

# 大型飞机气动设计中的 CFD技术

## CFD Technology for Aerodynamic Design of Large Commercial Aircraft

北京航空航天大学国家计算流体力学实验室 阎 超 甘文彪



阎 超

液体力学教授, 博士生导师, 主要从事 CFD 领域的研究工作。

近 30 多年来计算机和 CFD 计算方法的迅速发展, CFD 取得了很大的成就。今天, 以数值求解 Euler 方程和 RANS 方程为代表的 CFD 技术已经广泛应用到航空、航天、船舶、武器装备等领域, 取得了令人瞩目的成就, 日益展现出它蓬勃的活力和发展的潜力<sup>[1]</sup>。在航空航天等领域, CFD 革命性地改变了传统的空气动力学研究和设计方法, 推动了这些领域的技术进步。

由于 CFD 在节省研制费用、缩短研制周期、实现研制数字化自动

由于 CFD 在节省研制费用、缩短研制周期、实现研制数字化自动化、提高研制质量等方面的优势, 越来越多的人认为未来飞行器性能的确定, 将依赖于在“虚拟风洞”数据基础上产生的“虚拟飞行”, 这将是飞行器研制的主要发展方向。

化、提高研制质量等方面的优势, 越来越多的人认为未来飞行器性能的确定, 将依赖于在“虚拟风洞”(CFD)数据基础上产生的“虚拟飞行”, 这将是飞行器研制的主要发展方向。美国 NASA 在 20 世纪 90 年代的 20 项关键技术中 CFD 技术被列为第 8 项, 属最优先发展的技术领域。

今天的 CFD 已经成为飞机、导弹、飞船等航空航天飞行器研制中一种主要的气动分析和设计工具。CFD 以其快速、经济、高效、适用面广、约束少、数据详尽、容易实现数字化和自动化设计等特有的优势改变了传统的气动设计方法, 成为航空航天飞行器研制中无可替代的有力工具。

在我国, CFD 研究及其应用也得到了迅速的发展。目前, CFD 在我国航空航天领域的现状是:

(1) CFD 已经得到普遍的认可, 成为型号设计部门的常规手段, 在

多数型号单位成为主要的气动设计手段, 风洞试验成为后期的确认性工作;

(2) 一般情况下, CFD 精度可以满足工程要求, 型号部门大都购买了商业 CFD 软件, 但使用者的水平需要进一步提高;

(3) 商业 CFD 软件具有功能全面、使用方便、技术服务好等优点, 但商业软件的性能低, 如计算精度、计算效率、可靠性均较差。西方大国的先进 CFD 软件是禁止向我国出口的, 如 CFL3D、USM3D 等 NASA 发展的著名 CFD 软件;

(4) 计算周期大大缩短, 常规 CFD 任务可以在一周至数周内完成, 复杂任务可以在数周至数月内完成。

基于 CFD 在我国航空航天领域应用的现状, 本文主要论述大型飞机气动设计中的 CFD 技术。

大型飞机是指起飞总重超过

100t 的各类用途的大型军民运载类飞机。大型飞机的研制对国民经济的发展和科技进步有重大的带动作用<sup>[2]</sup>。

科技进步不断提升着大型飞机的性能。欧洲计划在 2020 年实现飞机阻力减小 50%、噪声减小 50%、开发时间缩短 50%，其中主要依靠的手段之一就是 CFD 技术。例如，科学家们希望通过 CFD 技术缩减常规风洞试验：于 2008 年减少 20%，至 2015 年减少 50%，至 2025 年减少 75%。

1998 年，美国 Lockheed Martin 公司的 P. Raj 在一篇题为《21 世纪的飞机设计》的论文<sup>[3]</sup>中指出：CFD 将在飞行器气动设计中起到关键性作用，并在飞机设计的每一阶段起到核心作用。波音公司研制波音 787 时 CFD 发挥了巨大作用(见图 1)，由于 CFD 的发展，波音 787 的风洞试验时间比 1990 年的波音 777 减少了 30%、比 1980 年的波音 767 减少了 55%。

在波音商业飞机部，为了支持各种产品，每年要运行超过 2 万次 CFD 作业。其中 85% 的作业是由 CFD 研究小组以外的生产工程师完成的。CFD 计算以数小时或数天、而不是以前的数周或数月的时间及时提供结果。

CFD 变革了机翼的设计方法，传统的、依赖经验和大量风洞实验的“试错法”(cut-and-try)已经被依赖 CFD 模拟的“反设计方法”和“多点优化方法”所取代。这些新方法更快、更经济，更重要的是这些新方法设计出的机翼性能比传统方法设计的机翼有了显著的改进。传统的“试错法”需要设计几十个机翼并进行大量风洞

试验，而新的 CFD 设计方法，只需要设计出 2、3 个性能最好的机翼，再放到风洞里进行试验验证和最终选型。

显然，CFD 技术在飞机设计领域的应用越来越引人注目。下面将简述大型飞机气动设计中的 CFD 技术，包括超临界翼型设计、机翼设计、增升系统设计和全机 CFD 技术等几个方面。

### 超临界翼型设计

机翼是飞机设计的灵魂，翼型是机翼设计的根本。亚声速大型飞机得以研制成功的一个重要因素是将普通翼型改为超临界翼型。

气流绕过普通翼型前缘时速度增加较多(前缘越尖，迎角越大，增加越多)，在翼型上表面流速继续增加。翼型厚度越大，上表面越向上隆起，速度增加也越多。飞行速度足够高时( $Ma=0.85 \sim 0.9$ )，翼型上表面的局部流速可达到音速。这时的飞行  $Ma$  数称为临界  $Ma$  数。飞行速度再增加，上表面便会出现强烈的激波，引起气流分离，使机翼阻力急剧增加。

超临界翼型设计的科学依据和典型特点是：减小翼型的上表面弯

度，降低由上表面引起的对气流的扰动，然而这将减小机翼提供的升力，为补偿升力的损失，可将翼型后段的下表面向内收缩，形成翼型的后部加载。

超临界翼型的研制经历了 2 个阶段<sup>[4]</sup>：第一代超界翼型上的表面局部超声区的气流较普通翼型的速度慢，激波强度小；第二代超临界翼型为进一步提临界  $Ma$  使其上表面局部超声速区气流作部分等熵压缩，激波明显减弱，其上表面的增厚和下表面后缘的向内收缩都更多，翼型中线呈典型的 S 型。

在翼型设计方面，CFD 技术主要有两个应用：一是针对不同计算状态分析已有翼型的气动特性；二是应用 CFD 技术与优化方法结合，进行翼型的优化设计。现在的 CFD 技术已经能够较准确地计算超临界翼型的气动特性。我们曾经利用 CFD 计算超临界翼型 RAE2822 的压力曲线，计算采用有限体积法求解雷诺平均 N-S 方程。计算结果与试验结果吻合良好，激波位置捕捉很准确。为飞机的计算、设计、验证提供了技术基础。目前，第一个应用已经很普及，例如上述 RAE2822 算例就

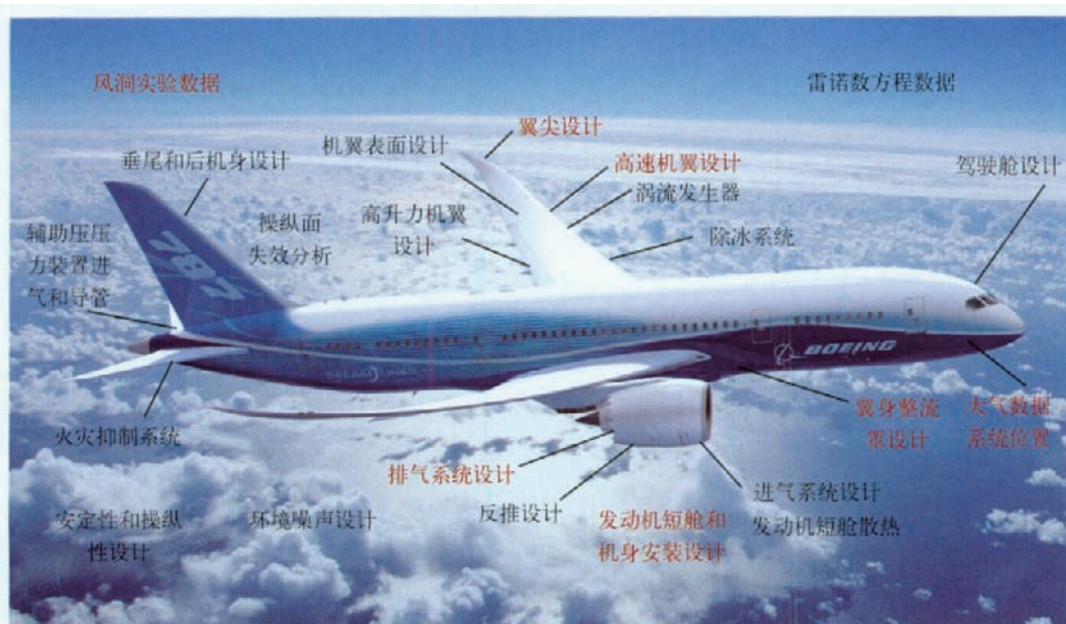


图1 波音787研制中CFD的作用

是应用 CFD 技术进行翼型气动分析;第二个应用也正如如火如荼地展开。表 1<sup>[5]</sup>是优化设计的超临界翼型与原始翼型(RAE2822)气动特性的对比,

在巡航升力条件下机翼各剖面无分离流,在大于巡航升力时(依据适航标准)尽可能保持低强度的分离流;(4)对于失速和深失速的大迎角条件,保证具有可接受的纵向安全性。

表 1 RAE2822原始及单、双目标优化翼型气动系数计算比较

Ma	气动系数	翼型			
		RAE 2822	单目标优化翼型 $C_l/C_d$	单目标优化翼型 $1/C_d$	双目标优化翼型
0.6	$C_l$	0.70	1.21	0.70	0.75
	$C_d$	0.0126	0.0157	0.0124	0.0126
	$C_l/C_d$	55.56	77.07	56.45	59.52
0.7	$C_l$	0.83	1.25	0.80	0.86
	$C_d$	0.0160	0.0601	0.0203	0.0241
	$C_l/C_d$	51.88	20.80	39.41	35.68

优化采用的是求解雷诺平均 N-S 方程的 CFD 技术与遗传算法相结合的方法,优化设计效果良好,翼型的气动性能得到很大提高。

### 三维机翼设计

三维机翼设计应在满足给定的巡航速度和水平飞行升力系数、绝对保证飞行安全和机场要求等条件下,获得尽可能高的升阻比( $K$ )。由于对机翼的气动力、工艺、强度、气弹等方面的要求常相互矛盾,机翼的气动设计只能取其气动要求和其他要求之间的折中,为保证飞机达到要求的实际航程和较好的运输成本指标,机翼的设计应实现尽可能高的  $Ma \cdot K_{max}$ <sup>[4,6]</sup>。机翼的气动设计是把选定的翼型以适当的方式组合形成三维机翼,即将选定的翼型以适当的翼型最大厚度和几何扭转角沿展向分布而形成三维机翼。

#### 1 机翼整体的气动设计

机翼设计的基本要求是:(1)保证最小的诱导阻力值,气动载荷沿翼展分布尽量接近椭圆分布;(2)保证巡航状态下的最低波阻值;(3)保证

近年来,人们大量使用 CFD 技术分析机翼整体的气动性能,极大地提高了机翼设计的效率与水平。图 2(a)是 ONERA M6 机翼表面压力分布等值线图,图 2(b)是 0.95 展向位置压力分布曲线,各湍流模型计算结果虽有一定差别但总体上与试验值吻合较

好。

#### 2 翼梢小翼

机翼上下表面的压力差使下表面的高压气流向外侧的翼尖流动,而上表面的低压气流向内侧流动,这种气流的横向流动与自由流结合形成翼尖涡。大展弦比机翼有很强的翼尖涡,它将机翼的尾涡卷入形成集中涡,引起强下洗,导致机翼的升力方向明显向后倾斜,产生很大的飞机诱导阻力,一般使客机在巡航状态的诱导阻力约达到飞机总阻力的 40%。20 世纪 70 年代惠特科姆将翼尖设计成产生显著侧力的翼梢小翼,才真正开发了它的潜力。翼梢小翼的作用在于:在翼尖下游耗散翼尖涡;使机翼上下表面气流横向流动产生的诱导速度与自由流合成的速度,在小翼上产生垂直当地气流方向的向内侧力(小翼升力),其在自由流方向产生显著的推力分量;起到端板作用,增大机翼的有效展弦比;减少诱导阻力,增加飞机的颤振裕度,改变其起飞阶段的噪声分布。

文献[7]给出一个设计实例,在

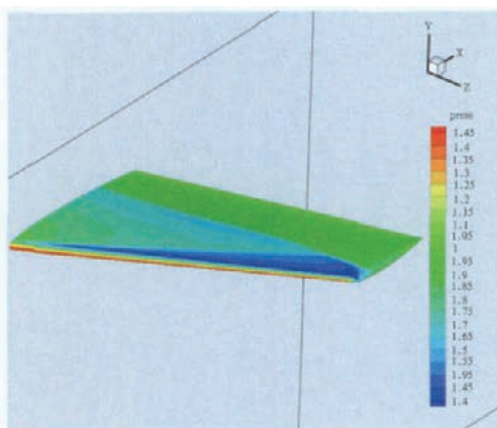
巡航设计状态下,应用 CFD 技术与 Lagrange 乘数优化方法相结合的方法,对机翼+翼梢小翼进行升阻比的优化设计。从沿展向的阻力分布的比较,可以看出,从沿展向的阻力分布的比较可知,加装翼梢小翼后,尤其在翼尖下游耗散翼尖涡,减少了气流的横向流动,机翼大部分区域的沿展向的当地阻力比单独机翼的阻力要小,在翼尖附近相对偏大。

#### 3 翼根

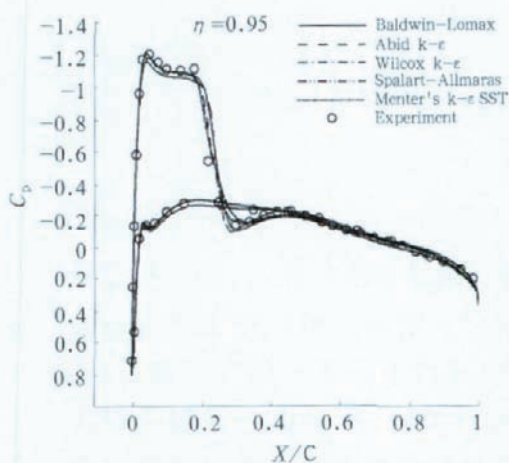
对于现代民用客机而言,其机翼根部翼型相对厚度较大,又具有较大的安装角,且起落架又常常需要收在机身下部,这样即使来流在较小的迎角下也会产生气流分离现象。迎角增大,分离旋涡增强,分离范围扩大。分离旋涡不但产生阻力,而且严重时对升力有明显的干扰。机身对机翼的干扰使机翼的压力分布发生明显的变化,特别在翼根区域影响更为显著,尤其是对采用下单翼布局的飞机。主要表现为:机翼翼根区剖面的压力分布形态发生巨大的变化,这种影响一般可达 30% 半翼展,严重的情况可达 70% ~ 80% 半翼展,机翼表面的等压线在翼根区出现弯曲,降低了机翼的气动效率。翼身整流罩的设计目的就是要保证在达到翼根处的目标压力分布的同时使翼根处气流不产生分离。

#### 4 发动机短舱

发动机短舱位置和喷流方位是动力增升构型设计中最关键的参数。发动机短舱对高速巡航性能和增升都有明显影响。短舱的上下位置在避免巡航状态喷流直接冲刷襟翼的前提下应尽量靠近机翼。为了实现在很小的襟翼偏角时发动机喷流都可以穿过襟翼,其吊挂位置不但要靠近机翼,而且要稍稍向机翼前缘伸出。发动机出口向前移,有利于减小巡航时短舱干扰阻力,同时减少短距起降时短舱的干扰影响。短舱的展向位置对动力升力影响不大,



(a) ONERA M6 机翼表面压力分布等值线图



(b) 0.95 展向位置压力分布曲线

图2 ONERA M6机翼分析

发动机后移则对升力增大不利。通过短舱声学设计,可大大降低发动机产生的噪声。采用锯齿型喷口和在发动机短舱中敷设声衬是降低发动机噪声的有效手段。

### 增升系统设计

大型飞机一般要求有较好的增升装置以提供良好的起飞和着陆性能,起飞状态的升阻比提高1%相对于载重量可增加1270kg或航程增加约280km,增升系统对提高大型飞机的起飞着陆性能是非常重要的。

增升系统的设计几乎完全由粘性绕流所决定。增升系统多段翼绕流中出现的粘流现象主要有:层流分离、湍流接触线和再层流化、激波与边界层干扰、湍流边界层的发展、尾流发展、渗混边界层与粘性尾流相

互作用等。增升装置的气动设计是飞机设计的难点,也是CFD分析的挑战性课题。

近年来采用N-S方程方法求解多段翼型和三维增升装置的绕流在国内外取得了很大的进展:

(1)在湍流模型中,早期的代数模型被证明计算有分离的多段翼型绕流不好,SA、SST和EASM(非线性显式代数应力)等模型在分离流计算方面有所改进,在湍流剪切应力型上EASM取得的结果最准确;

(2)研究构建了能自动确定转捩的湍流模型,转捩模型在很大程度上改进了多段翼型绕流的计算;

(3)网格技术的发展与应用,先进的重叠网格和混合网格技术被全面应用于多段翼型绕流的计算。用湍流模型计算多段翼型绕流的湍流粘性<sup>[8]</sup>,真实地反映了层流分离、湍流接触线等流动现象。

### 整机CFD技术

随着计算机硬件和CFD技术的发展,应用CFD进行整机气动分析越来越常见。

我们对DLR-F6飞机气动进行模拟,计算采用有限体积法求解可压缩流动的N-S方程组。时间离散采用AF方法,无粘项空间离散使用Roe格式,粘性项采用中心差分。计算采用的SST湍流模型。湍计算选用SST湍流模型。流模型求解采用非耦合平均流动方程的隐式AF方法,模型对流项采用二阶离散。

计算状态为 $Ma=0.75$ ,  $Re=4.3 \times 10^6$ ,设计点升力系数为 $C_l=0.5$ 。

由计算结果可知,壁面等压线图很好的反映表面压力分布的实际情

况,各截面气动力系数与实验吻合良好。显然,目前的CFD技术在全机计算中是成功的。

### 结束语

本文回顾了CFD技术在大型飞机气动设计中的应用,简要分析了超临界翼型设计、机翼设计、增升减阻设计和全机CFD技术等几个方面。随着空气动力学计算方法和计算机能力的不断迅速发展,目前CFD技术在飞机设计中的应用已达到空前的深度和广度,它已经革命性地改变了飞机设计的程序和方法,深入到飞机气动设计的各个方面;也必将为大型飞机设计增添更亮丽的“色彩”。

我国的CFD技术经过“863”计划、“921”工程、国防预研等的长期研究和考验,取得了一些成果,具有良好的基础。在CFD计算精度等方面,我国的CFD水平同欧、美等相比并无大的差距。在我国大型民机研制中,应该相信我们自己的CFD力量,结合我们自己的CFD技术加强气动设计研究,走自主创新的道路。

### 参考文献

- [1] 阎超. 计算流体力学方法及应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [2] Raj P. Aircraft design in the 21st century. AIAA paper 98-2895, 1998.
- [3] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4-17.
- [4] 方宝瑞. 飞机气动布局设计. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [5] 王晓路, 朱自强, 刘周, 等. 基于N-S方程的翼型双设计点双目标优化设计. 北京航空航天大学学报[J], 2006, 23(5): 503-507.
- [6] 朱自强, 吴宗成. 现代飞机设计空气动力学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [7] 张雨, 孙刚, 张森, 等. 民用飞机翼梢小翼的多约束优化设计[J]. 空气动力学报, 2006, 24(3): 367-370.
- [8] Spalart P R, Rumsey C L. Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2544-2553. (责编 侧卫)