

# 大飞机机翼气动设计技术

Aerodynamic Design Technology of Large Commercial Aircraft Wing

中国航空气动力技术研究院 王 斌 张卫民 杜绵银 郭少杰



王 斌

毕业于北京航空航天大学航空科学与工程学院飞行器设计专业,现任中国航空气动力技术研究院第二研究所空气动力技术应用研究发展中心工程师,主要从事飞行器布局设计与优化工作,参加了中国商飞上海飞机设计研究院大型客机联合工程队的机翼气动设计工作。

机翼是提供升力的主要部件,其阻力占飞机总阻力的一半以上,而其他部件如翼梢小翼、发动机、增升装置、翼根整流等的气动设计都与机翼直接相关,这些都是机翼气动设计的主要内容。在大型飞机的研制过程中,机翼气动设计和优化是一项基础任务。如何实现气动与结构、部件与全机的综合考虑,如何满足气动上对设计点与非设计点、高速与低速、气动力与气动力矩兼顾的工程需要,这

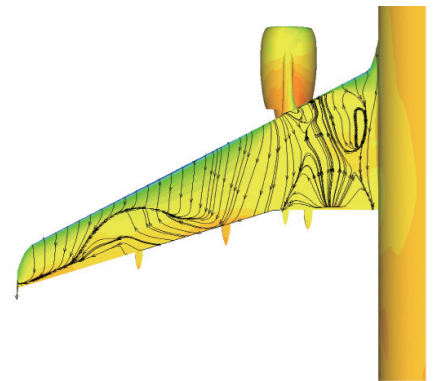
就目前情况而言,CFD技术在大飞机设计中的大规模应用(包括大网格量级的计算和大批量的状态计算),都需要借助并行计算技术,如何在计算量增加的同时,提高并行计算效率是一个重要的研究课题。

些都是气动设计所要解决的难点问题。

在中国大型飞机的研制过程中,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)技术为解决关键气动问题提供了一种经济、高效的分析和设计手段。但是,CFD技术在工程化应用中还面临着很多问题:

(1)物理模型和方程求解所带来的可信度问题。采用数值离散求解方程,不可避免地会产生截断误差。另外,目前湍流模型和转捩模型仍不完善,当出现分离、转捩和湍流等复杂流动时,数值模拟同风洞试验、真实飞行结果间存在差异。同时,无论对于风洞试验还是数值模拟,高雷诺数效应都是严峻的挑战,此外还有计算网格影响等因素,这些都会造成计算结果的不确定性。

(2)复杂的飞机外形和庞大的计算量所带来的时效性问题。对真实外形的仿真要求的不断提高,同时



失速后机翼表面的流动分离

又要降低人力资源和时间的花费,因此对高效网格生成技术、复杂外形网格生成技术提出了相当大的挑战。虽然分区结构化网格计算的结果精度相对更高,但是对于复杂外形来讲,生成分区结构化网格变得非常困难。而非结构网格生成技术特别是笛卡尔贴体网格生成技术尽管具有极大的优越性,但是在计算的准确度和精度等问题上还需要进一步提高。

就目前情况而言,CFD技术在大飞机设计中的大规模应用(包括大网格量级的计算和大批量的状态计算),都需要借助并行计算技术,如何在计算量增加的同时,提高并行计算效率是一个重要的研究课题。

(3)气动设计核心问题和优化方法所带来的适用性问题。CFD技术在大飞机设计上的核心问题就是布局优化,而阻力预测的精度意义尤为重要,涉及到流场激波、流动粘性、流动分离、气动干扰等一系列复杂的非线性流动问题,这些都直接影响到飞机最终的真实气动特性。

飞机气动外形的设计面临着越来越多、越来越高的要求与约束,设计过程中将面临更多的矛盾,设计空间受到越来越多的限制。因此,气动外形优化设计需要能够满足精细化、多学科、多目标的设计要求。

## 超临界机翼设计

现代干线飞机巡航性能的一个衡量参数就是“巡航效率”,即巡航马赫数与升阻比的乘积,它反映了近年来民用客机设计对巡航飞行速度及燃油效率的综合考虑,而实现这一动向的有效途径就是在后掠机翼上配置超临界翼型。

超临界翼型概念是由美国NASA兰利研究中心于1967年首先提出的,这种翼型基于局部超音速气流的等熵再压缩,在常规高速翼型的基础上增大了前缘半径,减小了上表面的弯度,同时增大了后弯度,从而既保证了升力又降低了由上翼面带人气流中的扰动,进一步提高了临界马赫数。因此,使用超临界翼型可以在相同的最大相对厚度条件下提高阻力发散马赫数或者保持相同的阻力发散马赫数时使用厚度更大的翼型来增大机翼展弦比。

传统飞机设计发展到今天取得的重大进步,突出地表现在两个方面:设计周期和设计精细程度。由于

对飞机性能和燃油效率的要求提高,气动设计问题已经变得更加复杂,以数值分析为主要手段的气动设计需要考虑更多的影响因素,但是对不同学科或者同一学科不同侧重点的考虑都可能造成相反的影响,因此在设计时应遵循一定的设计准则。根据超临界翼型和跨音速后掠翼气动特性,高巡航效率(即阻力蠕增小、设计点升阻比大、阻力发散马赫数高)机翼气动设计可参考的设计准则有最小诱导阻力准则、巡航状态下最低波阻准则、上翼面直等压线准则、抖振边界要求准则、纵向稳定性准则等等,同时还需要考虑非设计点气动特性变化、低速失速特性、机翼几何要求等因素。

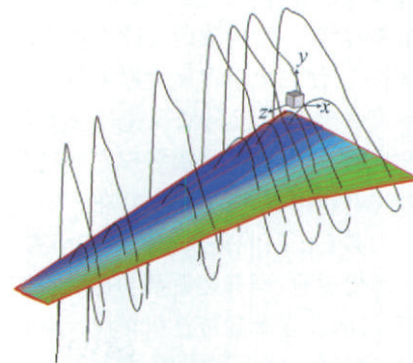
对于现代商用飞机所采用的传统后掠翼布局,当机翼平面参数确定后,超临界机翼设计的主要内容就是沿机翼展向的几何扭转分布、厚度分布及控制剖面形状三部分,也就是所谓的机翼气动力布局。

由于有限翼展后掠机翼上每个顺流向的局部流场都不完全相同,但靠近机身处的翼根影响和翼尖处的扰流影响范围有限,因此可以将机翼沿展向分成内翼、机翼中段、外翼三部分进行控制剖面配置。

处于机翼半翼展30%~40%范围内或后缘转折附近的翼型一般是基本翼型,因为它处于接近二维流动的区域,其压力分布决定着机翼的主要载荷分布形态,并且它又很大程度上决定着机翼内段和外段的翼面外形,对其设计点的目标压力分布有以下考虑:上翼面局部超音速区的最大马赫数不能太高,也就是前缘峰值不能太大;无激波或弱激波设计;上翼面曲率较小,控制较大范围内非设计状态下激波强度缓慢发展;适当的“前加载”和“后加载”以保证升力和改善力矩特性。翼根区域由于受到机身、整流鼓包等影响,流动非常复杂,且这一部分所占的机翼面积

比例很大,载荷和环量集中,并且尾流对尾翼的工作情况有直接影响。

在有限翼展后掠翼上,存在能实现“侧滑机翼”效应的区域,同时还存在受“翼根效应”和“翼尖效应”影响的区域,而后者使翼根处剖面的最大吸力区向后缘偏移,在翼尖附近的最大吸力区向机翼前缘偏移,这样导致等压力线与来流的夹角将减小。因此,翼根处应选用最大相对厚度位置更靠前的小负弯度翼型,同时最大厚度以后翼型的厚度迅速下降以达到类似于机身缩腰的效果,并且保证超临界马赫数下压力分布单调增长不致出现第二个吸力峰。对于翼尖翼型的选择,主要是从减弱翼尖效应和改善翼尖失速特性方面考虑,所以要配置最大厚度位置靠后、弯度较大、最大升力系数较高且失速特性较好的翼型。



机翼压力分布和等压线

机翼巡航构型的几何扭转主要是从改善气动特性上来考虑的,几何扭转分布必须使巡航阻力不太大,并且有利于改善失速特性。翼根剖面的几何扭转角又称为机翼的安装角。从气动上来说,飞机在巡航飞行时使机身处于最小阻力姿态是很重要的,并且从乘客舒适性的角度考虑,座椅倾角不能太大。采用绕前缘扭转并具有较大的内翼扭转范围,这样可以增大内翼升力载荷,降低起落架支柱高度,增大发动机离地面距离。翼尖使用较大的负几何扭转角可以延迟分离的出现,改善飞机在大迎角时的

失速特性及提高抖振起始升力系数。同时,负的几何扭转使翼尖处的升力减小,翼根增大,这样的升力变化可以减小机翼的低头力矩,并显著改善大迎角时的纵向静稳定性。

机翼最大相对厚度沿翼展的分布具有重大意义,它是根据有效体积和最小波阻来确定的。在无分离流的情况下,机翼的最大相对厚度影响机翼的型阻,进而影响机翼的巡航效率。为减小这一阻力分量,应减小机翼的最大相对厚度。但是从有效体积、气动弹性和机翼重量的角度看,特别是用在大展弦比的机翼方面,减小机翼的相对厚度往往是个不利因素,故在实践中机翼厚度的选取不得不寻求结构强度与气动要求的折衷方案。翼根处的最大厚度和后梁附近的翼型高度受油箱容积、结构强度和收藏主起落架的空间要求等条件的制约。在保证最大厚度值沿展向连续的情况下,内翼段设计为非直线形式,使内段机翼由大厚度且带有小负弯度的翼根翼型快速过渡到基本翼型,这有利于克服翼根弯度对升力的不利影响,改善阻力特性。

需要指出的是,机身、翼梢小翼、发动机短舱、增升装置都与机翼直接相关,因此在单独进行机翼设计时必须考虑到这些干扰因素,尤其是发动机对机翼气动性能的影响。

### 翼梢小翼设计

自商用飞机问世以来,制造商就在不断寻找节省燃油的途径。翼梢小翼技术就是一种节省燃油、增加航程的有效途径。当机翼产生升力时,由于上下表面存在压力差,翼梢附近机翼下表面空气会绕流到上表面形成翼尖涡,这种翼尖涡会带来不小的气动性能损失。为了削弱这种绕流现象对流动的影响,很多飞机的翼尖都安装了翼梢小翼,用以阻碍上下表面的空气绕流,提高巡航升阻比。

翼梢小翼的种类很多,目前国内

外主要商用飞机所采用的典型翼梢小翼有3种:空客公司A320、A380采用的复合后掠角涡扩散器;波音公司737-800采用的大展弦比融合式小翼(blended winglet);波音767-400、波音787-800采用的具有较大展长的后掠式小翼(raked wingtip)。

复合后掠角涡扩散器结构相对简单,增加弯矩小,但减阻效果相对要小。融合式小翼结构相对复杂,重量较大,增加的翼根弯矩较大,但展长增加较小。与机翼一体化的后掠式小翼,具有结构简单、减阻效果较好、翼根弯矩增加较大等特点,更适用于较大型的商用飞机。综合融合式小翼和后掠式小翼的特点,融合式小翼更适合中小型飞机,这满足了当前中国大型飞机设计的需要。

小翼外形使用参数化描述方法,包括前后缘融合处曲线方程、小翼翼梢前缘修型方程、外倾角、前后缘线上反角、前后缘线后掠角等,小翼各控制剖面为离散数据,这种描述方法便于外形修改,提高优化效率,同样也适用于融合式小翼、后掠式小翼类外形。

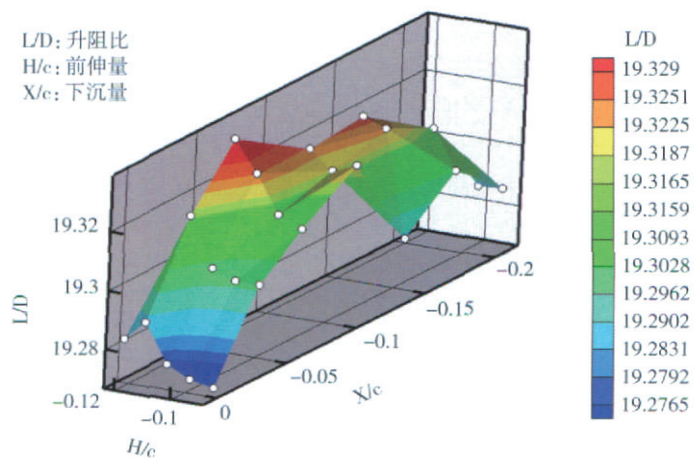
融合式小翼展长小,前缘后掠角较大,具有一定的上反特征。增大前缘后掠角,同时进行翼尖修型改善机翼环量分布,可降低诱导阻力。若适当增加展长及上反角,将集中的翼尖

涡破碎成许多小的翼尖涡,减少下洗流影响,同样可起到减小诱导阻力的作用,这在一定程度上类似于融合式小翼的减阻效果。

在设计马赫数时,相比于不带小翼的翼身组合体,安装融合式小翼后,可增大升力线斜率,并使失速推迟。小翼前缘压力峰值较低,无剧烈变化的压力梯度区,不易造成翼尖的边界层分离导致的翼尖失速。根据分析结果,设计小翼可减阻全机的2.8%,翼根弯矩增加1.6%。研究表明,增加有效展长是减阻的一个重要因素,其次是小翼的类型。因此,融合式小翼尽管增加的有效展长较小,但仍有较好的减阻效果,且结构简单,增加的弯矩较小,非常适合于中等航程的干线飞机。

### 发动机短舱安装

发动机安装影响到飞机的多个方面,如气动特性、安全性、结构重量、推进效率、维护性以及飞机改进的潜力等。动力装置安装在机翼下时,一方面由于发动机直径较大而起落架长度有限,离地高度不得不减到最低限度;另一方面,发动机前伸位置的自由度也要受到颤振危险的限制,这两个因素决定了发动机短舱在安装时必然会产生对近翼位置的要求,再加之吊挂、增升装置等复杂外



前伸量和下沉量影响分布

形对流场的影响,因此发动机短舱与机翼之间必定会产生极其复杂的气动力干扰问题,这种干扰在高、低速范围内会造成重大的性能损失,超临界机翼对发动机短舱干扰更为敏感。

发动机的安装需要6个参数来确定,包括3个相对位置和3个相对安装角度,由这6个参数按照一定的先后顺序所确定的安装姿态决定了流过动力装置的流场性质,特别是气流通过短舱与机翼之间间隙的流动情况。

发动机短舱在机翼展向的位置应综合考虑机翼平面形状、增升装置、结构和总体等方面因素。

从气动上讲,略靠外的位置对减小安装阻力有利。发动机短舱相对于机翼前伸和下沉的位置是影响短舱安装阻力的重要因素,根据研究结果,相对靠前、靠下的短舱安装位置可获得较小的干扰阻力。但发动机在一架飞机上的安装位置应由总体、气动、结构等多个因素的综合考虑来确定。

在结构方面,靠近机翼会使吊挂结构重量减小,较小的前伸量有利于结构强度设计。

在总体方面,除了要考虑前伸过大对颤振的影响和保留与地面之间足够的距离外,还要兼顾飞机起飞降落增升装置打开时短舱上表面对前缘缝翼的结构约束及发动机喷流对后缘襟翼的影响。综合上面的几点考虑,采用较小的前伸量、相对较大的下沉量是较为可行的方案。

发动机短舱进气唇口附近受到较强的上洗流影响,因此必须调整发动机的安装角来减小诱导阻力和进气道损失。一般地,在飞机巡航姿态中,应使发动机轴线与来流一致。研究表明,在一定范围内,减小发动机上仰角、增大内偏角有利于减小发动机安装阻力。并且减小发动机上仰角,可以降低发动机总压损失,增大短舱离地高度。

除此之外,影响短舱安装的因素还有机翼局部翼型参数、吊挂外形、喷管形状和风扇后缘角等,它们影响着局部的速度分量,发动机短舱越靠近机翼,这些影响因素就越重要。

### 发动机动力效应干扰

通常在进行全机的气动特性数值计算时,一般不考虑发动机的动力效应,而用通气短舱近似处理。实践证明,翼吊式发动机系统及其进、排气对飞机空气动力性能有重大影响。精确预测和分析机体与动力装置之间的相互干扰影响,对于评估与改善整机空气动力性能将是十分必要的。

风洞试验和数值模拟是解决上述问题的有效途径,但是在风洞中开展发动机进排气模拟试验,是一个比较复杂的特种风洞试验项目,技术难度大,需用设备多。应用CFD方法代替昂贵而又费时的试验研究方法,来研究机体/动力干扰问题,以降低动力装置对机翼升力的不利影响、减小综合阻力,已成为民用飞机设计的主要手段。

发动机带动力时,由于喷流具有很高的温度与能量,与周围空气相差很大,故喷流与周围空气的动量与能

量交换很强,导致流场变得混乱。这种影响直接表现在发动机位置附近的压力分布变化,一般下表面受影响较大,上表面相对较小。对于巡航构型,发动机附近升力系数的减小改变了机翼展向环量分布,进而导致诱导阻力发生改变。

从上下表面压力云图可以看出,动力效应不仅影响机翼下表面的压力分布,对上表面也有一定的影响,这主要是发动机喷流与机翼尾迹相互作用,导致空间流场变化,这说明有必要开展机翼动力一体化设计的工作,使其在真实飞行状态有更好的气动特性。

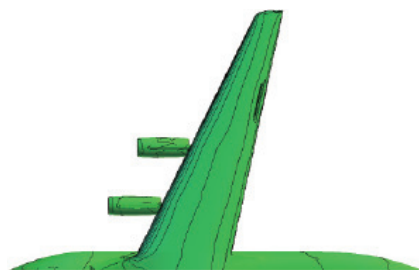


(a) 无动力



(b) 带动力

发动机动力对下翼面的影响



(a) 无动力



(b) 带动力

发动机动力对上翼面影响

### 结束语

现代大型商用飞机将朝着更安全、更舒适、更经济、更环保的方向发展,但这个发展前景取决于航空科学领域的成就,在航空科学技术关键领域进行的探索性研究必须走在具体飞机的研制之前,并且是航空进一步发展完善的基础。解决大型客机关键气动设计问题,是我国实现自主研制先进商用飞机的必由之路。

(责编 侧卫)