

大飞机气动总体技术的发展

张彦仲

(中国航空工业集团公司,北京 100712)

[摘要] 论述了大飞机常规气动布局的发展,客机机身技术以及新型气动布局——翼身融合体飞机(BWB)的发展。分析了气动总体技术对于大型飞机的安全性、经济性、舒适性和环保性等方面的作用,并结合国内的研究现状提出我国加强气动总体技术研究,走自主创新道路的意见。

[关键词] 大飞机;气动;超临界翼型;翼梢小翼;层流技术;翼身融合体;CFD;风洞试验;气动噪声

[中图分类号] V271;V221+.3 [文献标识码] A [文章编号] 1009-1742(2009)05-0004-14

1 前言

大型飞机对我国国民经济的发展和科技进步有重大的带动作用。我国正处于民航运输高速发展的战略机遇期^[1],未来20年,我国需要2000多架大型飞机。发展我国大型飞机产业,研究具有自主知识产权和为市场所接受的大型飞机,并在商业竞争中取得成功,对航空产业的转型,带动相关产业的发展有重大战略意义,同时也是国家意志,提高综合国力的必然要求。

气动总体技术是飞机发展的基本问题。在确保飞机安全性的同时,提高飞行效率,减轻飞机的机体重量是最主要的技术目标。气动总体布局的不断创新,推动飞机性能的不不断提升,也是大型飞机获得商业竞争成功的技术保障。

2 大型飞机总体技术发展的趋势

飞机的气动总体技术问题,涉及到飞机设计的很多方面,是一个多学科交互作用的复杂课题,它的发展在很大程度上是一个逐渐演变的过程。尽管在过去的50多年里有许多技术进步,现代飞机的机翼、机身和操纵面布置看上去与最早“彗星”号的设计没有太大的差别。只有发动机安装形式从原来的埋入式布局改变成今天使用的吊舱式布局。

由于减少气动阻力、改善升阻比、发动机增效、

采用先进电子和控制技术、结构减重、改进材料和制造技术等诸多方面的重大进展,大型客机在综合技术水平方面已经有了很大的发展。例如,B787和A350与同级别的其他飞机相比:燃油节省15%~20%;座公里成本降低约10%;维修周期加长,维修成本降低约30%;排放比类似飞机减少约20%;起降噪声更小,对机场附近居民的噪声影响减少60%;座舱舒适性气压由2400m降到1800m,窗口增大65%;液压系统由21MPa提高到35MPa;多电系统从发动机提取动力减少35%,减重超过1t等。

在未来20年中,为了满足人们对于大型飞机的安全性、经济性、舒适性和环保性等方面逐步提高的要求,其安全性将提高10倍,事故率降低到现在的1/10;经济性提高1倍;废气排放减少到现在的1/5~1/3;噪声减少到现在的1/4~1/2;研制周期缩短30%,费用降低35%,成本减少30%;飞机的阻力水平降低10%~20%,巡航效率增加30%等。

2.1 燃油经济性的发展情况

由于运营成本中燃油费占了相当大的比重,因此改进和发展干线客机的主要努力方向仍然是降低燃油消耗率、节省能源。干线飞机燃油经济性提高情况和对未来情况的预估如图1所示。

从图1中可以看出,自1960年开始的近30年间:a.采用双涵道涡轮喷气发动机,并不断提高其涵

[收稿日期] 2008-11-17;修改日期 2009-2-28

[作者简介] 张彦仲(1940-),男,陕西三原县人,中国工程院院士,国务院大飞机专家委员会主任;E-mail:zhangyzh@cae.cn

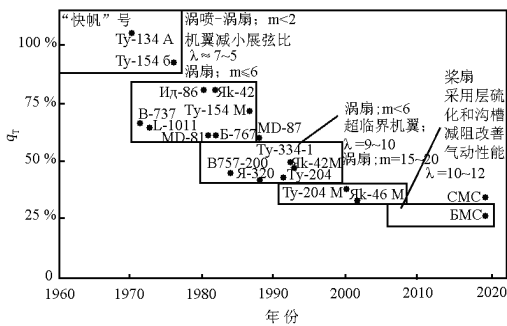


图1 燃油经济性的发展情况

Fig. 1 Development of fuel efficiency

道比(m 达5~9); b. 1980—1988年,采用了展弦比 $\lambda \approx 9 \sim 10$ 的超临界机翼(Ty-204, Ил-96, A310, A320等)使空气效率提高了20%~30%,大大提高了燃油经济性。

预计今后20至30年,燃油消耗率还会继续大幅降低,有效的措施仍将是:a. 采用大涵道比的涡轮喷气发动机($m \approx 10 \sim 20$);采用涡轮桨扇发动机;b. 提高飞机空气动力效率;c. 采用新结构和先进材料减重。

BAE公司研究认为今后10年内飞机飞行效率的提高可使250座客机的油耗减少20%以上,其中,7%来自发动机,4.5%来自材料的结构,8.5%来自空气动力。可见,飞机总体布局技术是民航设计中十分重要的技术之一。

2.2 大型客机发动机的发展

经过30多年的发展,大涵道比涡扇发动机的性能、经济性、安全性、可靠性和环保水平都有了很大进步^[2],见图2。与早期的涡喷发动机相比,发动机的噪声已经降低了20 dB,推力增加了100倍,耗油率减少了50%。目前,大涵道比涡扇发动机的最大

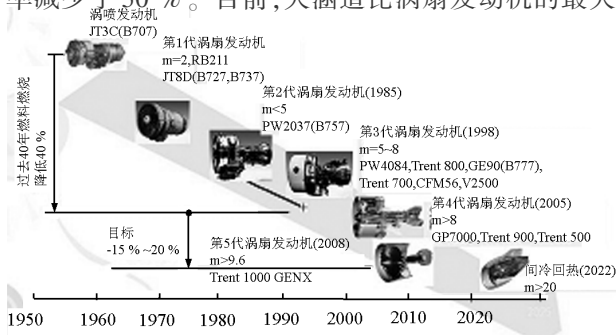


图2 大型客机发动机的发展

Fig. 2 Development of aero-engine for large passenger aircraft

推力已超过50 000 daN,发动机的空中停车率从每1 000飞行小时1次下降到0.002~0.005次左右。航班准点率达到99.95%~99.98%。发动机在飞机上不拆换的工作时间达到16 000 h,最长超过40 000 h。发动机的噪声强度和污染物排放也分别降低了75%和80%。

大涵道比涡扇发动机的发展历程和循环参数见表1,涵道比从4提高到15,总增压比从25提高到50,涡轮进口温度从1 500 K提高到1 900 K。

表1 大涵道比涡扇发动机的发展历程和循环参数

Table 1 Development and loop parameter of high bypass ratio turbofan engine

取证时间	1977—1992	1993—2007	2008年以后
典型发动机	RB211, PW4000, CFM56, V2500, PW2037, JT9D, CF6-80C2/E1	Trent800, PW4084, GE90, Trent900, GP7200	Genx, Trent1000, PW8000
涵道比	4~6	6~9	10~15
风扇压比	1.7	1.5~1.6	1.3~1.4
总增压比	25~30	38~45	50~60
涡轮前温度/K	1 500~1 570	1 570~1 850	>1 900
巡航耗油率/ kg(daN·h) ⁻¹	0.58~0.7	0.565~0.6	0.5~0.55

今后,到2020年,预计大涵道比涡扇发动机的噪声将减少30 dB,CO₂排放减少50%,NO_x排放减少80%,飞机事故率减少80%,重量减轻30%,耗油率降低15%~20%,研制和生产成本减少30%,维护成本减少40%。

2.3 大型客机的先进机载系统技术

机载设备包括飞行控制、航空电子和航空机电三大系统。机载设备对改善飞机性能有很大影响,也是现代飞机高科技含量和先进性的重要体现。

国外大型客机如波音777、波音787和A380均已采用了综合化、模块化的处理系统,代表机载系统的先进水平^[3]。

如已投入运营的A380飞机的机载系统与空客其他飞机的机载系统相比更先进、安全、可靠(见图3)。

电传飞行控制系统是民用飞机发展的重要里程碑,它可减轻飞行员工作的负担、提高乘坐舒适性、优化飞机设计。空客和波音都以电传飞行控制系统来改善飞机效能及增强市场商业竞争能力,取得了巨大成功。对大型客机三余度飞行控制系统来说,

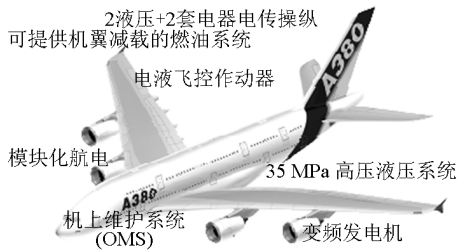


图3 A380的先进机载技术

Fig. 3 Advanced airborne technology in A380

采用电传操纵(FBW)和功率电传作动器(PBW)可使飞机减重6.5%,降低全寿命成本3.2%,增加平均故障间隔时间5.4%,故障率不超过 10^{-9} 。此外,还可实现:a.放宽静安定性,飞机重心后移约6%,可减少平尾面积,实现减重节油;b.通过机翼载荷控制缓解机翼“疲劳”,B-52验证表明可降低飞机翼根弯矩达40%,降低机翼重量8.2%;c.能提供全飞行包线一级飞行品质,提高舒适性。

现今,大型飞机正向多电飞机方向发展(见图4),即用更多电源取代液压源、气源,对电源系统提出了新的挑战。变频电源系统的发电机直接与发动机附件机匣连接,不再需要复杂的恒速传动装置和大功率变换器,可减重30%,减体积40%,提高效率15%。

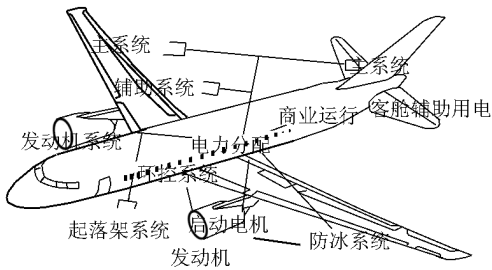


图4 多电飞机示意图

Fig. 4 Sketch of more electrical aircraft

2.4 大型客机材料技术的发展

一代材料,一代飞机。目前,大型客机机体材料主要包括铝合金、钛合金和树脂基复合材料等,而发展重点则集中在低成本、高性能的树脂基复合材料技术。

从图5可以看出,大多数客机铝材用量虽仍占其自身质量的约70%,但有逐年下降的趋势;而复合材料和钛合金的用量则不断增加。在B787飞机机体材料中,复合材料用量已经达到50%,铝合金用量20%,钛用量15%。

尽管复合材料比铝合金贵,但可使飞机减重

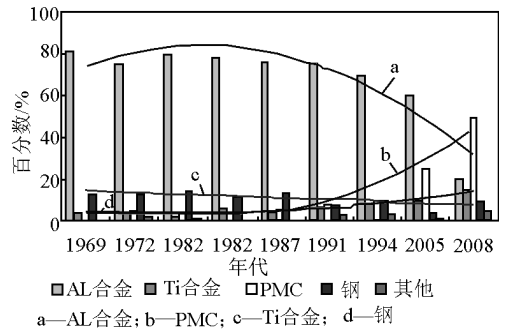


图5 大型客机机体材料的发展

Fig. 5 Development of airliner airframe material

10%~30%,所带来的经济效益(包括燃油消耗降低3%等)远远抵偿了它成本高的负面影响。另外,B787的外场维护间隔时间从B767的500h提高到1000h,维修费用比B777低32%等也带来了可观的经济效益。

3 大型飞机常规气动布局的发展

自从莱特兄弟发明第一架飞机以来,飞机设计师们通常将飞机的水平尾翼和垂直尾翼都放在机翼后面的飞机尾部,也是现代飞机最常采用的气动布局,因此称之为常规布局,并成为飞机布局形式的主流,得到了广泛应用,特别是运输类飞机。大推力、小尺寸喷气发动机的出现,使跨超声速飞行成为可能。

3.1 翼吊与尾吊

21世纪,翼吊布局(见图6)已经成为美国、欧洲、俄罗斯等国家和地区大型客机所共同采用的主流布局。并且尚在研制的新型号(空客A380和波音787)仍然采用这种布局。这种布局有以下主要优点:a.发动机重量在全机重心附近,减小了全机重量配平的困难;b.发动机重量对机翼减载作用,减轻了结构重量;c.发动机的进气和喷流远离机体。

客机的发动机尾吊式布局,在20世纪50年代末首先在法国的“快帆”号客机上采用。将发动机短舱安装在机身后的两侧(见图6),有很直观的优点:

1)“干净机翼”的设计。发动机的位置在机翼后,因此短舱的进气、喷气以及外形的干扰都对机翼上的气流影响较小,机翼可以比较单纯地按空气动力学需要来设计。

2)装在机身两侧的发动机的推力线接近飞机的对称轴线。在单台发动机停车的情况下,继续工作发

动机的推力对飞机产生的不对称偏航力矩较小。

3)降低起落架支柱的高度;降低座舱噪声,改善飞机舒适性;发动机更换和维护容易,起飞着陆时外界物体进入发动机的可能性减少。如果要换装推力加大的发动机一般不影响垂直尾翼的设计。

大型飞机的尾吊维护比翼吊困难,尾吊在发动机短舱设计,不同发动机选用,机身长度改变对气动和重心的影响,均比翼吊复杂困难。支线飞机和通用航空飞机,由于尺度关系,如果使用翼吊布局,发

动机离地太近,反而成了小型飞机的致命伤。因此,一般情况下70座以上飞机常用翼吊布局,而70座以下飞机常用尾吊布局。

3.2 单翼与下单翼

目前大型飞机都是单翼机,根据机翼安装在机身上的部位把飞机分为上、中、下单翼飞机,也有称作高、中、低单翼。机翼安装在机身上部为上单翼(见图7)。



图6 翼吊与尾吊

Fig. 6 Aero - engine under wing and attached with fuselage



图7 上单翼和下单翼飞机

Fig. 7 Upper single - wing and lower single - wing

上单翼具有干扰阻力小,视野好,机身离地高易装货,发动机离地高,升力大等优点一般为军用运输机采用;下单翼具有离地近,起落架短,降落稳定性好,易收放,维修方便,舱门空间不受影响,人员易救生逃离等优点,一般为民用客机采用。

3.3 超临界翼型

这种翼型的特点是前缘半径较大,中部上表面弯度较小,后部下表面凹曲,后缘薄而尖。目前,超临界翼型已经在美国的波音757,767,777和787,欧洲的A310,320,330,340,380和俄国(原苏联)的Ил-96,Ту-204等现代客机上得到广泛应用。

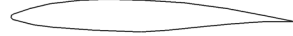
超临界翼型的研制经历了两个阶段:第一代超临界翼型上的表面局部超声区的气流较普通翼型的加速慢,激波强度小;第二代超临界翼型为进一步提高临界 Ma 使其上表面局部超声速区气流作部分等熵压缩,激波明显减弱,其上表面的增厚和下表面后段的向内收缩都更多,翼型中线呈典型的S型。三

种翼型的几何外形如图8所示。

常规高速翼型



第一代超临界翼型



第二代超临界翼型



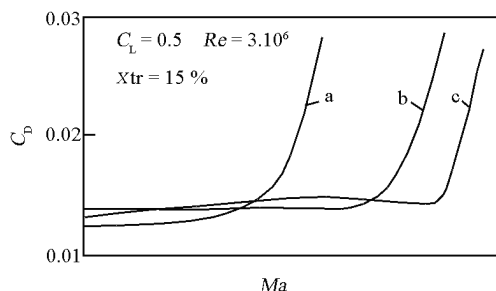
图8 超临界翼型示意图

Fig. 8 Sketch of supercritical airfoil

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 为0.85~0.9),翼型上表面的局部流速可达到音速。这时的飞行

Ma 称为临界 Ma 。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。为了保持飞机飞行的经济性,飞行马赫数不宜超过临界 Ma 。想要提高巡航速度就要设法提高机翼临界 Ma 。

图 9 为三种翼型(相对厚度为 12%),在 $C_L = 0.5$ 时阻力 C_D 随 Ma 变化的曲线。由图可见,第二代超临界翼型与普通翼型相比临界 Ma 的增加量 $\Delta Ma = 0.10$,效果非常显著。从而提高客机的巡航速度和运营效率,大幅度提高客机的燃油效率,采用了超临界机翼的客机 B777, A320 和 Ил-96M,相比采用普通机翼的客机 Ил-62, Ty-154, 燃油效率增加了 40%~50%。



a—常规高速翼型; b—第一代超临界翼型;
c—第二代超临界翼型

图 9 超临界翼型的型阻系数 C_D 随 Ma 的变化关系图

Fig. 9 C_D of supercritical airfoil via Ma

现代客机应用超临界翼型能起到减小机翼后掠角和增加机翼相对厚度并因此减小机翼重量和改善结构效率,达到增大机翼展弦比的目的。大展弦比机翼可降低诱导阻力和增加升力,提高飞机的气动效率(升阻比)。对以 $Ma = 0.82$ 巡航的现代客机而言,当采用更大展弦比的机翼时,既可减轻重量,也可省燃油约 8%。在典型的使用率条件下,每减少 1% 的阻力,相当每年减少燃油: B737 减少 15 000 加仑(1 加仑 = 3.775 升(美)), B757 减少 25 000 加仑, B767 减少 30 000 加仑, B777 减少 70 000 加仑, B747 减少 100 000 加仑。

但是超临界翼型会产生很大的低头力矩,造成飞机在配平飞行时,因为需要增大平尾的向下载荷,从而使超临界翼型提高阻力发散 Ma 的效果打折扣,配平阻力也要大得多。超临界翼型的另一个缺点是后部的结构高度太小,给后缘襟翼系统的设计带来一定困难。

3.4 提高 $Ma \cdot K_{max}$ 值

现代干线客机的巡航速度为 800~870 km/h,

设计气动布局时的设计 $Ma = 0.75 \sim 0.82$, 而飞机最大航程时对应最低燃油消耗的 $Ma = 0.75 \sim 0.79$ 。只有提高巡航 Ma 和 Ma 与飞机空气动力效率 K_{max} (最大升阻比) 的乘积才能大大提高经济效益并缩短飞行时间。大飞机每提高空气动力效率 0.35%, 就相当于每年节约 30 000 加仑的燃油。

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,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,机翼的几何形状和增升系统设计应实现尽可能高的 $Ma \cdot K_{max}$ 值。如空中客车和俄罗斯某些飞机的 $Ma \cdot K_{max}$ 值已从 11~12 增加到了 15~16。

近年来的“石油危机”使干线客机设计中的燃油效率指标成了决定性的因素,甚至不惜以适当降低巡航速度为代价,因此必须大大提高 K_{max} 来提高 $Ma \cdot K_{max}$ 值,图 10 反映了一些典型飞机在提高 K_{max} 上所取得的进步^[4],所采取的重要措施是使用超临界机翼,使中等后掠角机翼的剖面上可有较大的相对厚度 \bar{C} ,并使巡航飞行速度仍达到 800~870 km/h,在保持机翼的机构强度和重量不变的前提下提高了机翼展弦比 40%~50%,从而提高了 K_{max} 值。

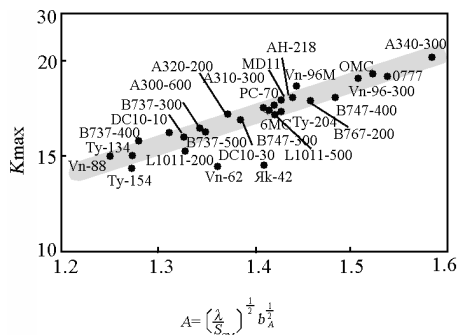


图 10 展弦比与 K_{max} 的关系图

Fig. 10 K_{max} versus aspect Ratio

俄罗斯的 Ил-96-M85 飞机采用了外翼剖面 $\bar{C} = 10\%$, $1/4$ 弦线后掠角 $\chi = 35^\circ$ 超临界机翼,其 $Ma \cdot K_{max}$ 值优于 $\bar{C} = 8\%$, $\chi = 35^\circ$ 的 Ил-86 的普通翼型机翼,见图 11,翼型加厚和后掠角不变的超临界机翼比普通翼型机翼可有较大的展弦比而使空气动力效率 K_{max} 提高;Ил-96-M85 飞机的 $Ma \cdot K_{max}$ 值也优于同为超临界翼型的 Ил-96-300 飞机,翼型相对厚度不变和展弦比减小时,后掠角增大

也能得到较大的 $Ma \cdot K_{max}$ 值。以上表明了机翼设计的进展,还有进一步改进提高的空间。

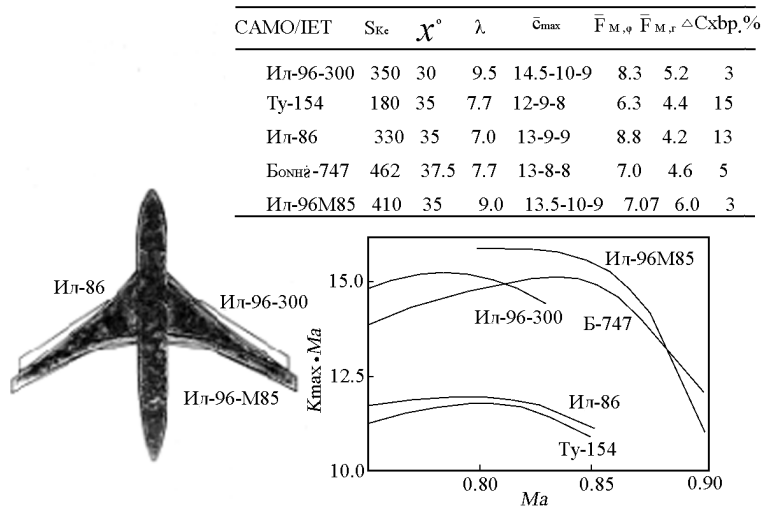


图 11 Ил-96-M85 与 Ил-86, Ил-96-M85 之间的比较
Fig. 11 Comparison of Ил-96-M85, Ил-86 and Ил-96-M85

俄罗斯雅克集团与依留申集团联合推出的 150 座级涡扇干线飞机 MC-21,已在俄罗斯中短途干线飞机的政府招标计划中中标。该机设计指标高于目前在中国使用的空客、波音的同类飞机,广泛采用新技术,是目前技术水平较高的飞机。而其最主要的改进之处就是采用了新一代的超临界机翼,可作到巡航 Ma 时 K_{max} 值较大,以增加航程,并减小机翼后掠角,降低结构重量。

3.5 气动细节设计

1)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达到飞机总阻力的约 40%。20 世纪 70 年代惠特科姆将其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(见图 12)。

最早的翼梢小翼是 20 世纪 70 年代由 NASA Langley 中心研发加在 KC-135 上,由于诱导阻力

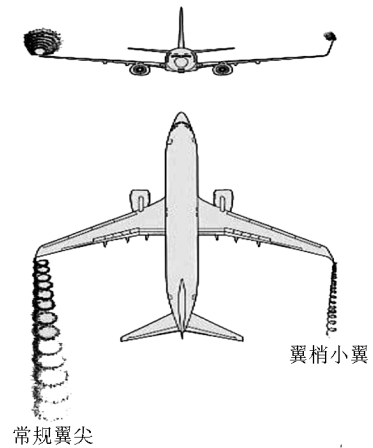


图 12 翼梢小翼的效果图
Fig. 12 Effect drawing of blended winglet

的减少使得飞机总阻力降低 6.5% (诱导阻力减少 15%),航程增加 7.5%;俄国现代客机 Ty-204 的翼梢小翼使飞机总阻力减少 5%;B747 飞机安装融合式翼梢小翼可减少 6 810~9 010 kg 油耗;B737-700 和的融合式翼梢小翼,可使航程增加 5%;B737-800 飞机安装弯折式翼梢小翼的可节油 3%~5% (6 000 磅商载);B737-700 装上翼梢小翼后噪声级别由 A 降低到 AA。

根据计算实例^[5],在巡航设计状态下 ($Ma = 0.76, C_L = 0.53$),使用 Lagrange 乘数优化方法,对机翼+翼梢小翼进行升阻比的优化设计。沿展向的阻力分布的比较(见图 13),可以看出,加装翼梢小

翼后,因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。

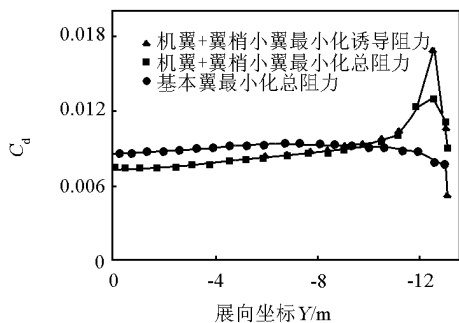


图 13 沿展向阻力分布的比较

Fig. 13 Comparison of drag distribution along transverse

加装翼梢小翼能够减少诱导阻力,不过其本身也会产生诱导阻力和形状阻力,应将这些减小到最低且不能抵消由于加装小翼所引起的诱导阻力的减小量。同时小翼的安装,势必增加翼根的弯矩大小(见表 2),严重地影响机翼的结构强度,因此在进行翼梢小翼设计时,考虑翼根弯矩的变化则显得相当必要。第一和第二代喷气客机的试验数据表明,对于给定的机翼翼根弯矩,翼梢小翼获得的效益比加长翼展好,前者翼梢小翼只在增加很少几何展长的情况下,就能得到较高的有效展长效果,因此比简单外伸翼尖增加的弯矩少,付出的结构代价小。当翼梢小翼作为现役客机的改进项目时,必须进行仔细考虑,因其增加的弯矩要受到机翼结构强度的严格限制。在设计翼梢小翼时笔者分析的经验是: $\lambda > 11$ 采用翼梢小翼的效果并不明显; $\lambda = 5 \sim 9$ 时采用翼梢小翼的效果比较好。

表 2 翼梢小翼例子计算结果比较

Table 2 Comparison of result with blended winglet

	单独机翼	机翼 + 机梢小翼	
		minimum 诱导阻力系数	minimum 诱导阻力系数 + 形状阻力系数
展向效率因子	0.410 2	1.870 6	1.587 4
翼根弯矩	-0.166 8	-0.168 6	-0.169 0
诱导阻力系数	0.0124 2	0.002 68	0.003 21
形状阻力系数	0.0184 8	0.028 10	0.021 24
总阻力系数	0.030 90	0.030 78	0.024 45
升阻比	17.152 1	17.216 6	22.023 3

2)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,这样即使在较小的来流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影。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。

3)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。短舱展向位置对动力升力影响不大,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音。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。

B787 设计中融合先进的空气动力学技术,显著提升飞机性能并降低运营成本。其先进的空气动力学技术之一便是层流型短舱,通过精巧的设计,B787 创造了保持层流的短舱部分长度之最,其结果是阻力降低,飞机每年的油耗最多可减少 30 000 加仑。

4 大型客机机身的发展

民机客舱布置需考虑的因素中,舒适性占主要的地位。决定客舱舒适性的主要因素有:a. 座椅的设计和安排,特别是可调性和腿部空间;b. 客舱布置和装饰的美感;c. 旅客在舱内的活动空间;d. 客舱内的微气候,即空调系统设计;e. 舱内噪声和声共振;f. 飞机加速度对旅客的影响;g. 爬升和下降时机身的姿态;h. 续航时间;i. 卫生间、休息室和其他设施的舒适和方便程度;j. 服务质量——乘务员服务态度,娱乐、饮食等设施 and 安排。笔者主要从大型客机

的舒适性着手,介绍客舱剖面形状、座舱布置以及座舱压力等方面的发展。

4.1 客舱剖面

现代旅客机按座位的舒适程度和在飞行中对旅客的服务条件,采用不同级别的座舱,Ⅰ级是最高级、Ⅱ级是旅行级、Ⅲ级是经济级。对一般民用飞机,经济舱占整个客舱的绝大部分甚至全部,因此客舱剖面选取主要由经济舱布置决定。

机身剖面形状由实现增压的结构设计要求所支配。圆形壳以环张力来平衡内部力载荷,这就使得圆形剖面效率更高,从而结构重量最轻。任何非圆形剖面的壳体都将承受弯曲应力,这将显著增加机身结构的重量。但是,完全圆形的剖面也许并非包容商载最佳的形状,因为客舱空间的上方和下方有过多容积无法利用。在某些设计中,通过将几个圆形截面相互连接,构成剖面形状来克服这一点。例如空客公司的飞机系列,其机身剖面形状就从圆形逐步转变成了现在椭圆形^[5](见图14),最典型的是A380飞机。

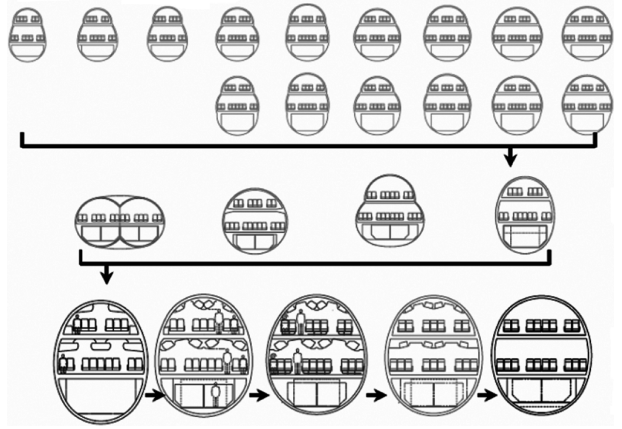


图15 A380机身截面形状研究

Fig. 15 Fuselage sections study on A380

会过长、过细、刚度差以及过重,对于机场调度和9个舱门来说太长;再如480座,采用10+6并排分布的剖面,A380飞机则会过短、过粗、等剖面部分相对过低,舱门过少,机场的地面维护并不是最理想。

4.2 座舱布置与座舱压力

布置座舱座椅通常采用由两个或三个座椅组成一个座椅单元的形式。Ⅰ级客舱只采用由两个座椅组成的单元,Ⅱ级和Ⅲ级客舱可以用两个座椅的单元,也可以用三个座椅的单元。Ⅰ级客舱的座椅应有可以后仰45°的靠背和放脚的活动台面,保证旅客能半仰卧地休息;Ⅱ级和Ⅲ级客舱的座椅靠背应分别能后仰36°和25°。乘客乘坐的舒适度则与座椅宽度和过道宽度直接相关。下面以Ⅲ级客舱(经济舱)为例来说明,为了满足人们对于舒适性日益增加的要求,民用客机在设计时不断加宽了座椅宽度和过道宽度(见表3)。

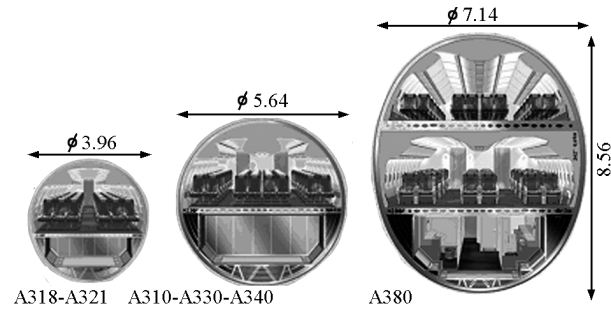


图14 空客系列飞机机身的发展(单位:m)

Fig. 14 Development of fuselage to the Airbus family (unit: m)

作为目前世界上最为舒适、宽敞、豪华的A380飞机座舱,其剖面形状的设计从一开始,便经历了一个不断创新、检验及听取客户意见的过程,最后逐步演变成现在的机身剖面形状,如图15所示。

如图15所示,第一排的众多剖面形状中(部分),通过表面积最小的原则,并考虑机身长度和货舱的货物容易装卸的因素,筛选出第二排的4个剖面形状;在这4个剖面形状中,再充分比较其表面积大小、机身长度、机体结构重量和成本因素,得到第三排的第一个方案;最后考虑到航空公司舒适性和操作灵活性要求以及制造商的设计灵活性等,最终形成了现在的机身剖面形状方案。此外,在大型客机的剖面形状设计中,必须考虑机场的兼容性。比如650座,采用8+6并排分布的剖面,A380飞机则

表3 飞机的座椅宽度和过道宽度

Table 3 The width of seat and aisle in airplane

机型	椅背宽度/英寸	扶手宽度/英寸	过道宽度/英寸
MC-21	18	2	19.7
A320	18	2	19
B737	17	2	18

注:1英寸=2.54厘米

从表3可以看出,虽然A320飞机比B737飞机的座椅宽度和过道宽度分别只加宽了1英寸,但是乘坐过这两类飞机的人都能感受到,A320飞机比B737飞机的舒适度明显要好。而俄罗斯准备推出的MC-21飞机的过道宽度比A320飞机还要宽出0.7英寸,其舒适度将进一步提高。此外,加大客舱

的窗口能够改善乘客的视野范围,也可以提高乘坐的舒适度。B787 飞机拥有大型客机中最大的机窗,机窗面积比其他机型大 65 %。

目前,大型客机都采用增压客舱,多数飞机客舱内增压后的气压相当于在海拔 2 400 m 高度的大气压力。而空客公司与波音公司已经将他们的新产品的客舱压力增加到了相当于 1 800 m 高度的大气压力,如 A350 和 B787。其中,超宽体 A350 客舱的超舒适设计中,客舱的压力始终保持在 6 000 英尺/1 800 m 或以下;客舱湿度保持在 20 % 的水平。

然而,座舱内部的压力如果越高,飞机升到高空以后,机内外的压力差也就越大,飞机结构所承受的压力也越大,因此对于飞机结构的强度要求也就越大。当飞机客舱内增压后,气压由相当于海拔 2 400 m 高度的大气压变为相当于 1 800 m 高度的气压后,飞机客舱内的气压增加了 7.7 %,机身结构强度相应地也要增加 7.7 %,全复合材料机身的出现正好可以满足。例如,B787 的全复合材料机身的高强度除了可以增加客舱的耐压力,而且更容易控制客舱内温度、湿度和通风。

5 新气动布局——翼身融合体飞机(BWB)

随着现代航空工业的快速发展以及航空运输市场运营成本的逐年增长,世界主要航空大国的航空研制部门都开始对下一代经济性、可靠性要求更高的运输机开展了研究。在所公布的几种未来大型运输机的气动布局方案中,飞翼布局的运输机引起了广泛关注,并且有的方案已进行到了相关的风洞试验阶段。其实飞翼布局形式,早在 20 世纪 30 年代,就已经被提出来。但是由于早期空气动力学、飞机设计理论及飞行控制系统等学科发展的滞后与不成熟,对于飞翼布局的外形所暴露出的稳定性不足、操纵难度大等与常规布局飞机特性相差很大的问题无法完全解决,因此不得不放弃。然而 20 世纪 70 年代以来,随着电子技术的飞速发展,计算机控制技术得到了广泛的应用,线控增稳技术、放宽静稳定度技术相继在飞机控制系统上得到了广泛应用,并取得了很好的效果。这些使飞翼布局的飞行器控制系统有了实现的可能,为飞翼布局飞机重新发展扫清了障碍。BWB 便是根据人们对飞翼布局的研究成果提出来的,见图 16。

飞翼布局之所以受到关注,主要是有以下优点:

1) 结构重量轻。采用全无尾布局,从结构上省

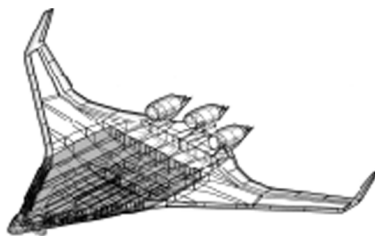


图 16 翼身融合体飞机

Fig. 16 Blended - Wing - Body airplane

掉了垂尾与平尾,从而大大减轻了结构重量,使整个飞机重量较相同量级的常规布局飞机大为减轻。同时,飞翼的宽短式机身设计在同等条件下结构强度更好。

2) 空气动力效率高,气动载荷的分布可达到最佳(见图 17)。飞翼布局飞机其机翼与机身的融合大大减小了传统布局翼身间的干扰阻力和诱导阻力,从而减小了飞机的总阻力。同时使得整个飞机机体成为一个大的升力面,大幅提高了飞行器的续航时间、航程和有效载荷。根据资料显示飞翼机的浸润面积减少 1/3, K_{max} 可达到 23 ~ 30, 可使飞机的使用成本降低约 20 %。

3) 有效装载空间大。飞翼布局飞机改变了常规布局的机身载重方式,大型飞翼机宽敞的中央机身机翼融合体内,可安排客、货舱和各种设备,使得可装载体积增大 20 % ~ 30 %。

4) 飞行效率高。对于发动机安置于飞翼布局飞机上侧后部的设计,可通过发动机与边界层的相互作用进一步提高飞行效率。

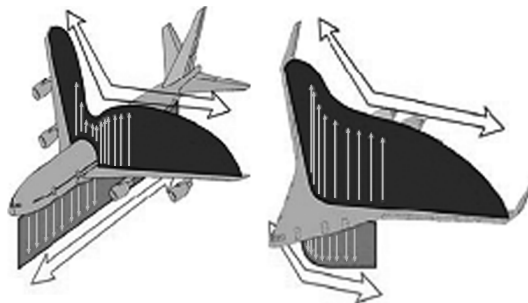


图 17 气动载荷的分布示意图

Fig. 17 The distribution sketch of aerodynamic load

5.1 BWB 的研究和发展

波音与斯坦福大学合作^[6],最早进行 BWB 外形的研究,并提出第一代 BWB 的外形;随后,在 NASA(1994—1997) 的资助下,与一些大学和研究所共同开展研究,提供一个 800 座位,航程 7 000 哩

(12 971 km), 巡航 $Ma = 0.85$ 的概念可行的先进客机。然后, 在波音(麦道)原有的第一代 BWB 研究基础上, 以最小起飞重量为设计目标设计出了第二代 BWB 的外形^[7]。它的翼展 85.3 m, 机翼面积 2 450 m², 翼载为 488 kg/m², 远小于现代客机的翼载。与同样设计要求的常规布局飞机相比, 起飞总重可以降低 15.2 %、 K 增加 20.6 %、燃油消耗降低 27.5 %、使用空重降低 12.3 %、需求推力降低 27 %、直接使用成本降低 13 %。

截面升力系数和翼型相对厚度沿展向的变化, 如图 18 所示, 可以看出高承载的外翼和低截面升力的内翼及中央体的特点, 它具有可承载旅客的大厚度翼型和易于纵向平衡的反弯后缘。

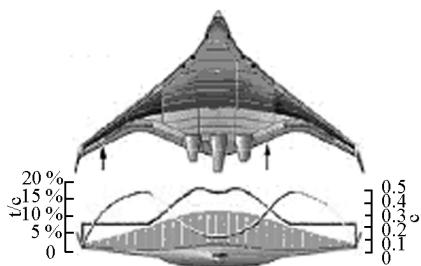


图 18 截面升力系数和相对厚度沿展向的分布
Fig. 18 The distribution of section lift coefficient and relative thickness along transverse

基于 $N-S$ 方程的计算流体力学 (CFD) 方法计算巡航状态时的上表面的等压线分布 (见图 19), 可见外翼形成的激波向中央体过渡成一系列的压缩波, 它是由于大量的展向流动弱化三维的压缩性影响, 同时使流动的分流将始于内外翼交接处, 使内外翼的流动保持附着流, 可以保证外翼在大迎角时侧向控制的有效性, 内翼能保证给发动机提供一个较均匀的流场环境, 这些充分表明气动外形设计的合理性。随后的跨声速风洞实验表明, 升、阻力和俯仰力矩的 CFD 计算值非常好的符合实验值。

俄罗斯中央流体研究院在波音与空客合作和支持下做过对飞翼型布局的概念性设计研究, 即航程为 13 700 km, 900 座位, 巡航 $Ma = 0.85$, 起飞距离 3 350 m 的基本要求, 考虑了常规布局、BWB 布局、升力体布局和纯飞翼布局等 4 种外形。从图 20 可以看出, BWB 布局的升阻特性明显优于其它类型的布局, 同样也证实了翼身融合体外形的优点。

为了进一步与现有常规布局的民机做出对 BWB 的评估^[7], 以及考虑了上述超大型飞机尚不能成为近期市场的需求, 波音降低了设计目标, 初步确

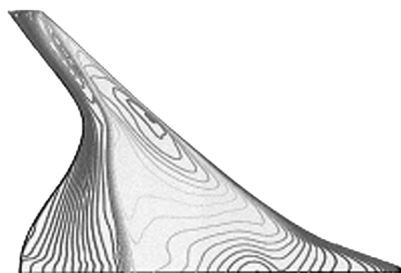


图 19 $N-S$ 计算的上表面等压线分布
Fig. 19 The distribution of surface pressure contours about $N-S$ calculate

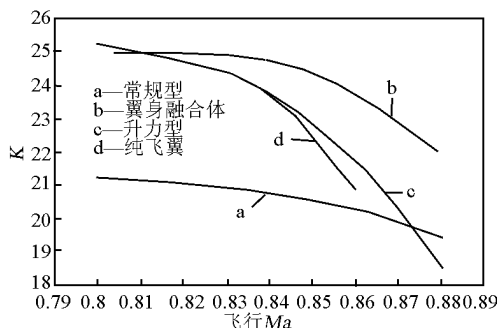


图 20 气动效率 (K) 随 Ma 的变化
Fig. 20 Change of aerodynamic efficiency versus Mach

定为 480 座 (以下称 BWB-480)。图 21 中, 给出了 BWB-480 和 A380-700 分别在约 480 位旅客的商

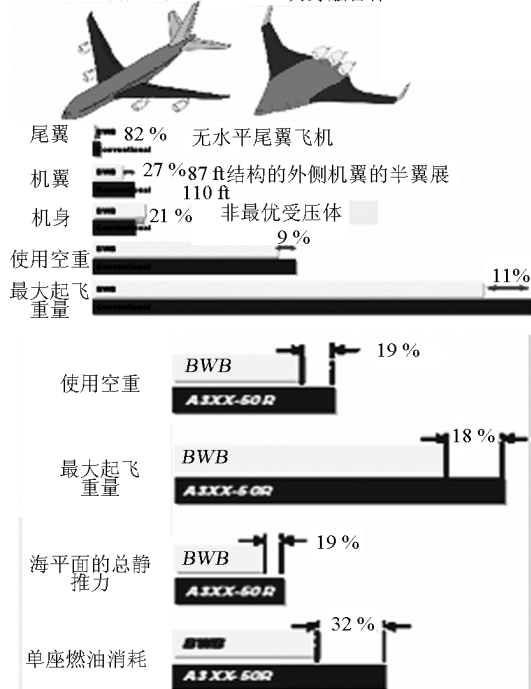
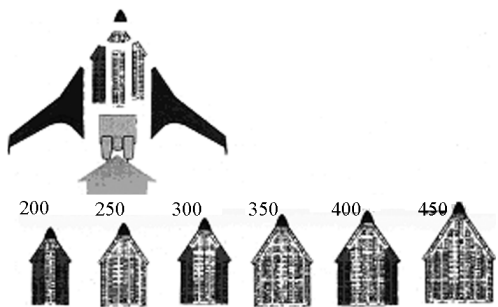


图 21 BWB-450 与 A380-700 的比较
Fig. 21 Comparison of BWB-450 and A380-700

载和16 121 km 航程时的性能比较。除了机身受压指标外,各项指标显示了 BWB 的优点,其中最引人注意的是 BWB - 450 的每座位耗油率比 A380 - 700 的减少 32 % ,虽然两个飞机都采用当量相当的发动机,但 BWB - 480 少用一台发动机,这是低油耗的主要原因;此外 BWB - 480 采用全复合材料,而 A380 - 700 基本上仍是铝合金为基本材料的机翼;噪声和污染物排放的环保性也明显要好。

翼身融合体飞机虽然在结构重量、气动效率等方面拥有常规布局飞机无法比拟的优点,但在系列化发展、座舱强度与舒适性、FAR25 部应急撤离要求等几个方面是其最终能否成为民机型号的几个重要问题。针对系列化发展的问题,波音公司经过深入研究后发现,只要在展向(而不是纵向)随着座位数的增加或减少而伸长或缩短中央体,这样可以形成系列机型(见图 22),当然必须保持外形的光滑,空气动力性能和平衡。研究表明可以达到上述要求,只是较小座位数时要付出增大空重的代价;对于舒适性问题,可采用置于机外摄像头在舱内顶部与每名旅客前的屏幕上反映天空图像,据某项模拟调查显示,如果有了这些设施,60 % 的乘客并未因为看不到窗口外的风景而感到不舒服;但对于 FAR25 部要求的乘客必须能够在 90 s 内紧急撤离,现在还没有找到有效的解决方案。



注:相同机翼、座舱、相同或相似机舱的翼身融合中飞机可载 200 至 400 人

图 22 波音的 BWB 发展设想

Fig. 22 Development assume of Boeing BWB

5.2 C 型翼布局

在 BWB 发展过程中,为了解决翼展过大的问题,提出了 C 型翼布局。与平面翼相比,C 型翼几乎具有最大诱导有效因子(增加约 45 %),诱导最小;明显增大了有效展弦比、减小几何翼展,翼展减小将提高抖振 Ma 数,进而提高 $Ma \cdot K_{max}$ 。与翼梢小翼相比,C 型翼梢还有 T 型尾翼的作用,可明显改善飞

翼布局的纵向稳定性和操纵性。空客和波音的 C 型翼融合体的布局方案(见图 23)。

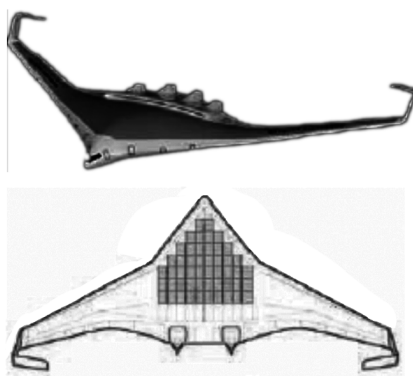


图 23 波音与空客 C 型翼布局方案

Fig. 23 The plan of Boeing and Airbus C - type wing

C 型翼融合体布局继承了 BWB 布局的优点,即较高气动效率;大装载空间;较高结构效率。同时,可有效缓解 BWB 翼展过大的问题,明显改善 BWB 布局的纵向稳定性和操纵性,易于实现自配平设计,消除巡航配平阻力。

C 型机翼的上述优点不仅进一步完善了 BWB 布局设计,把 C 型翼技术用于传统布局,同样也会收到良好效果。波音研究表明,在与 B747 - 400 运力相同情况下,采用 C 型翼技术将使运营成本显著降低,其中,起飞重量减少 10 % ~ 12 %、所需推力减小 11 % ~ 14 %、燃油减小 20 % ~ 41 %,这些降低来自于 C 型翼技术会使诱导阻力减小约 10 %,如图 24 所示。

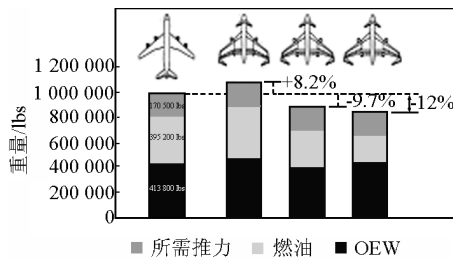


图 24 C 型翼布局对运营成本影响

Fig. 24 The effect of C type wing to operating costs

C 型翼技术用于传统布局的优点在于,采用与机翼一起考虑的准展向加载设计的机身,装载空间更大;较好的稳定性和操纵性;较好的起降性能;在飞机的安全性、维护性、舒适性等方面继承传统布局的优点。

C 型翼传统布局的主要设计难点包括:内翼采

用的 Griffith/Goldschmied 翼形气动与结构设计; C 型翼梢的优化设计; 非圆柱形内翼压力舱的设计。

6 加强气动总体技术的研究

由于飞机是在大气层内飞行, 主要依靠空气产生的升力来平衡飞机自身的重力并利用各种气动力来操纵飞机的飞行, 因此, 空气动力学的发展对飞机的诞生和演变起着决定性的作用。目前, 空气动力学主要的研究方法有:

一是理论空气动力学, 就是按照各种假定条件简化复杂的空气动力学方程, 或者利用空气动力学理论提出种种模型来解释复杂的空气动力学现象;

二是实验空气动力学, 就是利用风洞模拟各种飞行条件, 利用模型分析空气流动现象, 或者测量各种空气动力特性;

三是计算空气动力学, 它利用计算机计算各种流动情况下空气动力, 这是随着计算机的发展和应用而发展起来的新方法, CFD (computational fluid dynamics) 计算流体学技术是计算机辅助空气动力设计的核心。

这三种方法将长期并存、相互结合, 不断推动空气动力学的发展。本文将着重介绍 CFD 和风洞技术方面的研究。

6.1 CFD 技术的发展

大飞机的设计可以分为以下几个阶段: 需求分析, 概念设计, 初步设计, 详细设计, 原型机试制, 试飞, 批量生产, 实用和改进改型。其中 CFD 技术重点参与的阶段是概念设计和初步设计阶段。随着 CFD 技术和计算机能力的不断提高, 其在飞行器设计中所发挥的作用也越来越大。应用于大飞机设计, CFD 最大的作用是可以有效的缩短研制周期, 节省研制费用^[8]。应用 CFD 可以将飞机的研制周期从 18 个月缩短 6 个月甚至更少^[4], 见图 25。此外, CFD 还可解决许多风洞试验无法解决的气动问题。

1966—1974 年, 美国 Northrop 公司, 研制 YF-17, 进行了近 13,500 小时的风洞实验, 当时还没有可用的 CFD 技术; 1982—1990 年, 研制性能更高、外形更复杂的 YF-23, CFD 计算用了近 15 000 机时, 风洞实验只用了近 5 500 h, 减少了约 60% 的实验工作量, 总成本大大降低, 相对研制周期大大缩短。而且获得了优异的设计性能。

波音公司研制新一代 737 和 787 飞机中广泛应用了 CFD 技术(见图 25), 其中包括: 高速机翼设

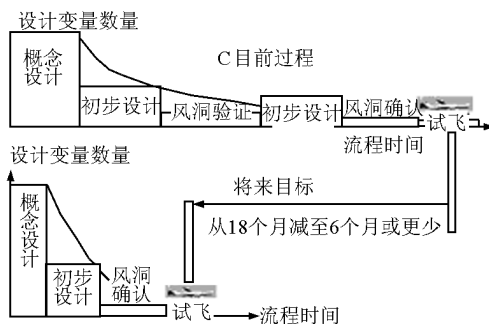


图 25 CFD 有效的缩短飞机的研制周期

Fig. 25 Effect of CFD to shorten development period of airplane

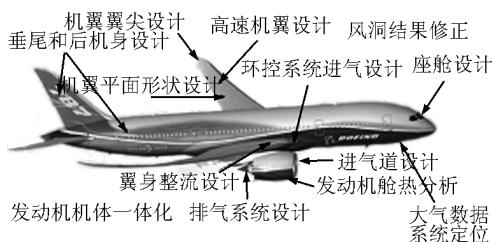


图 26 CFD 在 B787 飞机研制中的作用

Fig. 26 Effect of CFD on B787's development

计; 发动机机体一体化设计; 翼身整流设计; 垂尾和后机身的设计; 机头与驾驶室设计; 环控系统进气设计; 排气系统设计等。

20 世纪 80 年代初, 发达国家飞机设计中已有 30%~50% 的气动力数据由计算机模拟提供, 特别是在初步设计阶段, 风洞试验仅作为校核手段。到了 80 年代末, 波音公司称 CFD 技术可以使试验模型吹风时数减少约 80%。实际上所有的欧洲新飞机设计都已采用了 CFD 工具。以便改进设计和引入新的概念。

美国 20 世纪 90 年代的 20 项关键技术中, CFD 技术被列为第 8 项, 属最优先技术领域, 至今对我严格禁运。在今天美国航空航天领域, CFD 约占气动设计工作量的 70%, 而风洞试验的工作量只占 30%。随着 CFD 技术的进一步发展, 未来飞行器性能的确立, 将依赖于在“虚拟数值风洞”数据基础上产生的“虚拟飞行”。

先进的 CFD 技术需要先进硬件条件的支持。美国 NASA 哥伦比亚超级计算机拥有 10 240 个处理器, 20 组机柜, 两套系统(1-12 为 AIX3700 和 13-20 为 3700BX 系统)以及分布式+共享存储的机群结构。利用先进的计算机系统, CFD 软件可以划

分多达 7 200 万网格点,433 000 000 个自由度。

我国现有水平:计算阻力时,网格点能达到 1 470 万点,阻力精度 0.002 0;波音公司使用 1 500 ~6 000 万点,阻力精度 <0.001 0。我国在计算机硬件方面也存在着差距,现在上海超级计算中心 10 万亿次机(2 048 个 CPU),CFD 计算时需要用到 512 个 CPU,现在很难得到资源。我国在软件方面存在的问题是缺乏高层次的脱体涡模型、转戾模型。

综上所述,针对我国大型飞机研制中的气动问题,建议大力发展以 $N-S$ 方程为主的精细计算、分析手段,并通过相关风洞验证实现 CFD 技术的工程化,具体内容包括:a. 机翼多点优化综合设计技术;b. 机翼-机身-挂架/短舱一体化综合设计技术;c. 高精度阻力系数预测技术阻力精度:0.002 0 提高到 0.001 0;d. 高效增升装置的设计和计算;e. 大规模并行计算技术和网格计算技术;f. 实用湍流模型研究:建立高层次的脱体涡模型、转戾模型;g. 形成适于工程设计用的复杂组合体精确 CFD 软件。

6.2 风洞试验技术

大飞机在概念和初样设计阶段,主要依靠 CFD 计算,风洞试验仅用于流动分离等,气动力可能出现较大变化的情况;在气动设计和结构、系统研制和生产阶段,主要依靠风洞试验在短时间内提供大量数据,CFD 方法对于许多设计条件来说,仍不可靠;因此,CFD 技术与风洞试验在飞行器研制的各个阶段要求是不同的,它们是相互验证的,而目前风洞试验对于飞行器的研制尚不能被替代。

目前我国的风洞实验技术侧重于军用飞机、战术导弹等,民机风洞实验技术非常匮乏,已经严重滞后于民机型号的研制,因此加强我国的民机实验技术研究迫在眉睫。主要内容包括:a. 关联风洞试验结果和飞行数据的差别修正,特别是增升装置的雷诺数修正;b. 研究发动机的动力模拟和反推力装置的试验技术;c. 研究高雷诺数下的气动弹性试验技术;d. 按适航规定完成结冰/除冰试验。

民机风洞试验对于数据的精度和准度要求很高。目前国际上通用的考核民机试验水平的一个重要指标——阻力系数重复性试验均方根误差要求在 0.000 1 以内。这个标准较之一般的军机试验指标严格了许多,因此必须采取适当的措施保证试验的高精度。另外,民机的尺寸通常比军用飞机大许多,而风洞试验段的尺寸又限制了实验模型的长度。因此在风洞中进行模型试验时一些小尺寸的部件无法

准确模拟,模型试验雷诺数较之全尺寸飞机低至少一个数量级。这些模拟的不足会严重影响试验数据的准度。因此大型客机的对于风洞技术还有其特殊的要求:a. 高雷诺数风洞: $Re > 1\ 000$ 万, $Ma = 0.85$;b. 低噪音地紊流度风洞:紊流度 < 0.2 % ~ 0.4 %, 0.01 % ~ 0.02 %;c. 冰风洞(FAR25): 0 ~ -30 °C, 0.2 ~ 3 g/m³, 5 ~ 50 μm。

6.3 大型客机的噪声预测和减噪技术

大型民机降落时襟翼、副翼和起落架展开,飞机为高升力、高阻力结构,发动机喷口湍流入大气,湍流边界层和空腔振荡产生很强的噪声。飞机低空飞行很长距离,潜在地使大片区域暴露在飞机进场噪声环境中。进场噪声在机场附近有居住人群时显得十分重要。飞机外部噪声通过侧壁和结构传播进入机舱内部,形成内部噪声。内部噪声影响承载人员的舒适乘坐环境,决定了大型民机型号的国际认可程度。可见,噪声问题是民用大型飞机气动问题中极为重要的研究课题之一。

由于目前飞机噪声中原先起主要作用的推进系统噪声已经降低到了与起落架、增升装置及结构噪声同等量级的水平(见图 27),飞机的机体噪声特别是进场时的机体噪声问题就显得越来越突出了。因此,20 世纪 90 年代以后,国际航空界纷纷开展了结合计算流体力学的飞机机体噪声预测研究,使原来依赖于试验和经验公式的机体噪声预测技术发展到了更高的水平。美国 NASA、法国 ONERA 和德国 DLR、英国剑桥大学、美国 MIT 等许多著名的大学研究机构以及各大航空工业公司(如波音公司、空客公司等)针对机体噪声都开展了广泛而深入的研究。然而,飞机机体噪声问题非常复杂,降低机体噪声是一个多学科交叉的课题,涉及到空气动力学、飞行力学、动力学、声学、材料学、控制技术等多门学科,是一个系统工程,需要多方努力才能得到解决。

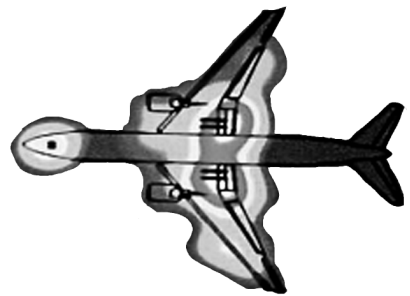


图 27 飞机主要噪声分布

Fig. 27 The distribution of primary airplane noise

机体噪声是由于气流流过飞机表面引起的气流压力扰动产生的,其本质是空气动力噪声。因此,为了降低机体噪声,必须加强以下几方面的研究:a. 低噪声气动布局设计技术;b. 气动分析方法和软件;c. 测量气动噪声的试验技术。

CFD 和声类比相结合的方法是迄今为止最受受欢迎的机体噪声预测方法,此方法常被称为混合方法。该方法的基本思想是:近场部分采用 CFD 技术进行数值模拟,以获得准确的声源信息数据;声波从近场到远场部分的传播采用“声类比”方法进行精确的解析求解。该方法克服了半经验方法和纯理论方法对几何外形和飞行状态的限制,求解模型更接近物理实际;另一方面,该方法也克服了纯数值方法在远场噪声计算方面的不足,大大提高了远场噪声计算的效率。但是要真正做到这一点需要我国的计算能力有“显著的提升”。

7 结语

大型飞机的研制是一项庞大而复杂的系统工程,除经费筹措、人员组织以外,还涉及了气动、结构强度、材料、电子、控制、发动机以及制造技术等工程领域的诸多技术问题。气动总体技术在其中扮演着“顶层总体”的重要角色,能够为性能计算、结构载荷计算和飞行控制设计提供重要依据,在保证飞行

速度、航程、载重量、安全、经济与舒适性等方面,也起着不可替代的作用。

现在大飞机总体布局仍采用常规气动布局,但综合性能已有很大的提高,气动效率还有改进提高的空间;层流技术开始进入工程应用;飞翼布局有很大的优势,受到各国关注。我国应加大气动总体的研究,进一步加强 CFD 和实验气动力学的研究能力,夯实基础,走出自主创新的路子。

参考文献

- [1] International Monetary Fund. Statistical report of 1997[R]. Washington D C, 1997
- [2] 刘大响. 大型民用飞机发动机的发展现状及关键技术[R]. 深圳:中国航空学会, 2007
- [3] 张彦仲,金德琨. 航空电子的新进展[R]. 北京:中国科学院, 2007
- [4] 顾颂芬. 新一代大型客机的要求和特点[R]. 在大飞机方案论证委员会, 2006
- [5] 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
- [6] Leibeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25
- [7] 张彦仲. 航空技术的发展趋势[J]. 中国工程科学, 1999, 1(1): 10
- [8] Charles Champion. Development of Airbus A380. ICAS 2006, 2006. 9

The development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft

Zhang Yanzhong

(China Aviation Industry Corporation, Beijing 100712, China)

[Abstract] The paper introduced the development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft. The technique of fuselage and the advanced aerodynamics configuration — blended wing body (BWB) were described. The impact of aerodynamics & configuration technology on safety, economical, comfortable and environmental characters for large aircraft was analyzed. The proposal for enhancing the research of aerodynamics in China was presented.

[Key Words] large aircraft; aerodynamics; super critical foil; winglet; laminar flow technique; BWB; CFD; wind tunnel technique; aero dynamical noise