

文章编号:1000-6893(2008)03-0562-11



高经济性静音中航程民机设计方法讨论

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)

Discussion of Design Methods for Silent and Fuel Efficient Medium Range Civil Transport

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: 人们已愈来愈重视工业产品对环境的影响。人们直接感受民机对环境的影响首先是机场周边的噪声。静音飞机预案的研究目标是设计一种飞机,在机场周边听不见其响声,且油耗和排污指标优于现有的和正在设计的其他飞机。通过介绍 SAX(Silent Aircraft eXperiment)三代概念机的研究进程,讨论了静音飞机设计的方法和使用的关键技术,包括具有一定准确度的快速翼身融合体准三维设计方法;具有最佳中央体外形的融合体气动外形设计;可平滑下弯的外翼前缘和后缘刷;分布、埋入式多风扇可吞吸边界层的发动机组;喷口截面可变的推力矢量喷管;先进的隔音衬管;整流的起落架等。最终的概念机 SAX-40 实现了在机场周边的最大噪声计算值为 61 dBA,接近于稠密居民区的背景噪声,且使机场周边的人们不易感觉到飞机的起飞/进场。其油耗经济性亦达到了 124 座-哩/加仑的优异指标。

关键词: 静音飞机; 民机设计; 气动设计

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: People are more and more concerned about the influence of industrial products on environment. Aircraft noise around airports is the complained environmental impact of civil aviation. The goal of silent aircraft initiative is to design a conceptual aircraft, which is inaudible outside the airport perimeter and also in fuel efficiency and emission control superior to present and future conventional aircraft. By introducing three generations of conceptual silent aircraft experiment (SAX), this paper discussed the design method and enabling technology, including a quasi-3D design method with fast turnaround time and adequate fidelity; aerodynamic design of the blended wing body by optimally shaping its centerbody; deployed drooped leading edge and trailing edge brushes of the outer wing; distributed multi-fan embedded turbofan with boundary layer ingestion; thrust vectoring nozzle with variable exit area; advanced acoustic liners; and faired undercarriage, etc. Finally, the resulting conceptual aircraft design, SAX-40, yields a calculated noise level of 61 dBA at the airport perimeter, which is close to the background noise in a well populated area and imperceptible to the human ear on takeoff and landing. SAX-40 also has the potential for a reduced fuel burn of 124 passenger-miles per gallon.

Key words: silent aircraft; civil transport design; aerodynamic design

温室效应引起的全球气候变暖及能源危机等引起了人们对于工业产品对环境的高度重视。空中旅行对环境的影响也是各国公众十分关注的问题,提出了应通过飞机设计使空中旅行成为绿色的概念而给民机设计带来了巨大的冲击^[1]。空中旅行对环境的影响主要表现为:①机场周边的噪声;②机场周边的空气质量(发动机排污);③高空的空气质量和对气候的影响。按公众

关注的程度,首先应解决噪声问题^[2]。图 1 为对 100 多个航空公司调研得出的未来购机关键因素权重变化图^[3]。可见,低噪声、低排污物是 11 个关键因素中权重增大最多的两个,这将直接影响未来民机的设计和制造。本文将以 SAX(Silent Aircraft eXperiment)-40 概念飞机方案来讨论静音又经济的中航程民机的设计方法、关键技术及需要解决的难题。

收稿日期:2007-11-14; 修订日期:2008-01-07

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

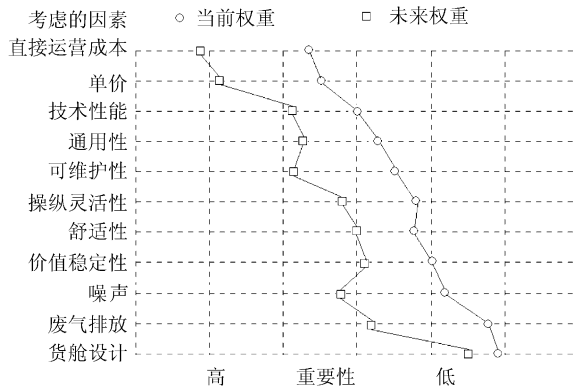


图 1 航空公司购机因素

Fig. 1 Criteria of airlines for purchasing airplanes

1 SAX-40 中航程概念飞机简介

静音飞机预案 (Silent Aircraft Initiative, SAI) 是英国剑桥大学 (CU) 和美国麻省理工学院 (MIT) 的联合研究所 (CMI) 以及飞机制造公司、航空公司、机场管理等方面的专家、学者及相关官员组成的联合体进行了三年多学科合作的成果^[4-5]。目标是设计一个即使在机场周边也听不到响声,且油耗和排污指标优于现有的和已在设计中的中航程民航机。具体指标为:215 座(三级布置),航程 9 265 km (5 000 nm),巡航 $Ma = 0.8$ 。在尽可能使用工业界已有的设计软件、设计工具的基础上,通过此飞机的概念设计,在新的设计空间中发展和建立新模型和新方法,特别是在噪声的估计、测定和验证方面,形成新思想、新概念和可能具有风险的新技术,并研究如何来降低风险。

2 实现设计目标可能性的分析和设计思想的形成

图 2 给出了设计目标的巨大挑战性:降噪的指标是否有解? 油耗经济性目标较现有民航机能否有较大提高? 为此,首先分析已有飞机的噪声源,由表示起飞和进场时噪声分布的图 3 可知,起飞时主要应抑制和减少发动机风扇的前、后向噪声和喷流噪声的传播,而进场时还需大力减少机体的噪声。为实现降噪目标在设计中应尽可能:①降低发动机的所有噪声,重点是风扇和喷流;②采取机体/发动机更为融合的外形;③采用机体来屏蔽发动机的噪声和提供布置发动机隔音衬管的空间;④进场时需要安静的高升力和阻力;⑤设计低噪声的运动方式,如更低速、陡峭的进场路线等。

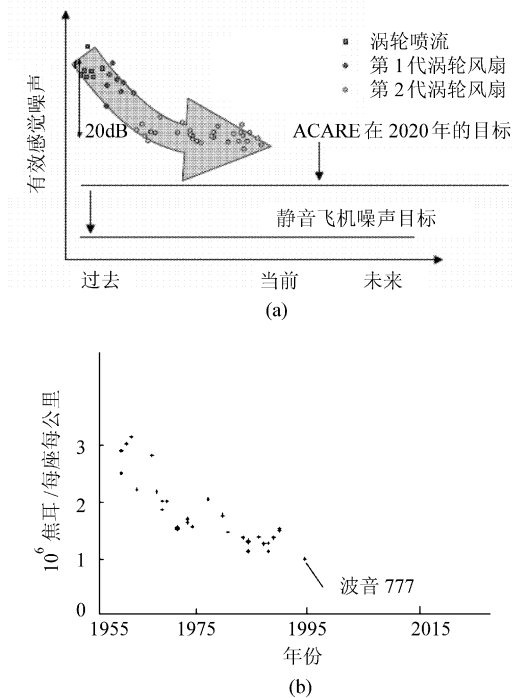


图 2 设计目标示意图

Fig. 2 Illustration for design goals

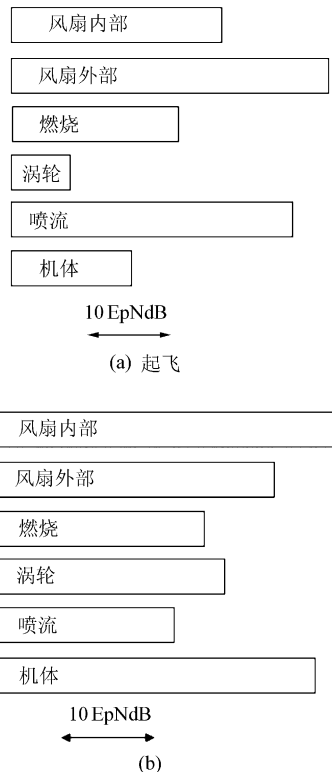


图 3 起飞和进场时噪声源的分布

Fig. 3 Noise sources of conventional aircraft on take-off and approach process

概念设计面临的第 1 个问题是:沿用目前常规的圆筒机身加机翼的民航机外形能否实现所要求的设计目标? 有人估计,为了在总适航噪声中降

低累积的 15 EpNdB(有效感觉噪声),即使考虑到 2020 年的技术水平,按最小运营成本设计的飞机也需要增加运营成本 26%、起飞重量 27%、燃油 17%和 33%的发动机排污^[6]。而将升力面、装载旅客的机身舱、发动机、控制面等高度融合的翼身融合体(BWB)外形则可以实现总重量、燃油消耗和需用推力等的大幅度减少^[7-8],因而是静音飞机目前最好的初始外形。并将进场噪声和油耗的线性组合而非最大起飞重量 MTOW^[7]作为设计外形的优化设计目标,同时实现降噪和提高油耗经济性的目标。因此设计思路是以一个超临界机翼作为 BWB 的外翼,机身为一个去掉通常襟翼系统的升力面中央体,推进系统埋入机体上表面。在设计中央体和外翼外形时,要兼顾巡航的高效率,改善油耗和低速进场所需的相对安静的大的诱导阻力以降低噪声,最后完善设计。

3 三代 SAX 的发展

图 4 表示了三代 SAX 概念飞机 SAX-12, SAX-29, SAX-40 的设计过程。

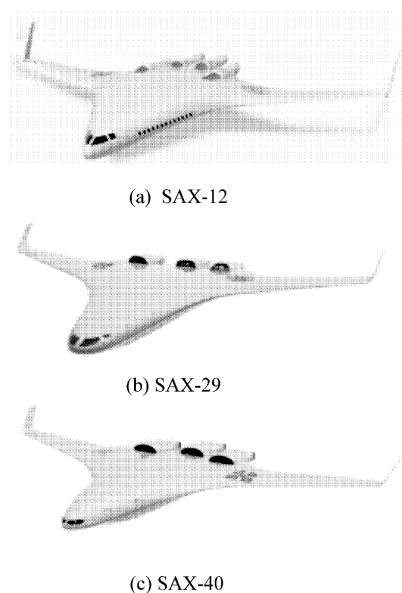


图 4 三代 SAX 概念飞机设计过程

Fig. 4 Evolution of the three-generation SAX design

第一代设计采用了波音设计 BWB 的多学科优化设计软件 WingMOD^[7],优化目标函数是最小起飞重量,设计的结果为 SAX-12(如图 4(a))、其推进系统为 4 台与机体边界层有隔道的 Granta-252 发动机(图 5(a)),起飞和进场时机场周边的估计最大噪声水平为 80 和 83 dBA,油耗经济性为 3.58×10^4 座·千米/立方米(88 座·哩/

加仑),没有达到设想的目标。主要问题是缺乏为达到低噪声而优化外形的方法。在 SAX-12 外形基础上进入了第二代的设计。设计中保持了巡航高度、马赫数、航程和旅客数等设计指标,用 WingMOD 产生结构重量响应面的模型。

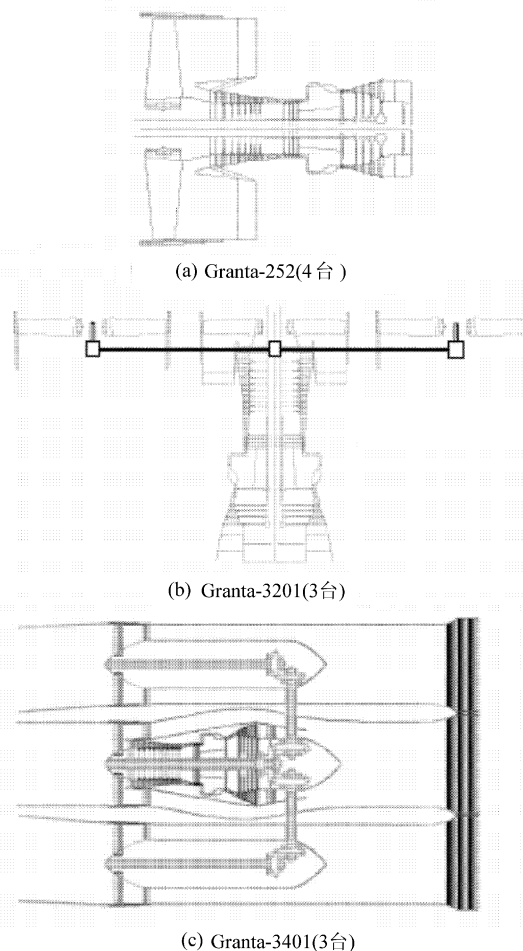


图 5 三代 SAX 的推进系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram for three-generation SAX propulsion systems

第二代设计始于 SAX-15,止于 SAX-29(图 4(b))。设计中首先发展和验证了一种具有反设计能力的准三维外形设计方法,用该方法构造了中央体前缘的外形和超临界机翼的外翼,实现了降低失速速度而减少噪声的设计。设计采用了一组 3 台 Granta-3201 发动机,每台发动机由单轴驱动的 3 个风扇组成(图 5(b)),并埋入机体上表面以具有吞吸机体边界层的功能。使用三维 N-S 方程软件——CFL3D,对 SAX-29 外形的数值验证证实了该设计方法的正确与有效,因而在以后设计中不再改变中央体外形与外翼的翼型。

第三代设计主要是采用二次规划优化方法,将进场噪声和油耗经济性组合为目标函数,对外翼的

平面形状作优化设计,优化结果为 SAX-40 的平面形状(图 4(c))。SAX-40 与 SAX-29 相似,推进系统为 3 台 Granta-3401 组成的可吞吸边界层的发动机组,每台发动机带有 3 个风扇,但进一步做了深入的齿轮传输系统的设计(图 5(c))。

SAX-40 机场周围的估计噪声水平为 61 dBA,油耗经济性为 5.05×10^4 座-千米/立方米(124 座-哩/加仑)(B777 为 86~101 座-哩/加仑)^[4-5]。

4 关键技术的讨论

4.1 准三维机体外形的设计方法(Q-3D)

三维黏性 N-S 方程计算软件可分析非常规 BWB 外形的中央体空气动力特性,但其所需计算

时间无法满足概念设计的时间要求。采用波音 WingMOD 设计的 SAX-12 又没能达到设计目标,故对非常规的 BWB 外形发展了一种具有一定准确度和可以进行快速计算的准三维设计方法(Q-3D)^[9-10],其功能为:①生成三维外形;②分析巡航性能(包含开始和结束巡航 2 个任务点);③分析低速性能(起飞拉起、爬升结束和进场等 3 个任务点)。图 6 表示了准三维设计方法的流程图。三维外形由一系列二维翼型粘贴来形成,平面形状将翼盒包含在内;5 个任务点的性能评估,包括计算失速和着陆速度,着陆所需的跑道长度,起飞和进场中为俯仰平衡所需舵偏角和矢量推力角,起飞拉起时所需舵偏角和矢量推力角,拉起后的气动性能,以及计算起飞和进场时的噪声等。

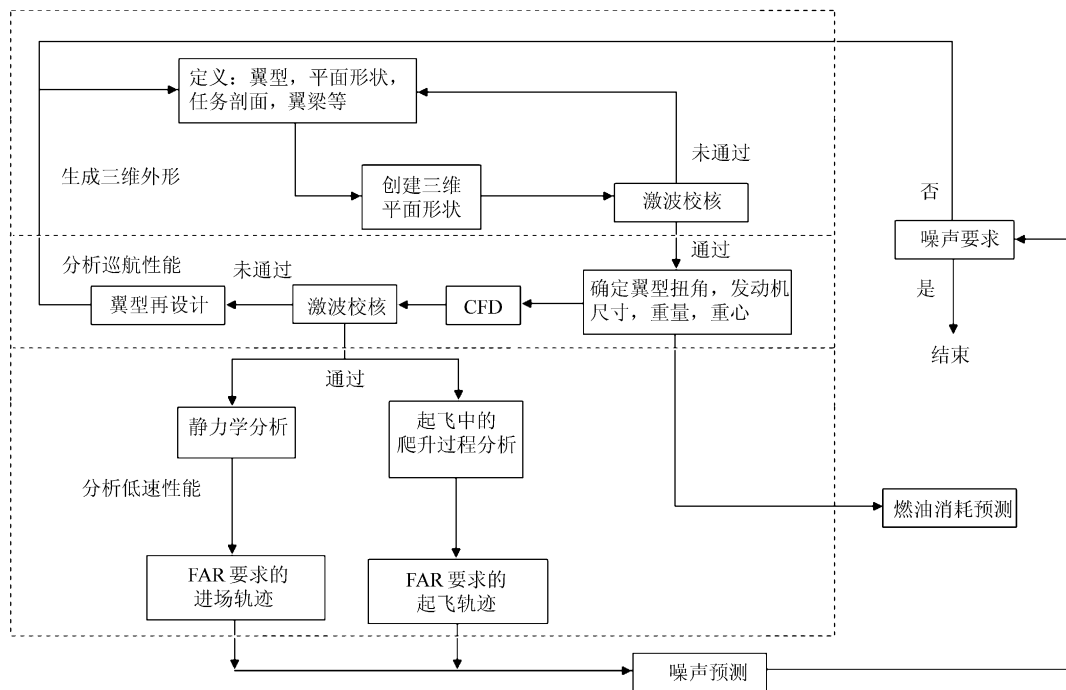


图 6 准三维设计方法的流程图

Fig. 6 Flowchart for quasi three-dimensional design process

分析计算方法由低速的二维涡格法(AVL),截面黏性边界层计算(XFoil)和二维可压缩(黏流/无黏流迭代)黏性计算方法(MSES)等组成,中央体的阻力用经验方法估算。在每次迭代中都要用三维涡格法和 Euler 方程分别估算气动载荷和激波位置。

在 SAX-40 研制中,对上述准三维设计方法进一步加入了优化设计方法,采用二次规划(SQP)优化方法优化外翼形状。目标函数为进场时噪声和油耗经济性的线性组合,4 个设计变量为前缘后掠

角、外翼的两个弦长和外翼翼展,约束条件包括:开始巡航时的最大迎角,最小静安定裕度,最大前缘载荷,最小翼梁与舵面的距离,最大起飞重量。优化结果形成 Pareto front 面,再从中选择所需外形。优化使 SAX-40 的 $Ma \cdot C_L/C_D$ 比 SAX-29 的提高了 6%。

4.2 Q-3D 设计方法的验证

为验证上述准三维机体外形设计方法的准确性和可靠性,CMI 的研究人员曾对 SAX-29 外形

做了三维 N-S 方程方法(CFL3D)的数值计算。图 7 表示了 CFL3D 和 Q-3D 设计方法计算不同展向位置的压强分布和 ΔC_p 等值线的比较图,由图可见,Q-3D 设计方法中二维涡格法的载荷等值线图与 CFL3D 的计算定性上很一致,二者都捕获了由中央体前缘外形所形成的载荷特点、在中央体与外翼连接处的载荷分布、以及超临界外

翼的后缘加载等,只是 CFL3D 由于计及了黏性还捕获了超临界机翼上的激波,而 Q-3D 设计方法中的 Euler 解和涡格法解都未能做到。故在第三代 SAX 设计过程中对 Q-3D 设计方法增加了 MSES 方法解,并考虑到中央体高度三维流动的特点,在每一次迭代中都增加了三维涡格法的计算以估算气动载荷。

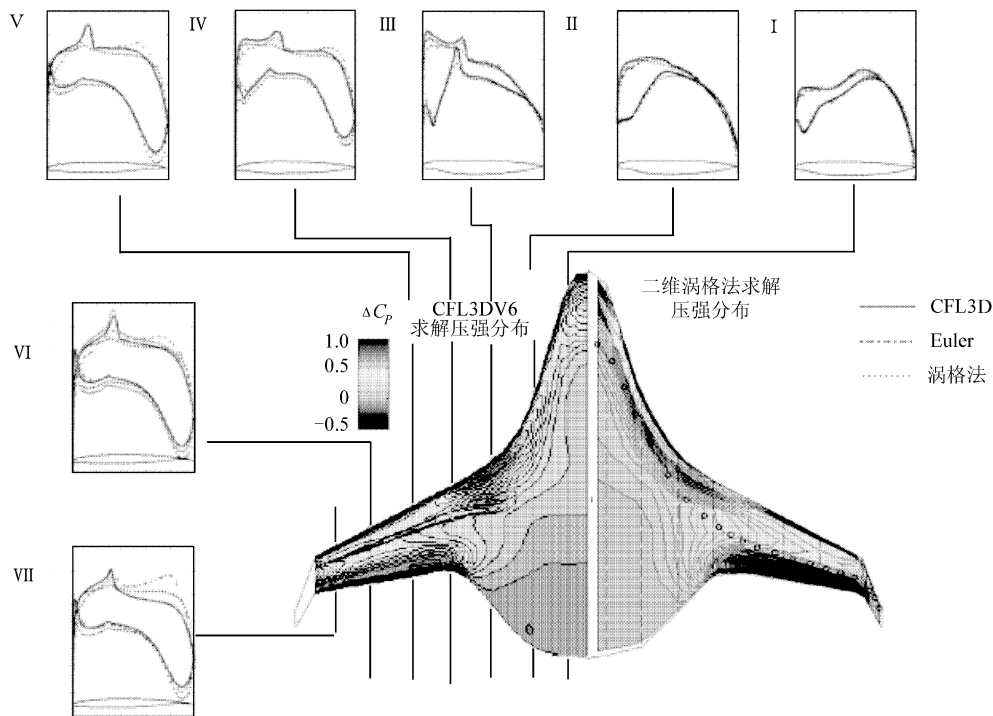


图 7 SAX-29 计算压强分布的比较($Ma=0.8$)

Fig. 7 Comparison of pressure distribution computed for SAX-29

图 8 给出了 C_L/C_D 随 C_L 变化的结果。可以看到在开始巡航 $C_L=0.197$ 时 CFL3D 计算的 $Ma \cdot C_L/C_D=16.7$, 而 Q-3D 设计方法的值为 19.0, 后者高估约 13%; 相应阻力差值为 0.001 1。简化带来的这些误差换来了计算时间的减少,使外形优化设计成为可能。

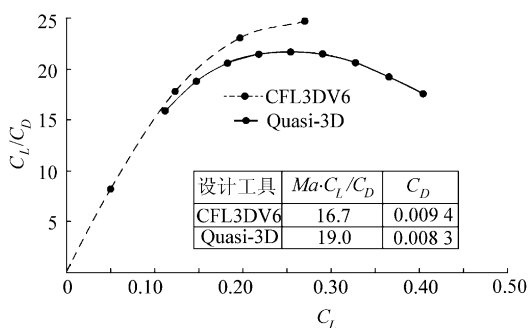


图 8 两种方法计算 SAX-29 的 C_L/C_D 的比较

Fig. 8 Comparison of C_L/C_D for two methods computed on SAX-29

总之,准三维设计方法基本能捕获到三维绕流的特征和空气动力性能,也正是基于以上对 SAX-29 的上述验证,在第三代设计中才冻结了中央体和翼型外形,仅进一步对外翼平面形状做优化设计。图 9 所示为 SAX-40 翼型厚度与扭角的分布和外翼的平面形状。图 10 给出了三代 SAX 外形的比较,由图可见,SAX-40 的外翼优化使后掠角得到少许减小,机翼面积和翼展变大,实现了升力的椭圆分布(图 11 右侧),并可知采用准三维设计方法设计的 SAX-40 的 $Ma \cdot C_L/C_D$ 比采用 Wing-MOD^[7] 方法设计的 SAX-12 增大了 15%。

4.3 前缘前弯的中央体气动外形设计

BWB 或飞翼式外形没有水平尾翼,因而空气动力的纵向平衡就成了一个设计难题。波音提出的 BWB 外形采用了反弯后缘剖面的中央体外形^[7],其缺点是会牺牲一些巡航性能,且需要更大

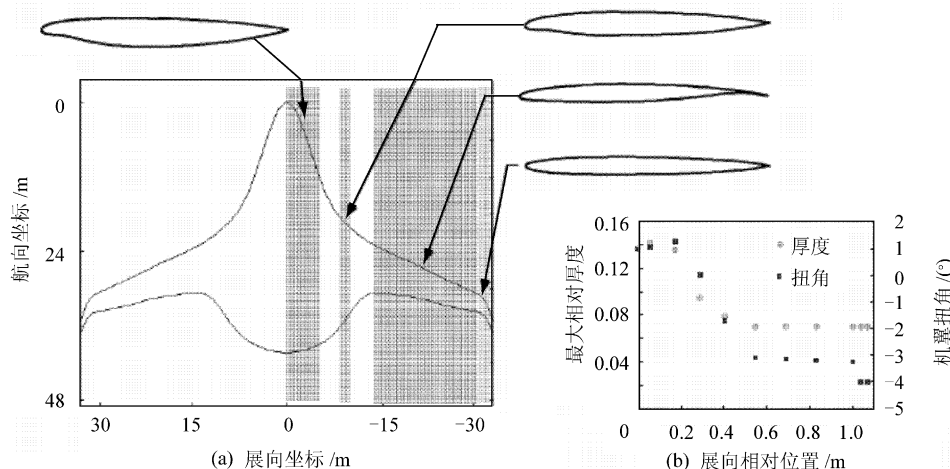


图9 SAX-40 平面形状和翼型厚度与扭角分布的比较

Fig. 9 Comparison of SAX-40 airfoil section, platform shape, distributions of twist and airfoil thickness

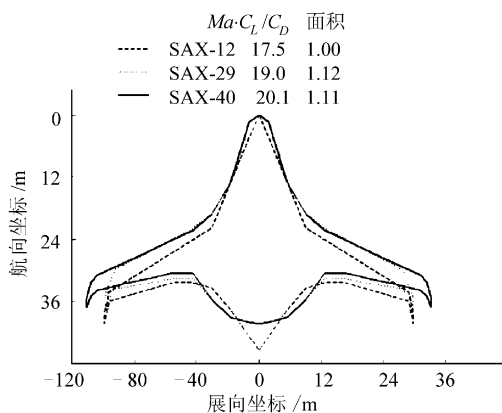


图10 三代SAX平面形状的比较

Fig. 10 Evolution of three-generation SAX platform

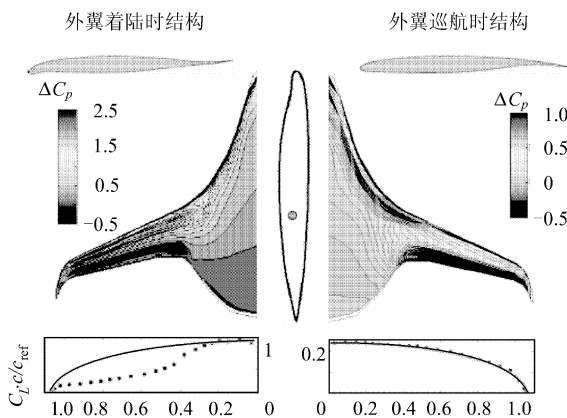


图11 SAX-40 高低速时载荷等值线分布

Fig. 11 SAX-40 airframe loading distribution on different flight speed

的控制面和舵机使飞机转动。SAX设计采用了前缘前弯的外形^[9](称Drela Chin)(图11中的中间剖面),绕此类外形流动的气动压心前移,因此这种翼型组成的中央体外形可实现无平尾的纵向平衡,且没有由尾翼平衡引起的升力损失;在巡航过程中燃油消耗引起的重心变化用增大矢量推力角来平衡,使静安定裕度保持为5.9%~9.5%,而采用后缘反弯的BWB^[7],该裕度只能达到5%。

4.4 可平滑下弯的外翼前缘及升降副翼的后缘刷

满足高、低速不同性能要求的另一措施是外翼采用在低速进场飞行时可平滑下弯的前缘(图11左侧)。下弯的前缘再加上将矢量推力下偏30°、襟副翼上偏18.5°,使飞机迎角为15.6°而获得进场所需的高升力;下弯的前缘还使升力分布远离了椭圆分布(图11左侧)而增大诱导阻力——安静阻力。高升力和大诱导阻力一方面使SAX的进场速度(60.8 m/s)比同类飞机的低

28%;另一方面使其进场高度提高了约97.5 m(飞机以更陡峭的3.9°轨迹角进场),加上推迟跑道上着陆点1.2 km进一步提高了进场高度,而噪声与距离的平方成对数型反比;从而大大降低了飞机在机场周边的噪声^[11]。操作这种前缘装置所需的功率与操作常规飞机前缘缝翼的功率相当,噪声却远小于使用前缘缝翼的(图12)。

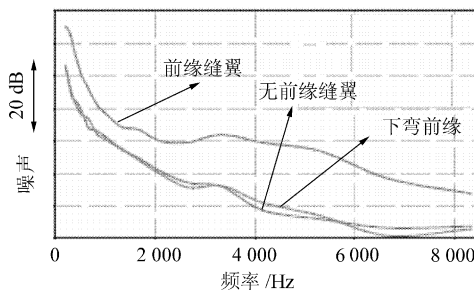


图12 下弯前缘和前缘缝翼的噪声比较

Fig. 12 Noise comparison of drooped and slat configuration

襟副翼的后缘刷可减少尾流的湍流度而降低噪声。

4.5 吞吸边界层的多风扇埋入式发动机和喷口截面可变推力矢量喷管组合的先进推进系统

发动机,特别是风扇和喷流,是飞机飞行时的主要噪声源。因此,设计先进的推进系统不仅对提高燃油消耗的经济性,对降噪也是至关重要的。增大发动机的涵道比是近年来所采取的重要措施之一。三代 SAX 推进系统设计的演变证明了多风扇埋入式可吞吸边界层的发动机方案和喷口截面可变的推力矢量喷管的联合使用不仅可极大地提高涵道比(达 18.3,而目前先进的 GENx 只有 9.5),还可满足起飞/进场的低噪声及可接受的发动机尺寸等要求,因而是实现静音飞机对噪声和燃油消耗经济性的最具优势的方案之一^[12]。

整个系统包含如下新技术:

(1) 多风扇和齿轮传输系统

SAX-40 装有 3 台带 9 个风扇的 Granta-3401 发动机组(图 13(a)),多风扇概念可大大减小每一个风扇的直径,从而使风扇出口管道长细比高,有利于安装隔音衬管,而有效地减少风扇的后向噪声;并可提高转速而减弱产生的噪声。图 13(a)中,低压涡轮和多风扇之间的齿轮传输系统应保证使涡轮在最佳轴转速下工作,不仅传递能量,还包含一套润滑和冷却系

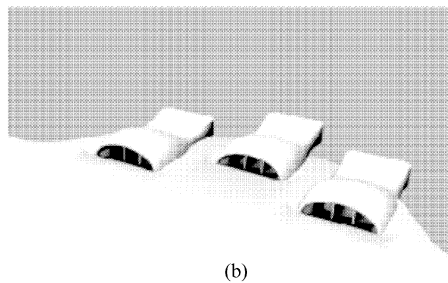
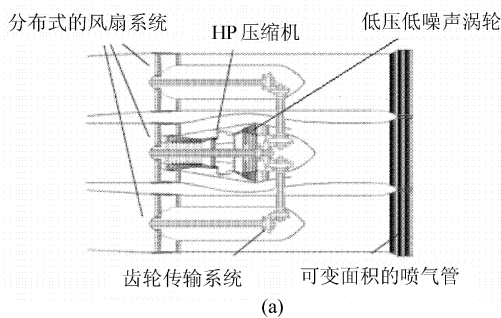


图 13 静音飞机的埋入式多风扇发动机

Fig. 13 Packaging of the three-engines with the airframe for silent aircraft

统。传输系统要求高效,即产生的热量尽可能小,以减小冷却系统的重量和大小;并尽可能简单以保证工作高度可靠。

(2) 埋入机体可吞吸边界层的发动机组

发动机埋入机体,与机体高度融合(图 13(b)),可吞吸机体边界层(BLI)而提高燃油消耗效率和减少机体尾流,并减小发动机装置引起的阻力。图 14 表明埋入式发动机组需考虑:进入进气道边界层的状态;非均匀(畸变)来流通过风扇和进气道的演变;风扇对非均匀来流的响应;管道损失等。气流的非均匀性对于风扇和发动机本身的性能及设计有很大的影响。Plas^[13]等讨论了吞吸边界层推进系统性能的计算及在 SAX 设计中的应用。他们的研究表明 SAX-40 的吞吸边界层可使提供给流动的能量减少 3%~4%,尽管非均匀来流给风扇和发动机设计带来技术方面的高风险,但相比于传统的吊挂短舱发动机,BLI 仍提供了提高燃油经济性的机会。

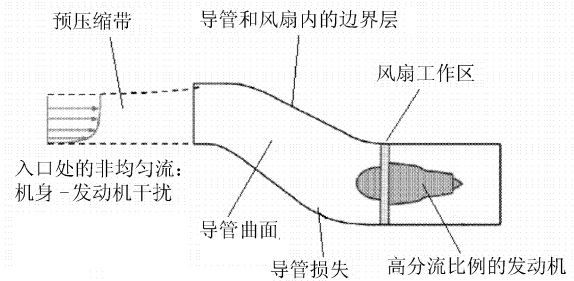


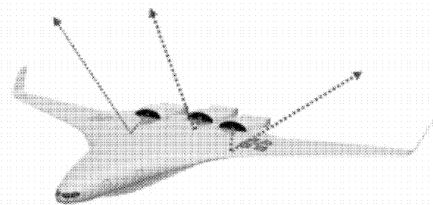
图 14 埋入式发动机系统的特点

Fig. 14 Features of an embedded engine propulsion system

在机体上表面埋入的推进系统还可利用机体使风扇前向噪声各向散射而大大降低地面对噪声的可感度(图 15),并利用机体的较大空间使用优化的多段隔音衬管,图 16 为其示意图及有无隔音衬管时噪声的比较,可见噪声能减少 20 dBA,当然管道的增长会带来部分性能的损失。

(3) 喷口截面可变的推力矢量喷管

任何航空发动机都必须协调满足起飞、爬升、巡航等 3 个状态的要求^[14]。巡航状态下涡扇发动机应在最高效率点工作,这会使喷口截面固定



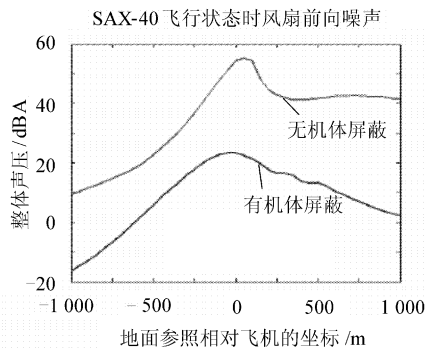


图 15 无机体屏蔽风扇前向噪声比较
Fig. 15 Forward noise comparison on shielded and non-shielded condition

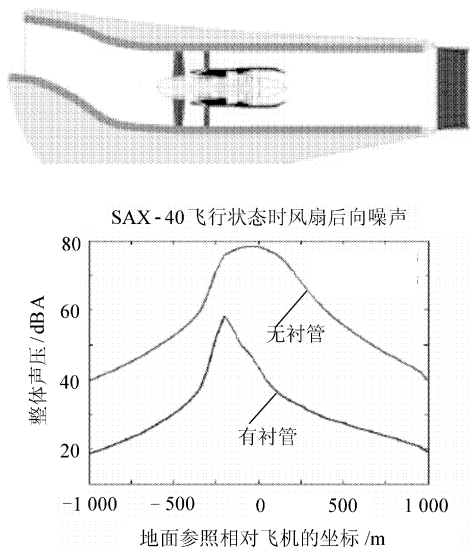


图 16 有无隔音衬管的噪声比较
Fig. 16 Noise comparison on lined and unlined condition

的发动机地面工作线进入不稳定区。只能在发动机设计时将两条工作线右移(图 17(a)),即将起飞稳定性和巡航效率做一定的折衷。喷口截面可变使巡航时喷口截面正常,在起飞时喷口截面面积增大(约 45%),使发动机远离不稳定区,将两种状态的工作线解耦,保证发动机在巡航时工作于最高效率点(图 17(b)),提高燃油消耗经济

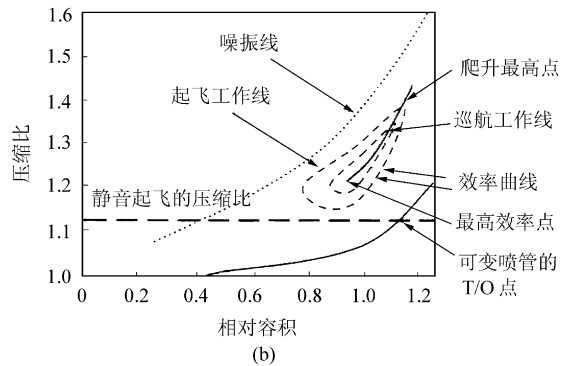
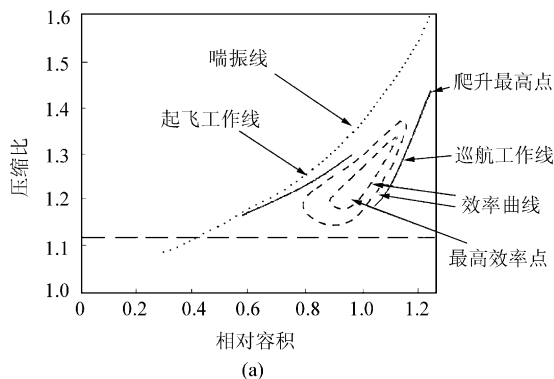


图 17 固定几何和可变几何喷管工作线比较图
Fig. 17 Illustration of fixed and variable nozzle working lines

性^[14]。而喷管的推力矢量功能可在巡航过程中不偏舵地调节飞机的平衡,巡航结束时推力矢量角达 10.5° ,以保持旅客舱地板角小于 3° 。低速进场时使用推力矢量与其他措施,使飞机保持 3.9° 的飞行轨迹角进场。

4.6 整流的起落架

为了减少起飞/进场时绕起落架非定常流动引起的噪声,SAX 采用了简单的整流起落架装置^[15](图 18),可将高频噪声减少 7 dBA,其部分密封轮轴和机轮可将低频噪声降低 6 dBA。

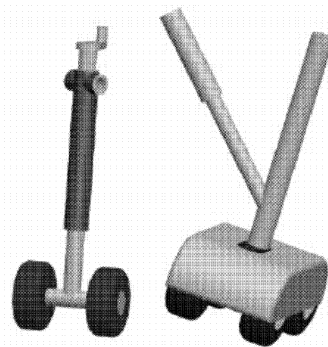


图 18 整流的起落架
Fig. 18 Paired undercarriage

5 SAX-40 优异性能概括

5.1 SAX-40 的低噪声

以一个典型大型国际机场(例如 London Heathrow 机场)简化的起降跑道(图 19)为例对 SAX-40 起飞和进场两种状态噪声的估算^[11,16]分别示于噪声示意图 20 和图 21。

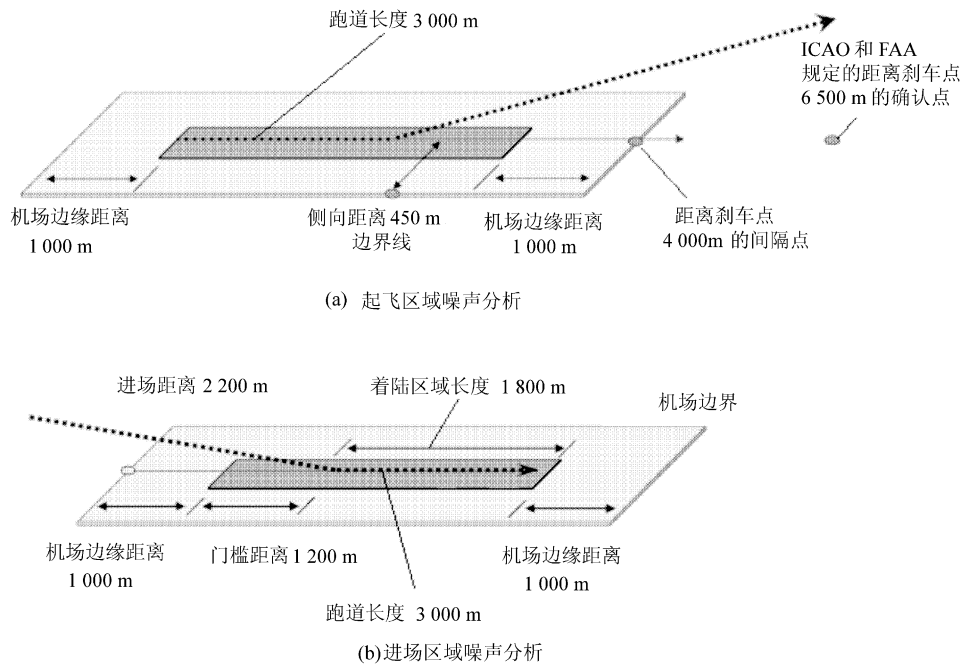


图 19 起降噪声估算的简化跑道和范围

Fig. 19 Hypothetical airport dimensions used for approach noise estimate

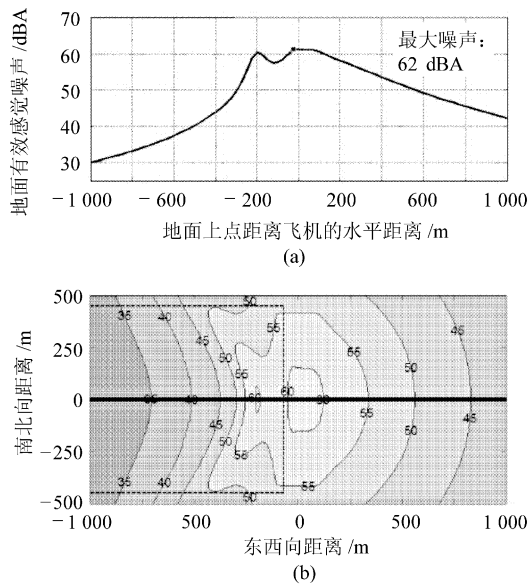


图 20 起飞的噪声分布

Fig. 20 Take-off noise estimate

由于采用了上述关键技术,其最大噪声分别为 62 dBA 和 61 dBA。图 22 给出了 SAX-40 与现有机队有效感觉噪声 (EPN) 的比较。显然, SAX-40 大大优于现有机队,比 ICAO 第 4 章要求的累积 $E_p N_{dB}$ 值 284.5 dBA 低了 75 dBA。

5.2 SAX-40 的高油耗经济性

SAX-40 不仅有极低的噪声,还有高的油耗经济性。表 1 给出了 SAX-40 的 5.05×10^4 座-千米/立方米 (124 座-哩/加仑) 油耗经济性指标及

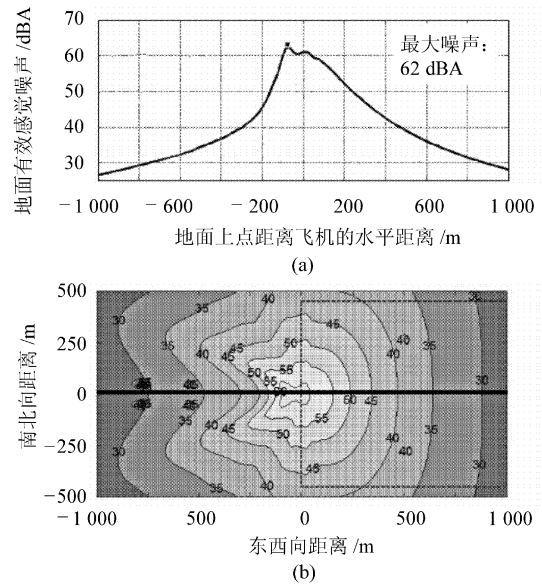


图 21 进场的噪声分布

Fig. 21 Approach noise estimate

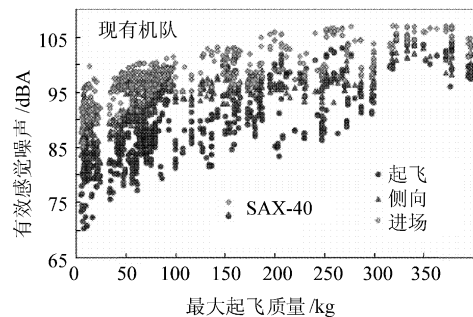


图 22 SAX-40 与现有机队的有效感觉噪声的比较
Fig. 22 Comparison of SAX-40 and existing fleet EPN

其他交通工具的指标^[17]。显然,SAX-40 大大优于其他飞机,尽管其他飞机的计算是按 99.8 kg (220 磅)/旅客,而 SAX-40 的 215 位旅客按 108.9 kg(240 磅)/旅客来计算。

表 1 SAX-40 的计算燃油经济性与其他交通工具数值比较
Table 1 Comparison of SAX-40 and other traffic tools fuel efficiency

型 号	燃油经济性,座-千米/立方米 (座-哩/加仑)
SAX-40	约 5.05×10^4 (124)
丰田 Prius 混合动力汽车	4.89×10^4 (120) (2 人乘坐)
Boeing 777	$3.50 \times 10^4 \sim 4.11 \times 10^4$ (86~101)
Airbus 320	$3.22 \times 10^4 \sim 3.95 \times 10^4$ (79~97)
Boeing 707	$1.87 \times 10^4 \sim 2.36 \times 10^4$ (46~58)

5.3 SAX 的低排污性

图 23 给出了 SAX-40 与其他交通工具排污物的比较;其总 CO₂ 的排污量为 0.048 3 千克/座-千米(89.5 克/座-哩),总 NO_x 为 1.19×10^{-4} 千克/座-千米(0.22 克/座-哩)^[4-5]。这也正是我们期望于静音飞机的,其良好的低排污性主要源于低的燃油消耗。

6 结束语

指出了环保要求对未来民机运营和设计的重要性,因而静音又经济的中航程民机是近期关注的民机之一,其目标是设计一个即使在机场周边也听不到响声,且油耗和排污指标优于现有的和已在设计中的中航程民机。现有的传统民机外形不可能达到此目标,目前认为 BWB 外形是最佳

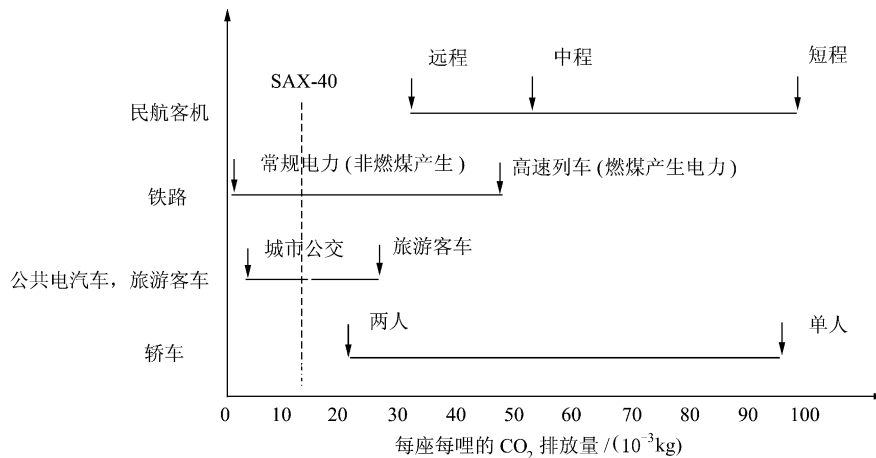


图 23 SAX 与其他交通工具排污物的比较

Fig. 23 Comparison of SAX and other traffic tools emission predictions

的初始外形。以 SAX-40 概念飞机为例,介绍了三代 SAX 的发展,并较为全面地讨论了其设计思路及机体和发动机设计中所需的关键技术,最终达到在起飞和进场时的最大噪声仅分别为 62 dBA 和 61 dBA,累积 EpNdB 比 ICAO 第 4 章要求的 284.5 低 75 dBA;油耗经济性达到 5.05×10^4 座-千米/立方米(124 座-哩/加仑),总 CO₂ 的排污量为 0.048 3 千克/座-千米(89.5 克/座-哩),总 NO_x 为 1.19×10^{-4} 千克/座-千米(0.22 克/座-哩)等优异的指标,实现了原有设计目标。当然真正实现使用的目的还需深入解决设计细节问题,克服其中难点,使各关键技术成为成熟的技术。

参 考 文 献

- [1] Green J E. Air travel-greener by design mitigating the environmental impact of aviation: opportunities and priorities[J]. The Aeronautical Journal, 2005,109(1099):495-510.
- [2] Green J E. Civil aviation and the environment—the next frontier for the aerodynamicist [J]. The Aeronautical Journal, 2006,109(1099):469-486.
- [3] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等. 民机设计中的多学科优化和数值模拟[J]. 航空学报,2007,28(1): 1-13.
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. Multi-disciplinary optimization and numerical simulations in civil aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1):1-13. (in Chinese)

- [4] Dowling A, Greiter E D. The silent aircraft initiative-overview[R]. AIAA 2007-0452, 2007.
- [5] Spakovszky Z S. Toward a "silent" aircraft[C]// 22nd Symp On aviation noise and air quality. 2007.
- [6] Diedrich A, Hileman J, Tan D, et al. Multidisciplinary design and optimization of the silent aircraft[R]. AIAA 2006-1323, 2006.
- [7] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1):10-25.
- [8] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(1):49-59.
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. A new type of transport-blended wing body aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1):49-59. (in Chinese)
- [9] Hileman J I, Spakovszky Z S, Drela M. Airframe design for "silent aircraft"[R]. AIAA 2007-453, 2007.
- [10] Hileman J I, Spakovszky Z S, Drela M, et al. Aerodynamic and acroacoustic three-dimensional design for a silent aircraft[R]. AIAA 2006-241, 2006.
- [11] Hileman J I, Reynolds T G, de la Blanca R E, et al. Development of approach procedures for silent aircraft[R]. AIAA 2007-451, 2007.
- [12] de la Blanco R E, Hall C A, Crichton D. Challenges in the silent aircraft engine design[R]. AIAA 2007-454, 2007.
- [13] Plas A P, Sargeant M A, Madani V, et al. Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system [R]. AIAA 2007-450, 2007.
- [14] Dowling A P, Hynes T. Towards a silent aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2006, 110(1110):487-494.
- [15] Qualye A, Dowling A, Babinsky H, et al. Landing gear for a silent aircraft[R]. AIAA 2007-231, 2007.
- [16] Crichton D, de la Blanco R, Law T R, et al. Design and operation for ultra low noise take-off[R]. AIAA 2007-456, 2007.
- [17] Lee J J, Lukachko S P, Waitz I A, et al. Historical and future trends in aircraft performance, cost and emissions [J]. Annu Rev Energy Environ, 2001, 26:321-343.

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。

王晓璐(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学、飞行器气动设计。

吴宗成(1967—) 女,副研究员。主要研究方向:计算流体力学、飞行器气动设计。

陈泽民(1964—) 男,副教授。主要研究方向:计算流体力学、飞行器气动设计。

(责任编辑:李铁柏)