

文章编号:1000-6893(2008)01-0049-11

# 民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机

朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 陈泽民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

## A New Type of Transport-Blended Wing Body Aircraft

Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, Chen Zemin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100083, China)

**摘 要:** 讨论了一种区别于机翼与圆柱机身的传统民机外形——翼身融合体(BWB)外形。从给定容积下减少浸润面积和摩擦阻力的考虑发展出了翼身融合体的概念。在满足系列设计约束条件下讨论了适于大型(800座)客机的翼身融合体的技术和商业上的可能性。概念设计研究表明,翼身融合体外形可获得比常规外形更好的性能。巡航升阻比可从传统外形的 19 提高至 23。480 座的 BWB 外形与同量级的传统外形(A380-700)相比,最大起飞重量可减少 18%,每座位燃油消耗可减少 32%,具有良好的环保性。通过气动载荷分布规律的反设计,翼型修型和三维优化设计等气动设计方法可以有效减阻和提高 BWB 的气动性能。由于 BWB 的高度融合性,讨论了多学科优化设计方法的重要性和有效性。BWB 概念能够发展成 BWB 系列机,进一步提高巡航马赫数也是可能的。

**关键词:** 民机设计; 翼身融合体; 多学科优化

**中图分类号:** V211.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** A new type of transport, which is different from the conventional cylinder fuselage plus wing but a blended wing body (BWB), is discussed. The concept of BWB is based on the consideration of reducing wetted area and friction drag for a given volume. The technical and commercial feasibilities of BWB concept, satisfying a unique set of design constraints for an 800-seat transport are discussed. The preliminary design study shows that the performance of BWB is better than that of the conventional configuration. Cruise L/D can reach 23 rather 19. For a class of 480-seat airplane, both maximum takeoff weight and fuel burn per seat of BWB may be reduced by 18% and 32% respectively, as compared to the conventional configuration (A380-700). Besides, BWB offers the potential of significant reductions in environment emissions and noise. The effective drag reduction and the performance improvement of BWB can be gained by using inverse design for a given spanwise aerodynamic load distribution, airfoil modification and 3-D optimization design. As BWB is a high integral configuration, the importance and effectiveness of multidisciplinary design optimization are discussed in the paper. BWB concept could be developed for a family of BWB airplanes with the potential for substantial commonality among its members. Increasing cruise Mach number for BWB is also possible.

**Key words:** civil transport design; blended wing body; multidisciplinary design optimization

飞翼式的飞机外形概念并不是一个新的概念。早在 20 世纪 30,40 年代就有探讨,但当时的技术尚不足以形成一个可实用的飞机。直到 1989 年巨型战略轰炸机 B2 的首次试飞,重新提起人们对此类外形的浓厚兴趣和探讨应用于民航旅客机或运输机的可能性。回顾民机发展的历史(图 1),从 1903 年莱特兄弟首架飞机到 1947 年波音的 B-47 飞行,中间相隔 44 年,可以看到飞机

外形的巨大变化。而对比又一个 44 年后的现代民机空客 A330,外形可以说基本上没有实质的变化。因此 1988 年美国 NASA 的布歇尔博士提出了“长航程的旅客机会有‘文艺复兴’吗?”,为应答此问题,波音从 20 世纪 90 年代初开始研究翼身融合体外形的技术和商业上的可行性——概念设计研究<sup>[1]</sup>。随后国际上欧洲和俄罗斯等也相继开展类似的研究,本文将扼要地介绍翼身融合体(BWB)外形研究的进展,重点在于气动力外形设计的特点。

收稿日期:2007-02-06; 修订日期:2007-05-18  
基金项目:国家自然科学基金(10472013);航空科学基金(04A51044)  
通讯作者:朱自强 E-mail: zhuzq@buaa.edu.cn

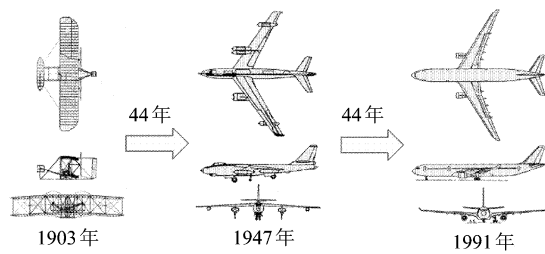


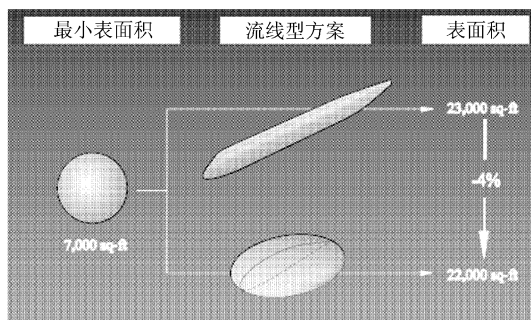
图 1 飞机外形的演变

Fig. 1 Aircraft configuration design evolution

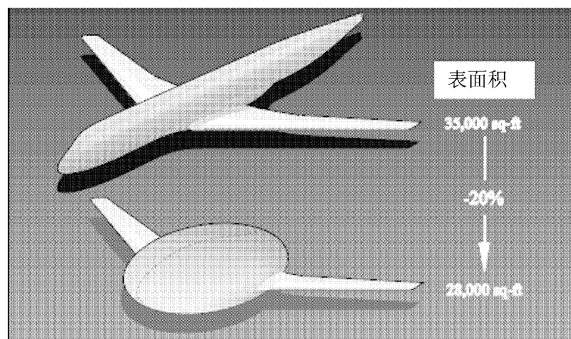
## 1 翼身融合体(BWB)概念的出发点

为提高给定升力系数  $C_L$  下巡航飞行的气动效率( $C_L/C_D$ ), 必须尽可能地减小阻力。

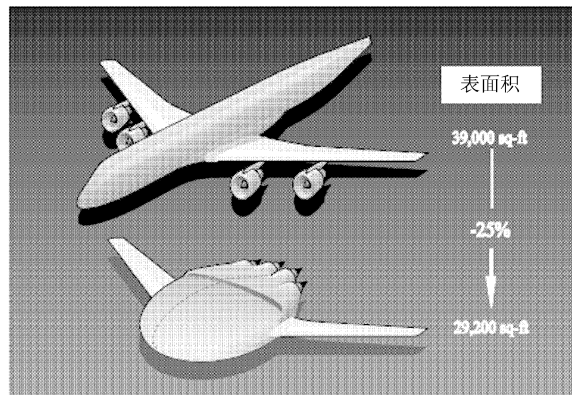
同时根据一架典型客机在  $Ma = 0.8$ ,  $C_L = 0.48$  巡航状态的阻力分析可知, 飞机各部件的摩擦阻力占总阻力的约 51%, 压力阻力约 19%, 诱导阻力约 27% 和废阻约 3%<sup>[2]</sup>。摩擦阻力直接正比于表面浸润面积, 而旅客机要装载一定量的乘客和燃油, 需要一定体积。体积与表面积之间存在着立方-平方关系。因此如何满足要求容积下减少浸润表面积, 实现摩擦阻力的减小, 便成为翼身融合体设计概念的出发点。图 2 表示了传统的民机外形和翼身组合体外形的浸润面积的比较<sup>[1]</sup>, 可见后者可比前者减少达 1/3 之多, 由于  $(C_L/C_D)_{\text{巡航}} \propto b^2/S_{\text{浸润}}$ , 因此若保持相同体积, 则  $S_{\text{浸润}}$  的减小提高了升阻比。



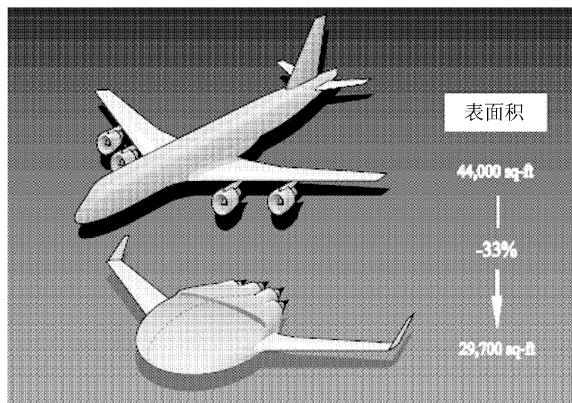
(a) 三维几何对浸润面积的影响



(b) 翼身融合对浸润面积的影响



(c) 发动机融合对浸润面积的影响



(d) 完全融合对浸润面积的影响

图 2 浸润面积的比较

Fig. 2 Comparing of wetted area for different shapes

## 2 BWB 的研究和发展

波音与斯坦福大学合作, 最早进行 BWB 外形的研究, 并提出第 1 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<sup>[1,3]</sup>。设计的约束条件为: 体积上要求最大机翼相对厚度约为 17%, 巡航地板角小于  $3^\circ$ , 巡航飞行时纵向平衡; 由于无尾, 后缘襟翼偏角由平衡要求给定, 而非最大升力, 因此 BWB 的最大升力要小于常规民机, 其翼载也较低。具体要求低速平衡时最大升力系数为 1.7, 要求 3 350 m 起飞距离, 287 km/h 的进场速度; 抖振与失速的限制; 后缘襟翼和翼梢小翼方向舵等控制面效率和功率; 以及制造工艺尽可能简单等。在波音(麦道)原有的第 1 代 BWB 研究基础上, 以最小起飞重量为设计目标设计出了第 2 代 BWB 的外形(图 3)。它的翼展 85.3 m, 机翼面积  $450 \text{ m}^2$  (使翼载为  $488 \text{ kg/m}^2$ , 远小于现代客机的  $732 \text{ kg/m}^2$ )。图 4 表示截面升力系数和翼型相对厚度

沿展向的变化,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为易于纵向平衡的反弯的后缘。

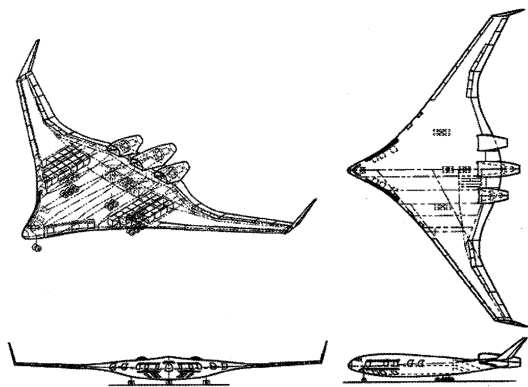


图 3 第 2 代 BWB 外形

Fig. 3 Second-generation blended-wing-body

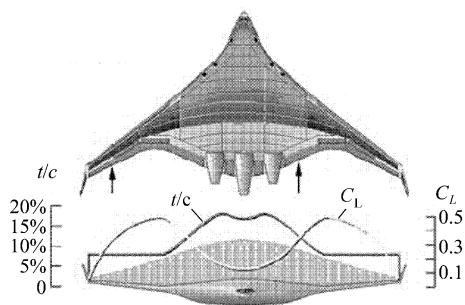


图 4 截面升力系数和相对厚度沿展向的分布

Fig. 4 Section lift coefficient and thickness-to-chord ratio variations with span

图 5 表示了基于 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,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。随后的跨声速风洞试验表明,升、阻力和俯仰力矩的 CFD 计算值非常好地符合试验值。图 6 表示了两者的比较,它也表明现代 CFD 技术可以很好地被用来设计 BWB 的非常规外形。低速带动力风洞试验也表明估计的平衡的正确及良好的失速特性。为了稳定和控制 BWB 需要如常规民机的前缘缝翼和作为升降舵的后缘简单式襟翼,外翼的升降舵是俯仰和滚转的主要控制,带有方向舵的翼梢小翼提供主要的方向稳定性和控制。

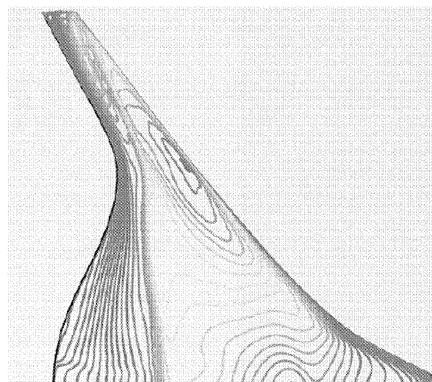


图 5 N-S 计算的上表面等压线分布

Fig. 5 Navier-Stokes computed upper surface pressure distributions

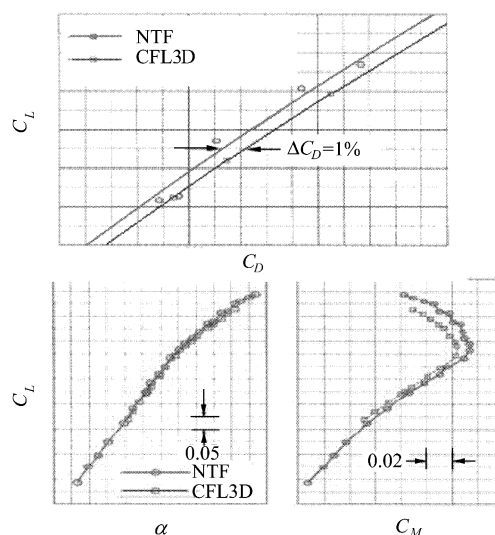
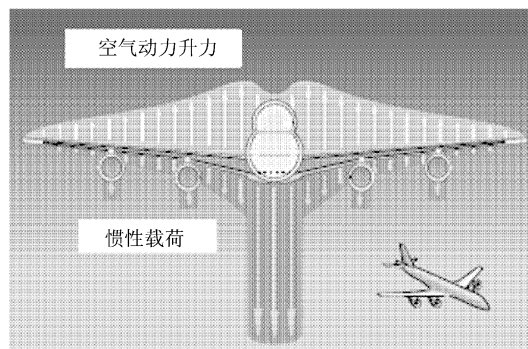


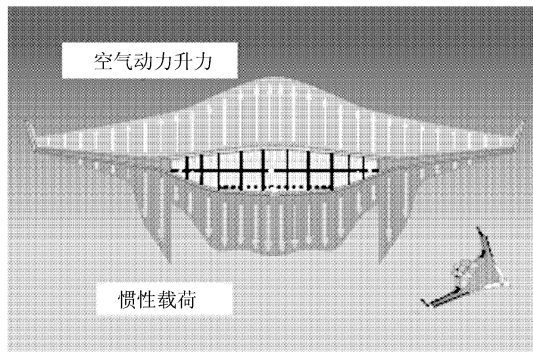
图 6 CFD 计算和试验值的比较

Fig. 6 Comparison of CFD predictions with NTF wind tunnel results

作为旅客舱,必须承受在弯曲中的压力载荷,而作为机翼必须承受机翼弯曲力矩,图 7 给出了 BWB 和常规民机外形的受力情况的比较,可见 BWB 的一个优点是最大机翼弯矩和剪切力的峰值只为常规外形的一半。当然要研究一种中央体的结构概念来吸收客舱的压力载荷,且从抗疲劳角度出发,中央体必须由复合材料构造。



(a) 常规外形



(b) BWB 外形

图 7 气动力、惯性和客舱压力的比较

Fig. 7 Comparison of aerodynamic, inertial and cabin pressure loads

机体与发动机需要一体化设计和安排(见第 4 节)。

BWB 另一个优点是自然地提供一个比常规外形更低的噪声环境,如中央体屏蔽发动机风扇的噪声,发动机喷流噪声也不会如常规外形从机翼下表面反射。由于不安排后缘多缝襟翼而减小了机体的噪声。同时由于发动机燃油消耗减小而减少了污染物。

表 1 给出了 BWB 和常规外形(按同样设计要求的)的性能比较。可见 BWB 的最大起飞重量要比常规的低 15%,巡航的升阻比也从常规的 19 增大到 23,需求推力比常规的减小 1/3,因此每座每英里的耗油率会降低 27%。

表 1 BWB 和常规外形的性能比较

Table 1 Performance comparison of the second-generation BWB with the conventional baseline airplane

外形	BWB	传统外形
座位数/人	800	800
航程/km	12 964	12 964
最大起飞重量/kg	373 313	439 992
空重/kg	186 883	213 192
燃油消耗/kg	96 617	133 358
巡航升阻比	23	19
发动机推力/N	3×273 832	4×282 720

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<sup>[4]</sup>,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,翼身融合体(BWB)布局,升力体布局和纯飞翼布局等 4 种外形。图 8~图 11 分别给出升阻比、起飞重量、每旅客的空载和每旅客燃油消耗的比较,

证实了翼身融合体外形的优点,图 12 给出了他们研究的翼身融合体和常规布局的外形比较。

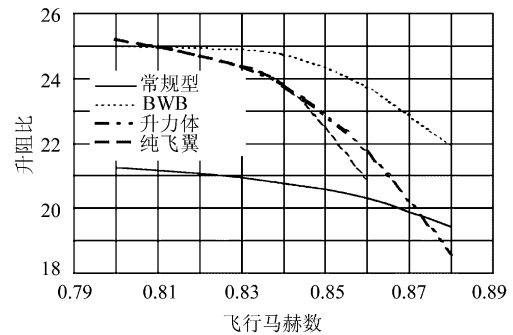


图 8 气动效率(升阻比)随马赫数的变化

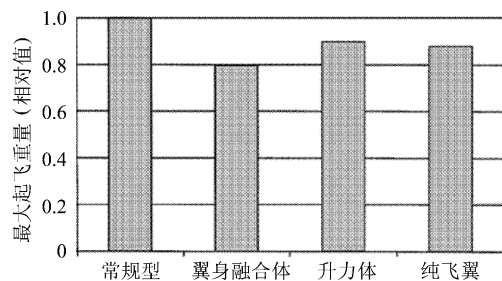
Fig. 8 Aerodynamic efficiency vs.  $Ma$  number

图 9 起飞重量的比较

Fig. 9 Gross takeoff weight comparison

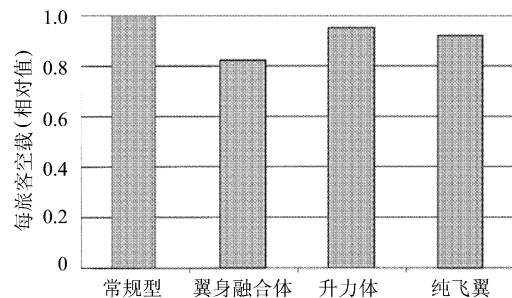


图 10 每旅客空载的比较

Fig. 10 Empty operated weight per one passenger comparison

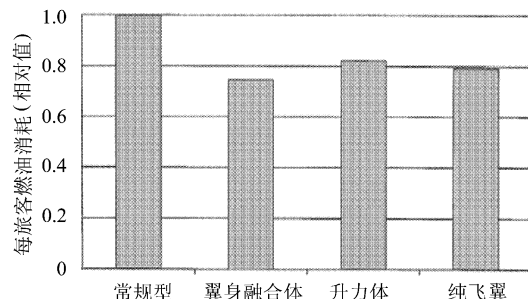


图 11 每旅客燃油消耗的比较

Fig. 11 Fuel consumption per one passenger comparison

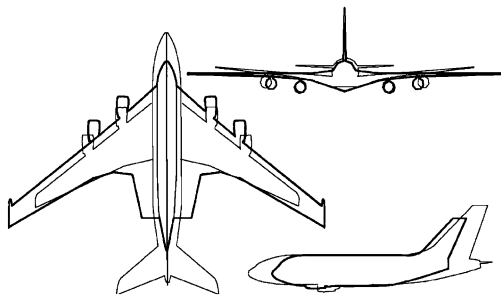


图 12 翼身融合体和常规布局外形的比较  
Fig. 12 Comparison of external dimensions of BWB and conventional configurations

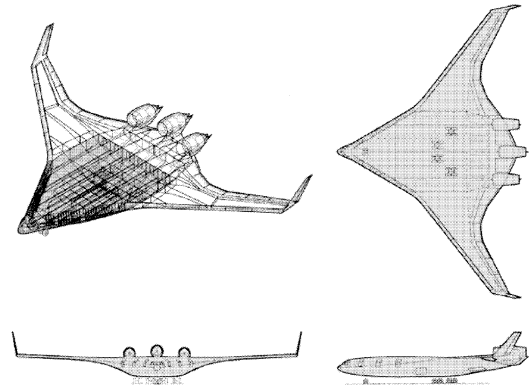


图 13 BWB-450 基本型外形  
Fig. 13 Boeing BWB-450 baseline

为了进一步与现有的常规外形民机作出对 BWB 的评估, 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, 初步确定为 450 座(以下称 BWB-450, 最终座位数由设计完成确定), 并加上机场适应性作为设计约束之一, 即翼展不能大于 80 m 的限制<sup>[1,5-6]</sup>。起飞最大重量为最小仍是设计目标, 考虑到 BWB 是高度综合的外形, 多学科相互作用异常强烈, 通常设计方法将受到挑战, 因此采用多学科设计优化方法——WingMOD<sup>[7-8]</sup>对 BWB-450 外形进行了优化设计, 飞机由初始平面形状出发和沿翼展用反方法<sup>[9]</sup>将一系列已知气动特性的翼型构成三维外形, 并在几个飞行条件下进行平衡。WingMOD 提供满足设计要求和所有约束的最小起飞重量的最终外形。图 13~图 15 分别给出了它的外形图和内部布置, 上层安排旅客座位, 下层为行李舱。

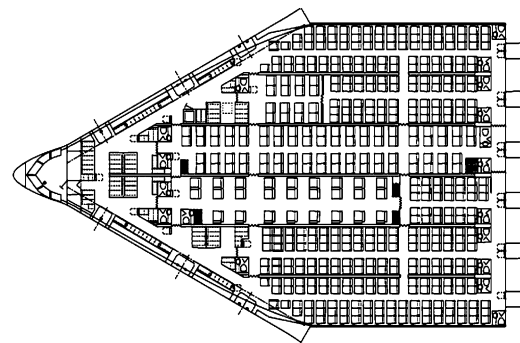


图 14 三级布置的内部结构  
Fig. 14 Three-class interior arrangement

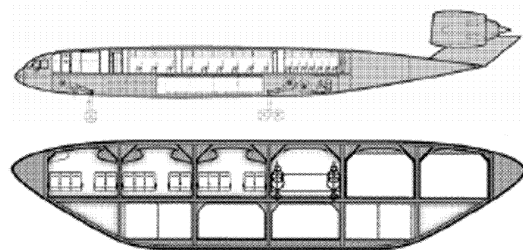


图 15 中央体剖面图  
Fig. 15 Centerbody interior cross-sections

图 16 给出了 BWB-450 和 A380-700 分别在约 480 位旅客的商载和 16 121 km 航程时的性能比较。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水平的发动机, 但 BWB-450 少用一台发动机, 这是低油耗的主要原因; 此外 BWB-450 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; 噪音和污染物排放的环保性也明显要好。

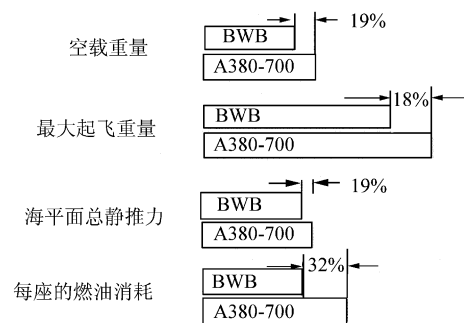


图 16 BWB-450 与 A380-700 的性能比较  
Fig. 16 Performance comparison of the BWB-450 with the A380-700

BWB 外形除上述性能好等优点外还有加工简单和部件少的特点, 不像常规外形有翼-身, 尾-身等交接处的复杂外形, BWB 除翼梢小翼外无其他尾面, 所有后缘襟翼采用无导轨式运动的简单式襟翼等。因此相比于常规外形可减少零部件数量约 30%。

常规外形改变机身长短很易形成一个系列机

型,即 BWB 外形能否发展出一个系列机型也是它能否成为民机型号的一个重要问题。深入研究后发现<sup>[1]</sup>,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,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。

图 17 表示了覆盖 200~450 座的系列机型的示意图。文献<sup>[10]</sup>讨论 200 座的 BWB 外形的气动设计。所有研究 BWB 的设计巡航马赫数都定为 0.85,波音曾提出声速巡航者的方案后,人们当然也考虑能否提高 BWB 的巡航马赫数? 显然随马赫数提高波阻必然增大,那么最大可用马赫数为多少合适? 图 18 表示了 WingMOD 计算的 BWB 外形的  $Ma \cdot L/D$  和  $Ma \cdot P/D$  随  $Ma$  的变化曲线( $P$  是设计商载重量)<sup>[1]</sup>,由图 18 可知随  $Ma$  的增大,后掠角和弦长也增大,结果是重量增大。可以看到  $Ma=0.85$  和  $Ma=0.95$  时  $Ma \cdot L/D$  变化还不小。更有意义的是  $Ma \cdot P/D$  曲线的变化,它已包含了飞机重量本身,因为  $Ma \cdot P/D=(Ma \cdot L/D) \cdot (P/W)$ 。从图 18 看出  $Ma=0.90$  可能是“最佳”的高巡航马赫数。

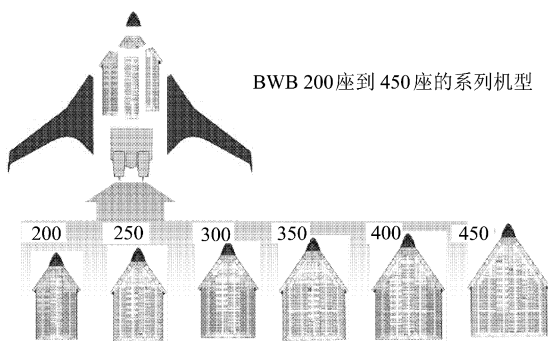


图 17 BWB 系列机型示意图  
Fig. 17 Commonality of a BWB family

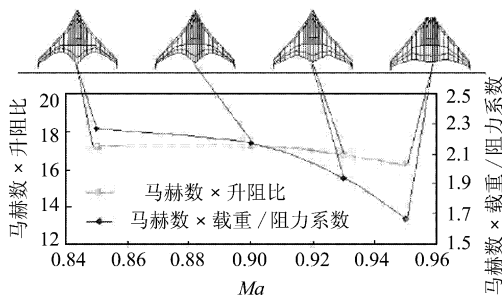


图 18 BWB 外形的  $Ma \cdot L/D$  和  $Ma \cdot P/D$  随  $Ma$  的变化  
Fig. 18 BWB platform,  $Ma \cdot L/D$  and  $Ma \cdot P/D$  variation with  $Ma$

BWB 外形与常规外形相比,一个明显的缺点

是旅客的可视窗户大幅度减少,为了解决这一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(图 19)。

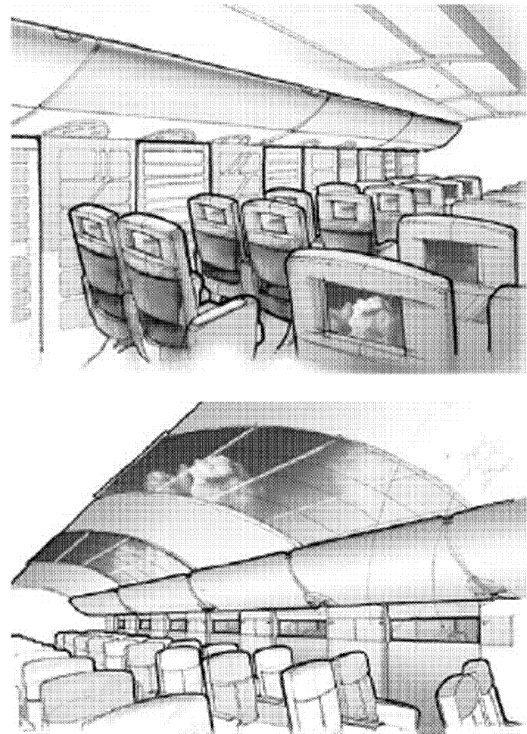


图 19 BWB 的内部布置  
Fig. 19 Interior concept for the BWB

### 3 BWB 的气动设计

欧盟也重视其成员国对 BWB 外形的研究,其支持的 MOB 项目就是开发针对 BWB 外形的多学科设计和优化的工具<sup>[11]</sup>。文献<sup>[12]</sup>按照英国克朗菲尔德(Cranfield)大学设计的 BWB 外形<sup>[13]</sup>(图 20)在设计条件  $Ma=0.85, C_L=0.41, H=11\ 500\text{ m}$ ,重心位置  $x_{cg}=29.3\text{ m}$  下讨论了 BWB 外形的气动设计问题。

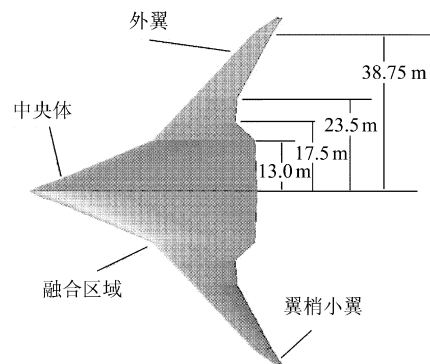


图 20 克朗菲尔德大学设计的 BWB 外形  
Fig. 20 BWB baseline configuration design by Cranfield University

N-S 方程解表明原始 BWB 外形的外翼上存在着强激波, 升阻比值也较低, 仅有 12.66。气动设计需要大力减阻, 正如第 1 节指出, BWB 外形是由减小浸润面积的概念而得, 因而减阻的主要目标是要减小波阻(由于跨声速飞行)和非线性压力阻力。同时外翼上的高载荷对结构也很不利, 通过扭转的反设计、翼型的优化以及三维的优化设计等气动设计措施可以大大改善原始 BWB 外形的气动性能。

为获得良好的气动性能, 减阻的过程中必须取得压力阻力和波阻的减小两者较好的平衡。这可以通过优化扭转分布实现最佳展向升力分布和对翼型外形的优化来实现。传统设计中人们通常追求椭圆分布以实现最小诱导阻力, 但对于 BWB 外形, 它不再是最小阻力的最佳分布。扭转反设计的研究表明, 三角/椭圆的平均载荷分布具有最小总阻力(图 21)。49 counts(0.000 1 阻力系数为 1 count)的阻力的减少包括 23 counts 的波阻减小和 26 counts 的诱导阻力, 因而可获得较高的升阻比(比原始外形提高了 16%)。而翼型外形的优化会进一步减弱激波的形成。应当指出, 三角/椭圆的平均载荷分布还有利于减小翼根弯曲力矩而减轻重量。

将扭转反设计后的外形作为出发外形作保证

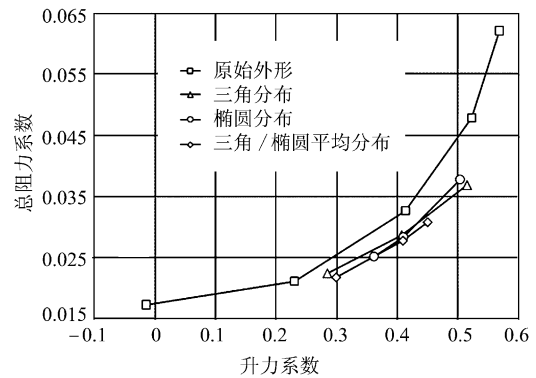


图 21  $Ma=0.85$  时不同展向分布的升阻比变化曲线

Fig. 21 Comparison of  $C_D$  vs.  $C_L$  at  $Ma=0.85$

纵向平衡和内部体积的约束下要求阻力最小的三维外形无黏优化, 进一步减小了非线性阻力, 三维优化兼顾和协调了展向载荷分布和翼型的改进。表 2 给出了优化前后外形的 N-S 方程计算的气动特性的比较, 可见优化前后总阻力减小了 26 counts (9%), 其中压力阻力减小了 29 counts (由于优化出发外形为扭转反设计后外形, 故波阻减小只有 8 counts) 而摩擦阻力略有增加 (3 counts)。优化同时使俯仰力矩的值减小为原来的 1/18, 可见三维优化中加以平衡的约束非常重要, 它不仅使升阻比从原始外形的 12.66 提高到 15.80, 且保持着纵向力矩几乎接近于零的结果, 这将大大减小平衡阻力。

表 2 优化前后外形的 N-S 方程计算气动特性的比较

Table 2 Comparison of performance of three BWB geometries by N-S equations

外形	$C_L$	$C_{D总}$	$C_{D压}$	$C_{D摩}$	$C_{D波}$	$C_L/C_D$	$C_m$
原始外形	0.413 6	0.032 68	0.025 04	0.007 637	—	12.66	—
优化出发外形	0.410 1	0.028 55	0.018 85	0.009 690	0.001 01	14.37	-0.073 60
优化后外形	0.410 0	0.025 95	0.015 92	0.010 030	0.000 23	15.80	0.004 01

#### 4 BWB 外形的多学科优化设计

民用飞机由于全球化的竞争, 经济与生态的压力, 以及要求新产品等原因, 用户(航空公司)要求性能好, 生产周期短和更廉价的产品。因此开始了一个市场驱动型(风险、成本和周期都是最小)的产品设计。这促使传统设计的模式开始向现代化的更加综合性的设计方法和模式转化, 多学科数值模拟和优化设计(MOD)是实现新型的高度综合设计方法和模式的关键技术之一<sup>[14]</sup>。特别 BWB 外形是一种区别于可以区分机翼、机身、尾翼等部件的常规设计的外形, 高度的综合和众多需要满足的约束条件要求采用一种不同于传

统的设计方法, 否则不可能获得一个周期短、性能好的产品。面对新设计的挑战, MOD 提供了一种有效的方法。波音在设计 BWB-450 时应用了 WingMOD 软件做了多学科优化设计。它通过对展长和沿展向几个位置翼型弦长、后掠、厚度和扭转等设计变量完成了平面形状, 厚度和扭转的优化, 还优化了蒙皮厚度、燃油的分布、翼梢的位置和控制面的偏角, 在优化中满足对航程、平衡、结构设计、最大升力、稳定性、控制效率和平衡等的约束。

WingMOD<sup>[7-8]</sup> 在优化中包含着大量的约束条件, 以直接考虑稳定、控制和平衡等问题, 最大限度地综合了各学科的优点, 找出照顾到各

方面要求的外形。而传统的概念设计是不考虑的,若要实现这一点,需要很大的代价。为了具有这种能力,WingMOD使用的分析的方法要比传统概念设计所采用的方法更准确,但又比初步设计中方法的计算时间更短,特别能进行较准确地掌握结构设计和最大升力的能力。WingMOD中气动计算采用的是涡格法。结构计算是用硬壳机身加桁条的分析方法,将两者代码耦合算得静气弹载荷。并计算出在几个飞行状态时取得平衡下的载荷分布和诱导阻力。按涡格法中算得的升力系数用经验数据方法估算沿翼展各站位处的型阻和波阻。由机翼上某

一剖面最先达到剖面最大升力系数时的机翼升力系数来确定可用最大升力系数,这是由经验数据来确定的。按一系列飞行状态(包括机动、垂直和侧向阵风)下计算的最大静气弹载荷来计算结构重量,基于弯曲强度和抗弯稳定性确定结构的尺寸。为取得平衡,按经验关系式偏转后缘襟翼来修正截面的零升俯仰力矩。图 22 表示了 WingMOD 的设计过程,它始于某一外形,通过各学科计算的循环(包括为平衡的控制面的偏转,为重量和阻力估算的展向载荷的计算),经过优化和性能估算取得一个修正(优化)外形。

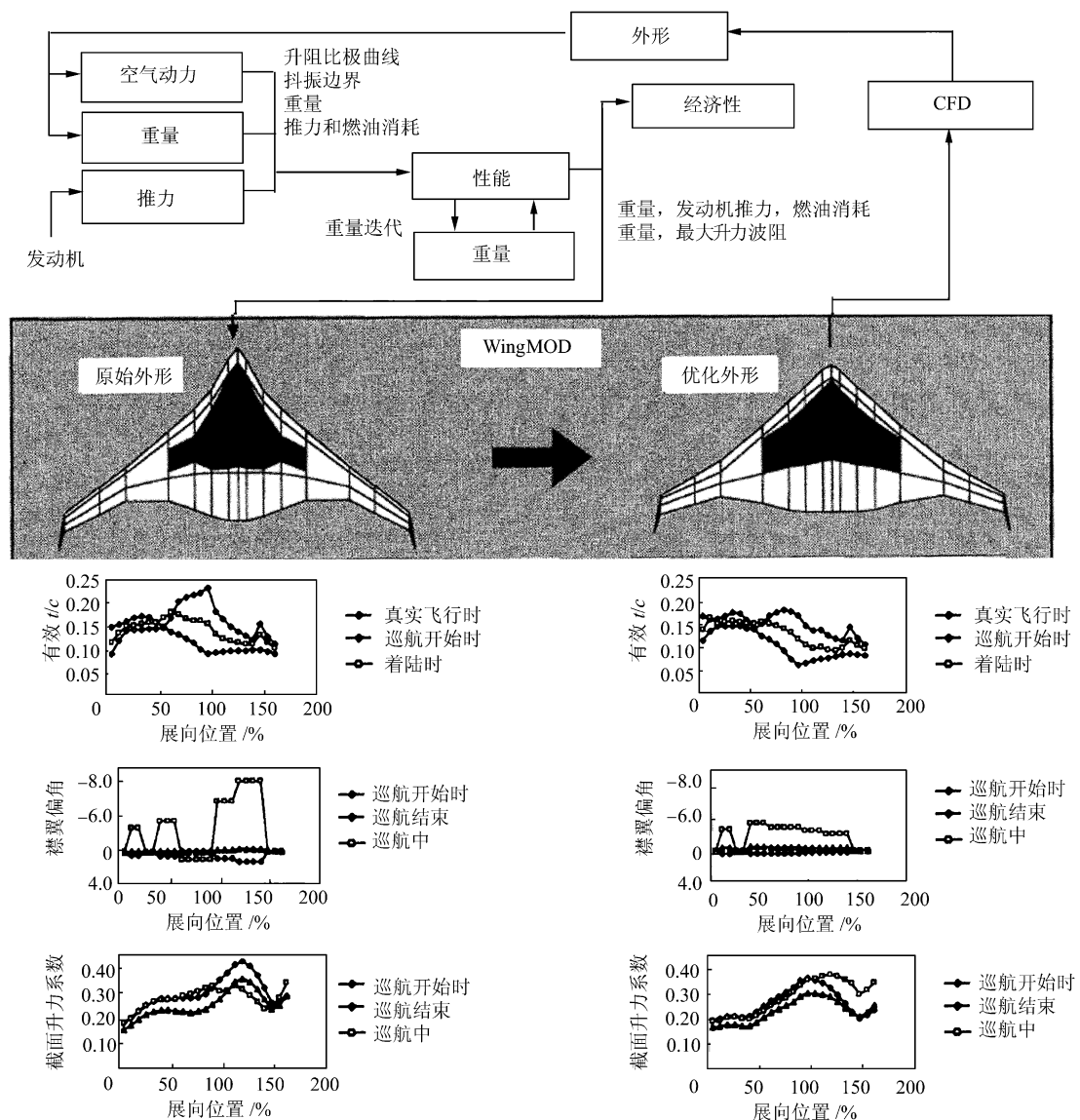


图 22 WingMOD 的设计过程

Fig. 22 WingMOD design process



WingMOD 在各学科分析计算采用了较低可信度的方法,否则巨大的优化时间将无法应用,因为在每次计算分析中需要考虑 20 个飞行状态。为了探索大范围的设计变化,设计变量超过 100 个。这样一次分析计算中包含 20 个飞行状态,而梯度计算需要 100 次分析计算,优化至少要做 100 次迭代,于是一次优化将要做 200 000 次分析计算。因而 WingMOD 中无法采用高准确度的 N-S 方程的 CFD 方法。作为一种改进,优化过程中可以插入几次更准确的 CFD 分析计算,以验证 WingMOD 中气动计算结果。若为了缩短时间,也可以略去它。类似地结构和稳定性及操纵学科也做了改进<sup>[7]</sup>。

作为一个例子,文献[8]给出了 WingMOD 的使用说明,其中设计条件为 26 142 个设计变量,930 个约束条件(122 个关键约束条件)。表 3 给出了优化次序,总共 10 个优化用来模型化、校准和优化外形,其中有 7 个被用来逐步满足设计的各方面要求;2 个是用来不改变外形平衡飞机的优化;最后的优化(第 10 个)中包含 142 个设计变量和 930 个约束条件,为使飞机平衡和改进性能的平面形状的优化。表 4 表示了表 3 优化中除了前 9 次优化系列中的设计变量与约束条件外,第 10 次优化(完全飞机的平面形状优化)增加的设计变量和约束条件。表 5 给出了几次优化后的性能比较。

表 3 一个 WingMOD 问题的优化次序

Table 3 Optimization sequence description of a WingMOD problem

序号	优化目的	目标
1	确定基本的上层地板面积	最小参考商载密度
2	确定基本的下层地板面积	最小参考商载密度
3	校准高速飞行时重量和气动性	最大航程
4	平衡低速飞行	固定参数
5	确定失速速度	固定参数
6	校准低速控制功率	最大航程
7	确定控制极限	最大控制极限带宽
8	部分平衡飞机	最小起飞重量
9	完全平衡飞机	最小起飞重量
10	完全飞机的平面形状优化	最小起飞重量

表 4 完全平面形状优化增加的设计变量

Table 4 Additional design variables and constraints of complete platform optimization

(a) 设计变量	
设计变量	设计变量中包含参数个数
弦长	6
后掠	5
桁条位置	6
翼型相对厚度	7
扭转	7

(b) 限制变量

限制变量	限制变量中包含的参数个数
爬升升阻比	1
静稳定裕度	6
偏航稳定性	1
抖振俯仰力矩起始点	1
巡航迎角	1
桁条位置	12
直后掠	1
前后缘后掠	8
紧急出口距离	1
曲率半径	8
翼型最大相对厚度	8
后缘封闭角	8
抖振	23
抖振特性	23
前缘激波	46

表 5 几次优化后的性能比较

Table 5 Performance comparison of BWB geometries between optimizations

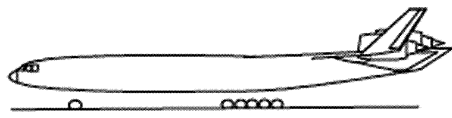
优化序号	7 基本	9 平衡	10 完全
航程变化/%	0	6.6	6.6
起飞重量变化/%	0	5.4	-0.5
空载重量变化/%	0	2.7	-4.6
由于配平的空载重量变化/%	0	2.3	0.0
设计飞行剖面燃油变化/%	0	10.4	4.7
平均 L/D 变化/%	0	0.2	-0.3
总面积的变化/%	0	0.0	-2.3
机翼后掠角/(°)	35.7	35.7	42.8

可以看出,优化中使飞机平衡时无需配重,在满足飞机增大航程的同时,起飞重量约有减小,这主要是结构重量的减小(由空重可见)。优化的平面形状使机翼面积减小,更大的后掠和后移。

图 23 给出了 MOD 优化所得的 BWB 外形和原始外形的比较,可见优化前后外形更为平坦和细长。图 24 表示优化前后升力和力矩曲线的比较,明显可见优化外形气动性能的改善,抖振边界扩大了近 1 倍。



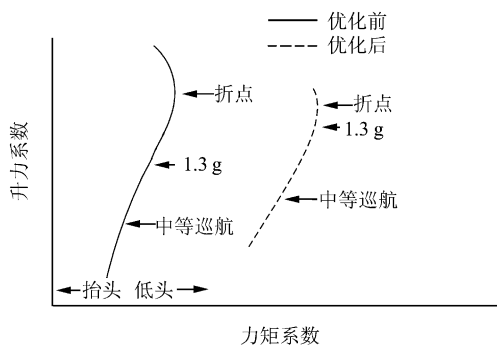
(a) 第 2 代 BWB



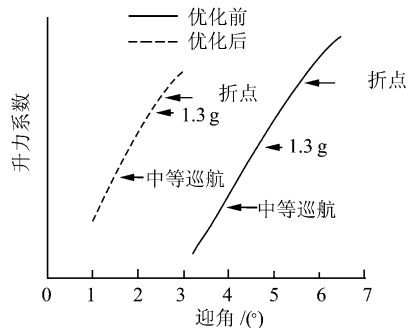
(b) 波音 BWB-450

图 23 MOD 优化所得的 BWB 外形和原始外形的比较

Fig. 23 Comparison of centerbody profiles of the second-generation BWB with the Boeing baseline BWB



(a) 升力系数随力矩系数变化曲线



(b) 升力系数随迎角变化曲线

图 24 MOD 优化所得的 BWB 外形和原始外形升力和力矩曲线的比较

Fig. 24 Comparison of lift and moment curves of the second-generation BWB with the Boeing baseline BWB

发动机和机体一体化设计是另一个重要的多学科设计问题。波音在发展 BWB 概念时将发动机后置,并在 NASA 资助的研究下提出了边界层吞吸(BLI)的概念,进气道可以设计成在发动机风扇进口处获得均匀的气流和较高的压强恢复,不仅减少了冲压阻力,且提高了推进效率。采用传统的短舱和挂架方式将会增加浸润面积、重量和推力引起的低头力矩。BLI 概念的研究是在 NASA 资助下,由南加州和斯坦福大学进行的<sup>[15-16]</sup>,试验研究结果表明,风扇前安置专门的涡流发生器可提供在风扇处合适的均匀来流和

可接受的压强恢复,它指导了斯坦福大学进行的 BWB 发动机进气道概念的理论和多学科优化研究,结果表明进气道吸吞来流边界层而非排除方法可使发动机获得较低的燃油消耗。

## 5 结论

系统地讨论了一种有望应用于实际的民机新型气动外形——翼身融合体外形的气动特点,设计方法和发展的进展。尽管要真正成为一个实际飞行在航线上的型号有待于进一步研究和商业上的判断,但 BWB 设计的复杂性和它的优点,特别它比常规外形的环保性好的优点对航空工业界具有巨大的吸引力,人们关心的“静音飞机”也提出这种 BWB 的布局形式<sup>[17]</sup>。美国空军近期参与波音的 X48B 的飞行试验研究,表明军方对这种外形应用于运输机的兴趣。

## 参 考 文 献

- [1] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. J of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [2] 朱自强,吴宗成. 现代飞机设计空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005.  
Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng. Aerodynamics for modern aircraft design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [3] Liebeck R H, Page M A, Rawdon B K. Blended wing body subsonic commercial transport[R]. AIAA 98-0438, 1998.
- [4] Bolsunovsky A L, Buzoverga N P, Gurevich B L, et al. Flying wing problems and decisions[J]. Aircraft Design, 2001, 4(4): 193-219.
- [5] Roman D, Allen J B, Liebeck R H. Aerodynamic design challenges of the blended wing body subsonic transport [R]. AIAA 2000-4335, 2000.
- [6] Roman D, Gilmore R, Wakayama S. Aerodynamics of high subsonic blended wing body configurations [R]. AIAA 2003-554, 2003.
- [7] Wakayama S, Kroo I. The challenge and promise of blended wing body optimization[R]. AIAA 98-4736, 1998.
- [8] Wakayama S. Blended wing body optimization problem setup[R]. AIAA 2000-4740, 2000.
- [9] Campbell R L. Efficient viscous design of realistic aircraft configurations[R]. AIAA 98-2539, 1998.
- [10] Pambagjo T E, Nakahashi K, Obayashi S, et al. Aerodynamic design of a medium size blended wing body airplane [R]. AIAA 2001-0129, 2001.
- [11] Morris A J. MOB-a European distributed multidisciplinary design and optimization project[R]. AIAA 2002-5444, 2002.
- [12] Qin N, Vavalle A, Le M A, et al. Aerodynamic consider-

- ations of blended wing body aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(6): 321-343.
- [13] Smith H. College of aeronautics blended wing body development programme[R]. ICAS 2000-1. 1. 4, 2000.
- [14] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 民机设计中的多学科优化与数值模拟[J]. 航空学报, 2007, 27(1): 1-13.  
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. Multidisciplinary optimization and numerical simulations in civil aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 27(1): 1-13. (in Chinese)
- [15] Anabtawi A. Experimental investigation of boundary layer ingestion into diffusing inlets[D]. Los Angeles: University of Southern California, 1999.
- [16] Rodriguez D L. A multidisciplinary optimization method for designing boundary layer ingesting inlets[D]. Palo Alto: Stanford University, 2000.
- [17] Dowling A P, Hynes T. Towards a silent aircraft[J]. Aeronautical Journal, 2006, 8: 487-494.

**作者简介:**

**朱自强**(1936—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学、飞行器气动设计。

Tel: 010-82314186

E-mail: zhuzq@buaa.edu.cn

**王晓璐**(1982—) 男, 博士生。主要研究方向: 翼型与机翼优化设计。

Tel: 010-82339908

E-mail: cfd@ase.buaa.edu.cn

**吴宗成**(1967—) 女, 副研究员。主要研究方向: 计算流体力学。

Tel: 010-82339908

E-mail: wuzc@buaa.edu.cn

**陈泽民**(1964—) 男, 副教授。主要研究方向: 计算流体力学。

Tel: 010-82314891

E-mail: bc\_zr51cf@buaa.edu.cn

(责任编辑: 李铁柏)