C919飞机是我国拥有完全自主知识产权的150座级大型客机, 借助先进的气动构型参数化快速成形技术、先进计算流体力学(CFD)技术、高效优化设计方法和风洞试验验证等, 实现了在先进气动布局、超临界机翼、高效增升装置、先进减阻措施等设计技术的突破, 提升了C919飞机的设计质量和设计效率。

### 1 先进的设计方法与手段

C919飞机创新的空气动力设计理念和设计方法, 主要体现在以下几个方面。

#### 1.1 气动构型参数化快速成形技术

现代飞机越来越注重气动外形细节设计。参数化快速成形技术可满足高目标、高精度优化设计需求。C919飞机在设计中采用参数化快速成形技术, 对飞机翼型、机翼、机头等部件进行定量的描述, 先确定优化参数及其约束条件, 再进行优化设计。设计中发展的机翼“一分钟”快速成形技术、机头参数化成形技术, 实时反馈气动设计思路, 满足了C919飞机气动

设计进度。

#### 1) 机翼“一分钟”快速成形

传统的机翼布局采用在Kink处转折的形式。这种方法保证了在Kink处机翼前部的光顺, 但较为复杂且工作量大, 特别是Kink内剖面主梯形翼型人为因素过高, 不适合快速成形。

C919飞机机翼设计中直接基于CATIA样条成形方法, 采用站位翼型Loft加剖面引导线的方法成形, 局部改进采用Loft加剖面耦合点的方式成形, 结合软件二次开发, 自主发展了“一分钟”的快速成形方法, 该方法既方便快速又保证了机翼曲面的质量。

#### 2) 机头参数化成形方法

C919飞机采用流线型风挡, 设计中要满足驾驶员活动空间、视界等人机功效要求, 据此确定机头各参数控制点、线及等直段剖面站位。C919风挡采用单曲面风挡, 设计过程中提出一种“风挡切割法”的成形方法, 基于CATIA软件, 快速解决了主、侧风挡曲面成形的困难。

#### 1.2 先进的气动优化方法

气动优化设计包含四个方面的要素: 几何参数化、气动分析方法、寻优

算法和优化目标与约束。其中, 寻优算法是优化设计的重要组成部分, 直接关系到设计质量、优化速度与计算量, 对气动设计人员而言, 可以通过调用适合的寻优算法, 将有限的力量集中于分析设计问题和提炼设计思想。

经典的寻优算法主要分为: 梯度优化和启发式搜索。

梯度优化是对梯度信息的准确捕捉。以Jameson为代表的基于伴随矩阵的优化方法即是根据流场的梯度信息, 对形状变化进行趋势判断, 以实现气动形状的快速优化。由于梯度优化对于多极值问题容易陷入局部优化, 导致该方法不具备全局搜索能力, 优化过程中也难以引入设计人员的经验, 使其在飞机设计中应用十分有限。

启发式搜索不依赖梯度信息, 引入随机因子, 以解决非线性优化。目前, 研究较多的方法有基于进化理论的遗传算法、粒子群算法、蚁群算法等。

C919飞机设计过程中大量引入了此类设计方法, 在不同设计阶段发挥了不同的作用, 图1为典型的气动优化方法设计流程。

### 1.3 先进CFD、优化设计和试验验证的无缝结合

近年来, CFD技术革命性地改变了空气动力学设计的流程, 它和风洞试验一起成为气动设计中的首要工具, 将先进CFD技术、优化设计和风洞试验三者无缝结合已成为现代飞机设计过程先进性的标志。C919飞机气动设计中采用CFD技术约共耗时600万CPU小时, 风洞试验共开展9000余次。

#### 1) CFD技术与气动设计的无缝结合

在大型客机研制过程中, 对CFD方法的探索与发展为气动力设计开辟了新的思路。超临界机翼气动设计阶段要求快速高效, 能够准确区分不同机翼之间的细微差异。精细化气动设计中采用了自动化的机翼/发动机网格生成策略, 不同翼身组合体带短舱的构型均采用完全一致的网格, 每次设计仅修改机翼附近网格, 以便精确区别构型差别。基于RANS应用高性能并行机群进行大规模计算和优化设计, 保证每天的自动优化方案数大于10个。据统计, 仅机翼设计过程的优化计算量达到了200万CPU小时。

在增升装置设计中, 由于低速构型流动现象复杂, 相对高速构型更容易出现流动分离现象, CFD数值模拟十分困难, 计算结果容易受到外形精度、计算网格、湍流模型等因素的影响, 特别是在大迎角下收敛性难以把握。在增升装置设计的具体工程应用中, 不同设计阶段的计算准确度、精度和速度要求大不相同, 所采用的CFD计算方法和软件也不相同。C919设计实践表明, 在增升装置外形选型设计阶段, 宜选择面元法(附面层修正)作为增升装置设计的主要气动计算方法; 在初步外形优化设计阶段, 宜采用面元法(附面层修正)和Euler方程(附面层修正)作为计算分析手段, 可选用的软件分别为VSAERO与MGAERO; 最后, 需要并在快速计算的基础上, 生成精细网格, 采用NS方程进行精细气动校核计算。

#### 2) 精确CFD计算与风洞试验验证的无缝结合

C919飞机在论证阶段、概念设计和初步设计阶段对CFD技术提出了不同精度和效率的要求。但每一轮设计均通过风洞试验验证, 如翼型的典型

压力分布确定、翼身组合机翼的压力分布和气动力确认, 机翼/发动机一体化设计, 全机方案的气动力等。

为进一步、全面验证确认C919飞机气动设计, 目前已开展了不同构型、不同雷诺数的全模、半模的风洞试验, 包括测力、测压、动力影响, 机翼设计、增升装置设计方案选型、验证与确认等一系列风洞试验, 获得了大量有效的风洞试验数据。

## 2 C919飞机的空气动力学设计技术突破

C919飞机所开展的大量有效的气动设计, 在先进气动布局、超临界机翼设计、高效增升装置设计与减阻技术、流动控制技术等方面取得了一系列突破。

### 2.1 先进气动布局

飞机气动布局是复杂交错的关系, 它不仅是数学问题, 更是飞机设计师们的理念实现。C919飞机气动布局设计中更关注飞机总体综合参数的匹配、飞机减阻需求与结构、工艺、系统设计的实现, 设计中创新性地探索了放宽静稳定度及其带来的一系列关键技术。放宽静稳定性技术是依托现代主动控制技术的

进步提出的一种气动布局设计思想, 可以减轻结构重量、降低巡航阻力、提高飞机的性能。

放宽静稳定性技术向气动设计提出了严重的挑战。例如, 对于放宽静稳定度的飞机, 焦点与重心位置比较靠近, 稳定性裕度较低, 尤其是飞机装载处于重心后限时更是如此。为保证飞行安全, 对低速机翼分离起始位置的要求更为严格。必须确保

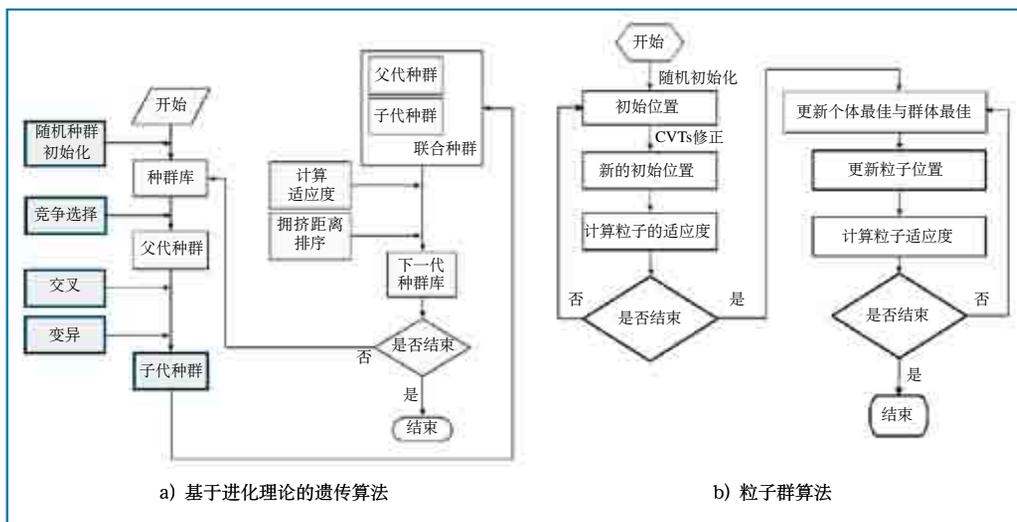


图1 典型的气动优化方法设计流程

低速干净构型和增升装置打开后的高升力构型分离从内翼开始,并且分离发展比较和缓,以保证飞机在流动分离后力矩特性以较为安全的方式演化,即使飞机处于重心后限的条件下,仍具有较好的安全性。但与机翼表面分离从外翼开始相比,机翼表面分离从内翼开始会导致飞机最大升力降低,如何在这两个方面作出取舍,获得最优的可用升力系数和可用迎角,则需要多点优化的机翼设计技术(图2)。

## 2.2 超临界机翼设计

超临界机翼在几何参数与气动特性的设计、优化、协调以及匹配方面,给设计师们提供了更大的选择空间,在现代运输类飞机中得到广泛应用。当飞机的气动布局、设计要求确定后,机翼的各大参数完全确定。超临界机翼设计的主要工作是通过高精度的翼型剖面优化和机翼综合优化设计实现提高气动效率的设计目标。C919飞机的超临界机翼在设计过程中实现了一系列的技术创新,主要体现在以下几方面。

### 1) 多学科多点综合设计

C919飞机空气动力设计要求超临界机翼较现役同类飞机减阻2%。这一要求是在机翼的展弦比不能大于

现役飞机,且机翼的设计厚度、油箱容积不能小于现役飞机,力矩特性、非设计点特性与现役飞机相当等诸多约束前提下提出的,导致机翼设计想要获得突破的难度很大。因此设计过程中采用多学科综合设计的思路,首先建立前后梁厚度与机翼油箱容积的关系,协调厚度分布、优化扭转分布等综合平衡多学科的设计要求与约束。在确定一系列约束后,对巡航马赫数和阻力发散马赫数进行两点优化设计,确保了方案具有较好的、均衡的巡航阻力特性与阻力发散特性。最后通过优化前缘半径、弯度分布,以及协调前后加载等方法,使得方案在保持巡航特性和阻力发散特性的前提下,在力矩特性、抖振特性及高低速分离特性等方面也获得优异性能。

### 2) 重视一体化设计

在设计之初,设计团队进行了超临界翼型、超临界机翼设计和翼身组合体的设计探索,深入理解了压力分布形态等对性能的影响。由于C919飞机确定采用更大尺寸的发动机短舱,使得发动机短舱与机翼必须采用近耦合设计,短舱与机翼之间就存在强烈的相互干扰。在此情况下,单独部件设计意义不大,为此采取了“一体化

设计”的技术路线。在整个设计过程中,无论是优化还是分析,发动机短舱都存在于方案之中。优化针对整个翼/身/架/舱进行,优化结果的优越性也体现在翼/身/架/舱的整体性能上;而不是先设计机翼,再加上短舱和挂架。

## 2.3 高效增升装置设计

C919飞机增升装置型式采用典型的三段方案,即主翼、前缘缝翼和单缝襟翼。C919飞机的翼盒较大,导致用于活动面的机翼面积相对较小,襟缝翼相对弦长较小;因横向控制装置需满足飞机的高低速飞行要求,又限制了襟翼的展长,影响了展向的载荷分布设计;加大尺寸的发动机及其与机翼的近耦合布置,对增升构型的最大升力系数与失速迎角十分不利;缝翼与挂架的干涉约束也使缝翼的设计难上加难。C919飞机增升装置设计经历了二维设计探讨、三维剖分确定、考虑轨迹及机构可实现性的缝道及偏角优化、全面性能校核等环节,设计中取得的较明显突破。

### 1) 缝翼/襟翼的参数化设计

缝翼及襟翼的偏角与缝道参数组合寻优是一个多参数非线性问题。采用遗传算法优化方法对缝道多参数进行了精细优化,同时编制了相应的程序控制缝道及偏角参数,严格遵循机构及轨迹可实现性原则。结果证明,方案在实用迎角下的升力系数、最大升力系数均有明显改善。纵向力矩线性度也得到了明显改善。

### 2) 重视增升构型细节设计

增升构型有很多细节,包括缝翼根部的整流、缝翼与挂架的间隙、缝翼与翼梢小翼的配合等。这些因素可能对增升构型的特性产生巨大的影响,又与整个增升装置的设计复杂地交织在一起。为此,C919增升装置设

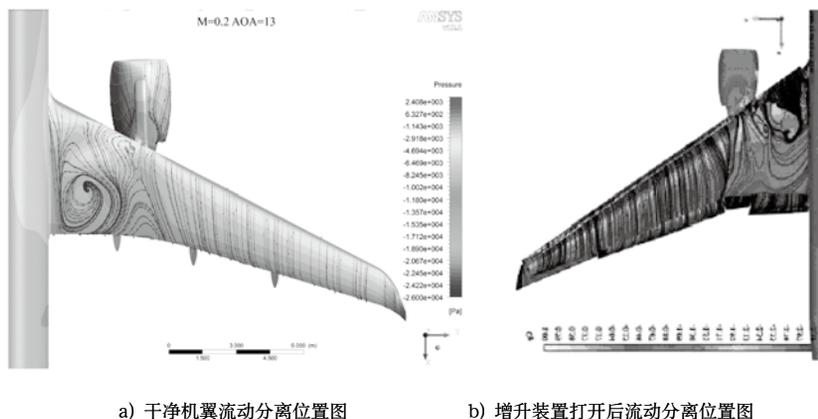


图2 大迎角机翼流动分离位置

计过程中详细研究了这些因素的影响机理和方向,作为优化设计的约束条件,优化设计增升装置。

### 3) 注重综合一体化设计

通过不同设计方法和CFD技术,在不同的设计阶段,开展带短舱吊挂的增升装置一体化设计,使得优化设计的结果具有更好的工程实用性(图3)。

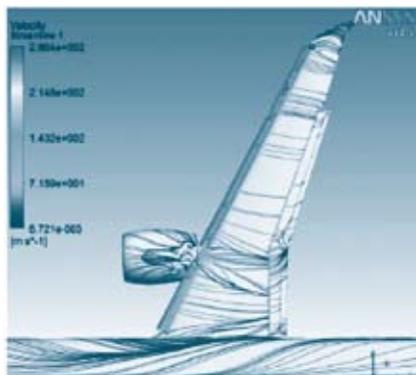


图3 典型增升装置设计一体化设计流线图

## 2.4 减阻技术的应用

为进一步提高飞机的气动力水平,C919飞机空气动力设计还采用新型翼梢小翼、流线型机头提高飞机的气动性能。

### 1) 新型翼梢小翼设计

在C919飞机空气动力设计中深入研究了多种不同小翼方案的设计思路。针对小翼的减阻特性和重量、结构代价之间的关系,选择了结构、重量、颤振综合最优的鲨鱼鳍翼梢小翼形式。

鲨鱼鳍翼梢小翼与上反式翼梢小翼相比,翼根弯矩小,重量轻,主要通过给机翼增加适当的展长达到减阻的目的。但由于综合考虑各机场宽度的限制,C919翼梢小翼的初始弦长约为其展长的2倍,使其在展长和高度上都无法发挥,对此C919翼梢小翼设计中着重调整翼梢小翼的后掠角、扭转角以及翼型的最大厚度分

布,保证翼梢小翼晚于主翼分离达到减阻效果最优。

### 2) 流线型机头设计

传统的飞机机头是由正面两块以及侧面4块挡风玻璃组成,而C919少了侧面两块挡风玻璃。C919飞机机头更具流线型,能减少阻力,同时驾驶员在驾驶舱的视野也比传统的机头更加宽阔。在机头结构设计空间和舒适的驾驶员仪表布置的约束基础上,结合快速成形和CFD技术对机头控制剖面和控制线进行精细气动设计,使C919飞机机头达到综合最优。

## 2.5 流动控制技术的研究

飞机气动设计技术发展到今天已经相对比较成熟,想要在气动设计方面获得比较大的收益,非常困难。然而流动控制技术的应用却可以得到比气动设计大得多的收益,在飞机总体方案设计中,也发挥了越来越大的作用。在C919飞机设计中,通过先进CFD技术与风洞试验模拟得出真实的细节的流场信息,如增升装置流动分离的现象和物理本质,在发生分离的位置前方安装涡流发生器给附面层增加能量,推迟分离,增加最大升力系数;同时也设计涡流发生器的大小、布置方向、尖部形状诱导分离,使其满足飞机设计要求(图4)。



图4 流动控制技术在C919飞机设计中的应用

## 3 结论

通过采用快速成形技术、先进优化设计方法及精确CFD与优化设计、风洞试验验证的无缝结合,C919飞机设计在超临界机翼、增升装置、翼梢小翼、减阻技术和流动控制技术方面取得很大的突破,经风洞试验和不同CFD程序计算验证,机头、后体设计减阻1%,翼梢小翼设计减阻2%,机翼吊挂/发动机一体化设计比竞争机减阻2%,总体达到了C919空气动力设计相对竞争机同比减阻5%的设计要求。

C919飞机气动设计是极具挑战性的任务,设计过程中结合国内的实际情况,充分利用国内外的技术力量,开拓跨越式的发展策略、集智攻关和联合设计团队的不懈努力,为以后国内民用飞机的气动设计工作打下了扎实的基础。

AST

## 参考文献

- [1] Johnson F T, Tinoco E N, Yu N J. Thirty years of development and application of CFD at Boeing commercial airplanes[R]. AIAA 2003-3439, 2003.
- [2] Г. С. Бюшгенс. Aerodynamics and flight mechanics on trunk-route aircraft (in Chinese) [M], Beijing: Aviation Industry Press, 1996:96-105.
- [3] Zhang Y, Chen H., Fu S. Computations of a twin-engine civil transporter using window embedment grid technique. AIAA 2008-169.

## 作者简介

陈迎春,研究员,博士生导师,中国商飞上海飞机设计研究院副院长、科技委主任,大型客机常务副总师,主要从事飞机总体气动设计。