

民机空气动力设计先进技术

朱自强[†]

(北京航空航天大学 流体力学教育部重点实验室 北京 100191)

2016-09-06收到

[†] email: zhuzq@buaa.edu.cn

DOI: 10.7693/wl20161005

Advanced aerodynamic design for commercial aircraft

ZHU Zi-Qiang[†]

(Key Laboratory of Fluid Mechanics, Ministry of Education, Beihang University, Beijing 100191, China)

摘要 文章简要地介绍了两种民机空气动力先进设计技术的概念及其研究进展。一为层流流动主动控制技术。其核心措施是减弱流动的不稳定性,推迟转换的发生,从而增大层流流动区域。目前混合层流流动控制方法发展比较充分,有望应用于未来民机的设计中。另一为新型非常规布局,包括翼身融合体、支撑机翼、吞吸机身边界层等新型气动布局,这些均有望大大提高未来民机的性能。

关键词 层流流动主动控制,翼身融合体,支撑机翼,吞吸机身边界层,空气动力设计

Abstract The concepts and the research on two kinds of advanced aerodynamic technology are briefly reviewed. One is laminar flow active control, which focuses on increasing the laminar flow region through decreasing flow instability and delaying the transition. A hybrid laminar flow control method has now been developed and probably will be used in future design. The other is a new type of aerodynamic shape, which can greatly increase the performance of commercial transport aircraft. Three new types of configuration—the blended wing body, strut-braced wing, and body boundary layer ingestion will be briefly described.

Keywords laminar flow active control, blended wing body, strut-braced wing, boundary layer ingestion, aerodynamic design

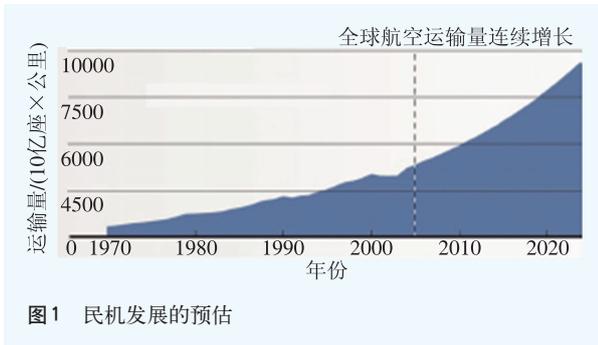
1 目前面临的形势

世界人口的增加,现代经济的增长,国际交往的频繁以及旅游事业的发展,使民用航空持续地高速发展。根据美国“新一代航空运输系统(NextGen)”规划的预测(图1),2025年的全球航空运输量将比目前数量增长2—3倍。特别地,由于燃油价格的上涨,排放污染和噪声等环保要求的严格,也都对民机的性能提出了很高的要求。

波音和空客是当前干线飞机的两个主要制造

商,垄断着整个干线飞机的市场。他们间的竞争亦十分激烈。在双通道宽体机方面,从A380和B787开始到A350XWB和B747-8F、B747-8I以及B777X等的竞争。在单通道窄体机方面,由于庞巴迪的C系列,俄罗斯的MC-21,以及我国的C919等相继参与市场份额的竞争,空客率先推出了换发的A-320XLR,随后波音则以换发的B-737Max应对。无论是单通道窄体机的群雄竞争,还是双通道宽体机的两霸比拼,都体现了世界航空技术的进步和市场竞争的激烈^[1]。

美国的“新一代航空运输系统(NextGen)”计



划正在开展对未来先进飞机的研究与部署。根据此计划的需求，美国国家航空和航天局(NASA)正领导开展针对性的基础研究，将亚声速固定翼民机的发展分为：近期 $N+1$ 代，中期(2020—2025) $N+2$ 代，远期(2030—2035) $N+3$ 代，对各代民机在油耗、噪声、排污和跑道长度等性能上提出了更高的评价标准(表1)。NASA以合同方式选择和建立了多个研究团队，分别研究对应各代飞机的新概念、方法和先进技术。例如NASA正通过ERA(Environmentally Responsible Aviation)项目来发展 $N+2$ 代先进气动布局外形的民机，并获得达到表1指标所需的关键技术^[1]。通过SFW(Subsonic Fixed Wing)项目重点研究 $N+3$ 代飞机所需的先进技术^[1]。

欧盟的航空界也相继发布了“2020远景”和“2050航空发展展望”^[2, 3]，提出的性能指标要求与NASA的评价标准基本类同，为确保实现2020的环境保护目标，为研究能满足“2050年展望”中更具挑战性目标的先进技术，提高2030—2035年期间新技术的成熟度(TRL)，使之达到TRL6水平而可用于实际型号的研制，欧盟提出了“清洁天空”和“清洁天空2”计划，总投资高达50多亿欧元。本文将简要讨论两种可望在未来民机研制中应用的空气动力设计先进技术。

表1 三代飞机评价标准

评价标准项目	$N+1$ 代(2015年)常规布局(参照B737/CFM56)	$N+2$ 代(2020—2025年)常规或非常规布局(参照B777/GE90)	$N+3$ 代(2030—2035年)先进飞机概念
噪声/dB	-32	-42	-71
排放(NO_x)/%	起降	-60	-75
	巡航	-55	-70
油耗/%	-33	-50	好于-70~-60($N+2$ 代)
跑道长度/%	-33	-50	新的起降概念

2 层流流动主动控制技术^[4]

2.1 主动控制技术的依据

经验数据表明，一架典型民机在巡航状态马赫数 $Ma=0.8$ ，升力系数 $C_L=0.48$ 时，摩阻占总阻力的45%—50%^[5, 6]，对稍小一点的民机该比例更大，故减小摩阻对改善民机性能和降低成本十分重要。减少摩阻可以通过下述措施实施：(1)在满足容积要求的前提下尽量减少浸润面积。例如翼身融合体(BWB)相对于传统民机外形可减少浸润面积1/3，因而可减少摩阻约1/3^[7, 1]；(2)扩大层流面积，因层流的摩阻远小于湍流摩阻。目前民机的设计一般按全湍流设计，采用层流流动控制则可降低摩阻，如对亚音速湍流公务机即可降低阻力约25%^[8]。因此在NASA的研究计划中，各参研团队提出的研究方案对各种不同布局形式都采用了层流控制技术；在欧盟的“清洁天空”计划中，空客也将主要研究开式转子和层流机翼技术。

层流流动主动控制技术的核心是减弱流动的不稳定性，推迟转换的发生，从而增大层流流动区域。我们知道，三维边界层中存在着两种不稳定性：第一种为T—S(Tollmien—Schlichting)波引起的流动不稳定性^[9]，并往往发生在二维边界层或三维的翼弦中部而引起流动的转换。在研究小扰动T—S不稳定性的Orr—Sommerfeld方程(OSE)中，速度型曲率项 d^2U/dy^2 的正负是确定流动稳定与否的重要标志。该项数值在壁面附近愈负，边界层流动愈稳定。由壁面附近边界层的动量方程找出使该速度型曲率项为负的方法，即可作为控制层流稳定的措施。动量方程为

$$\rho V_0 \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial P}{\partial x} - \frac{d\mu}{dT} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) \frac{\partial U}{\partial y} = \mu \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} \quad (\text{当 } y \rightarrow 0),$$

式中 V_0 为壁面法向吹气速度(+为吹气，-为吸气)， ρ 是密度， U 是流向速度分量， P 是压强， μ 是黏性系数， T 是温度。可见：(1) $V_0 < 0$ (壁面吸气)，(2) $\partial P / \partial x < 0$ (加速的压强梯度)，(3) $d\mu / dT > 0$ ， $\partial T / \partial y > 0$ (空气介质中壁面冷却)等均可作为使流动稳定的措施。因很难对民机采用冷却措施，故可

用前两种措施。

第二种为横流不稳定性(crossflow(CF) instability)^[9]，随着三维机翼后掠角的增大，三维边界层流动内产生了与无粘流线垂直的二次流，称为横向流。横向流速度型存在一个拐点，而有拐点的速度型是无粘不稳定的，就形成了一个沿流向且与无粘流存在某个角度的共轴旋涡的不稳定性源。因此横流不稳定性是由横向流速度型引起的，减少此速度分量即可减弱此不稳定性。对于给定机翼前缘、后掠角和单位长度 Re 数的情况，减少横流速度分量的唯一方法是减小弦向的压强分布，但这又会增大 T—S 波的不稳定性。因此后掠翼自然层流机翼设计面临着既要减少横流不稳定性，又要保持 T—S 波稳定的压强分布设计问题。实际上，能同时满足两者的压强分布，只可能在很有限的弦长 Re 数范围内实现。大型民航机在高 Re 数飞行条件下，要保持层流流动，只能通过吸气方法来实现。

由分析转换机制可知：后掠角为 0°~10° 时，主要由 T—S 扰动造成自然转换；后掠角为 10°—30° 时，同时存在 T—S 和 CF 扰动，两者的放大皆可造成转换；后掠角大于 30° 时主要是 CF 扰动，会在前缘即形成转换。因此目前层流流动控制主要是防止 T—S 和 CF 这两种流动不稳定性。

接触线不稳定性和 Görtler 不稳定性可通过相应的设计措施予以避免。

2.2 三种主动控制技术

对层流流动控制的研究形成了自然层流控制(NLFC)、全层流流动控制(FLFC)和混合层流流动控制(HLFC)三种技术，图 2 为对应这三种技术的概念示意图^[10]。图 3 给出了以 C-5A(湍流设计)作为出发飞机，采用三种不同层流控制技术改形设计后可节省的燃油随航程变化的曲线^[11]。可见，三者都可节省长航程亚音速运输机燃油消耗，且飞机尺寸越大，航程越长，节油效果愈明显。其中 FLFC 是节约燃油最高效的技术，但实际应用 FLFC 时会遇到与机翼翼盒综合设计的难题，且“吸气”所需的能量很大。另外，现有民机的后

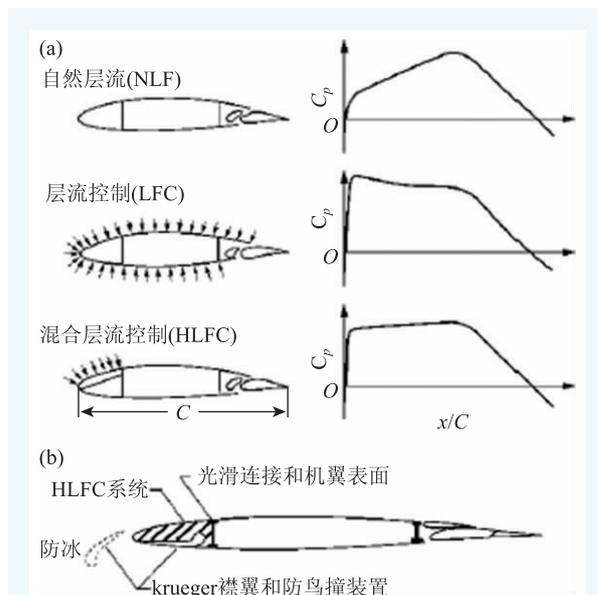


图 2 三种层流流动控制概念示意图^[10](横坐标 x 是飞机沿 x 方向飞行的距离, C 是机翼两端点之间的距离, 纵坐标 C_p 是压强系数) (a)NLF, LFC 和 HLFC 的概念; (b)HLFC 的实际应用

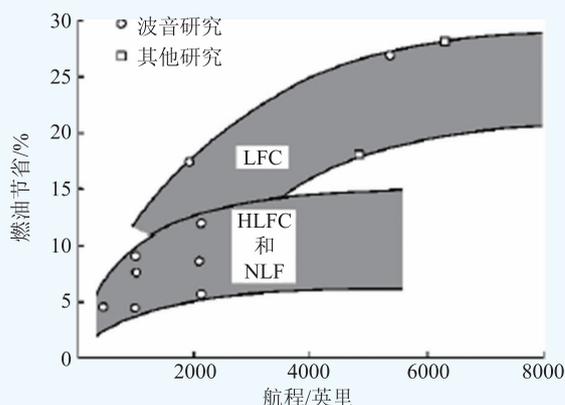


图 3 亚声速飞机采用层流控制技术可带来的燃油节省随航程的变化

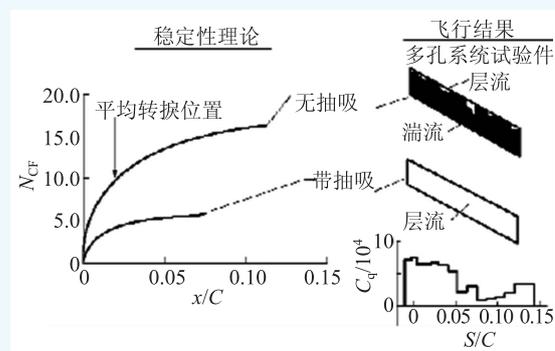


图 4 吸气对稳定性和转换的影响

掠角一般在 30° 左右或者更大, 因此很难使用 NLFC 技术, 而 HLFC 综合了 FLFC 和 NLFC 的优点, 减少了 FLFC 的吸气要求, 降低了系统的复杂性, 特别是可以不改原有翼型的翼盒结构, 避免了与翼盒结构的综合设计。它的主要特点:

(1) 只在机翼前梁前的前缘区域保持吸气;

(2) 通过气动外形(压强)设计保持机翼上的自然层流流动;

(3) 在湍流状态下仍具有好的性能。

HLFC 的优势使其在过去的研究中有了充分的发展, Joslin 给出了自上世纪 30 年代至 2000 年美国 and 欧盟所进行的层流流动控制技术研究的年历表^[12], 其中绝大多数是属于此项技术研究的项目。图 2(b)给出了利用 Krueger 襟翼(为了提高升力, 防昆虫和防冰)的 HLFC 翼型。

2.3 主动控制技术可带来的效益

层流流动主动控制技术可带来的效益与燃油价格、系统成本、维修技术效率、能保持层流区域的大小、商载大小等因素有关。一般在给定的飞行剖面下, 它可减小起飞总重(TOGW)、运行空重(OEW)、轮挡油量(BF), 可以提高升阻比 L/D ,

减少排污物和噪音而增进环保性能, 且可使飞机采用更小功率的发动机等。Arcara 等的研究发现^[13], 采用 1995 年水平发动机的双发亚声速民机, 在采用 HLFC 技术后, 可保持机翼上、下表面和水平、垂直尾翼上有 50% 弦长的层流区和发动机短舱上有 40% 的层流区, 这时与原始湍流飞机相比, 可减少 TOGW 9.9%, OEW 5.7%, BF 18.2%, 可提高巡航的 L/D 14.7%。

2.4 主动控制技术的研究进展

下面我们用 Jetstar (Lockheed C-140) HLFC 前缘系统模拟飞行航线的飞行试验项目来说明层流流动控制技术的进展^[14]。该项目是为了验证: (1) 在一个代表性亚声速民机机翼上可否集成出 HLFC 所要求的前缘系统; (2) 这样的前缘系统在典型的航线飞行条件下的性能。在左、右机翼上分别安装上了由 Douglas 和 Lockheed 设计的前缘吸气系统。前者为一个多孔系统, 后者为一个缝道系统, 但都保证前缘附近的大吸气量和 $s/c=0.05$ (s 为翼型弧长, c 为弦长) 后直至前梁前维持着较低的吸气量(图 4)。选择这样的分布是为了既控制前缘处的横向流, 又能在接近全弦长上都保持层流流动。

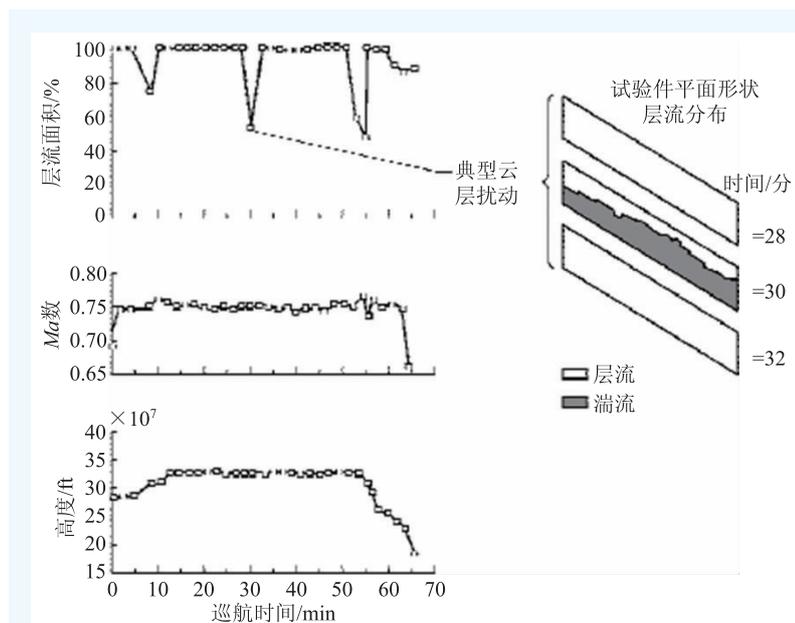


图5 多孔前缘系统典型的飞行试验结果

图 4 给出了吸气对稳定性和转捩的影响。模拟航线飞行试验包括从美国 Atlanta(亚特兰大)的 Hartsfield, Pittsburgh(匹兹堡)的 International 和 Cleveland(克利夫兰)的 Hopkins International 等 3 个机场出发, 飞往 33 个不同机场的 62 次飞行。图 5 给出了多孔前缘系统一个典型的飞行试验结果, 显示了飞机穿越云层前后层流区域的变化, 在云层中, 约在 5% 相对弦长处, 层流区域消失, 但穿过云层后, 层流区域迅速恢复。62 次航线飞行表明, 穿越云层的时间小于巡航时间的 7%^[14]。模拟航线飞行试验的结果很鼓舞人心, 证明了前缘系统实际上解决了

民机前缘区所遇到的问题。随后B757 HLFC飞行试验项目的结果也表明,HLFC对推后转捩点很有效,尾缘测量结果表明,可降低当地阻力29%,使总阻力降低6%^[15]。

尽管要选择一套经历了试飞验证的完整系统实际应用于运营的民机中还存在可靠性、取证难度、成本、风险和结构的协调等复杂问题,但国际主要民机制造商对未来新民机应用此项技术有着迫切的需求。波音公司正谨慎并逐步将层流化技术由部件应用推广到全机。文献[16]介绍了波音公司自1990年757试飞后在这方面所做的风洞实验和试飞验证的努力及在运营民机上层流控制的应用。应当指出,自然层流翼梢小翼在2012年ecoDemonstrator项目的737上经飞行验证后,已用在最新下线的737MAX上。2015年757验证机的飞行试验中又分别在左机翼上装了波音设计的变弯度Krueger襟翼。右机翼上采用了NASA研制的防虫表面涂层,都是为了减轻昆虫污染,以扩大层流区域^[16]。HLFC技术已应用于787-9的尾翼上,提高了气动效率。

3 各具特色的非常规布局

图6给出了民机外形演变过程,可见传统的民航干线飞机外形布局近几十年来几乎没有什么变化:标准的直筒机身,单后掠机翼加挂几台发动机,虽然发动机短舱的吊挂存在着翼吊和尾吊两种形式。但为了使未来民机性能有巨大的提高,外形可能应有较大的变化。NASA在20世纪90年代初发起了一个革新性飞机概念REVCON (Revolutionary Vehicle Concept Program)项目,建

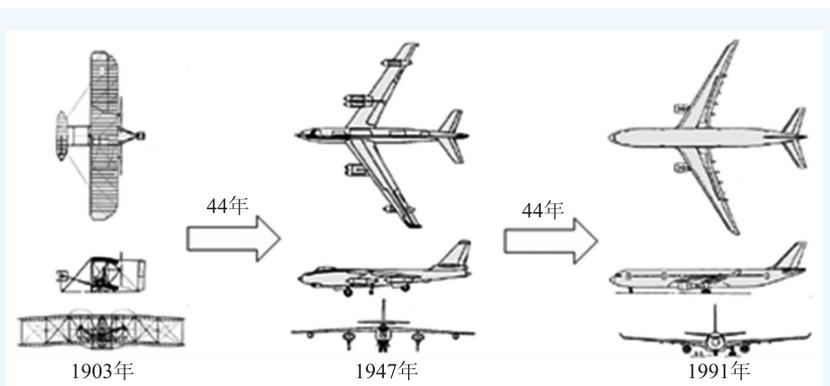


图6 飞机外形的演变

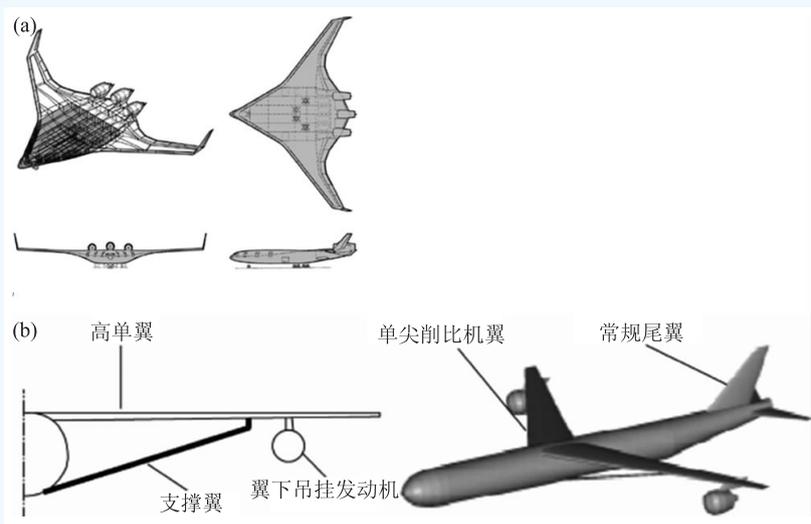


图7 (a)BWB-450基本型外形; (b)支撑机翼外形

议对多种气动外形作概念设计研究,探讨可能的性能优势和相关技术。其中包括翼身融合体(Blended Wing Body, BWB)、联接翼、C形机翼、双机身飞机以及支撑机翼(Strut-braced Wing, SBW; 或 Truss-braced Wing, TBW)等。这里我们仅简要地介绍翼身融合体和支撑机翼(图7(a), (b))两种布局形式。

3.1 翼身融合体外形

波音公司最早提出翼身融合体(BWB)外形的概念,并给出了第一代BWB的外形。该外形在相同容积下比常规外形的浸润面积减少了1/3,从而摩擦阻力减少了1/3,大大提高了升阻比。随后,在NASA(1994—1997年)的资助下,波音公司又与一些大学和研究所共同开展研究,设计了

一种800座位、航程7000海里(12971 km)、巡航 $Ma=0.85$ 的BWB超大型先进客机。考虑到上述超大型飞机尚不能成为近期市场的需求,波音在多学科优化设计工具支持下又设计了与A380-700相同量级的BWB-450(图7(a)),图8给出了BWB-450和A380-700分别在商载约480位旅客和航程16121 km时的性能比较。各项指标都显示了BWB

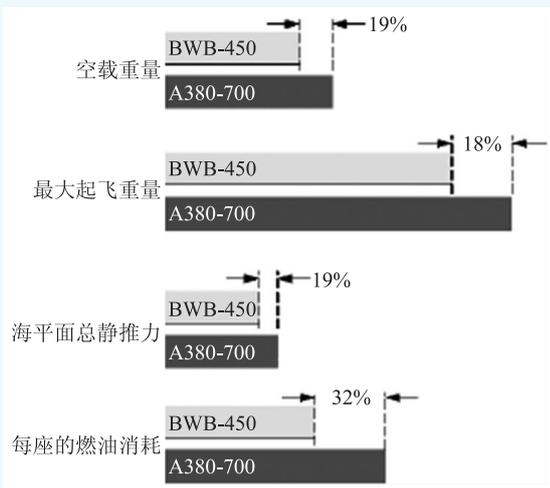


图8 BWB-450与A380-700的性能比较

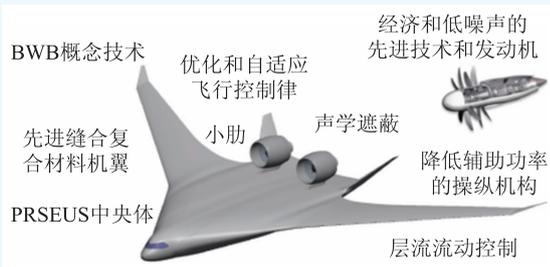


图9 HWB使用的可望同时满足NASA目标要求的先进技术

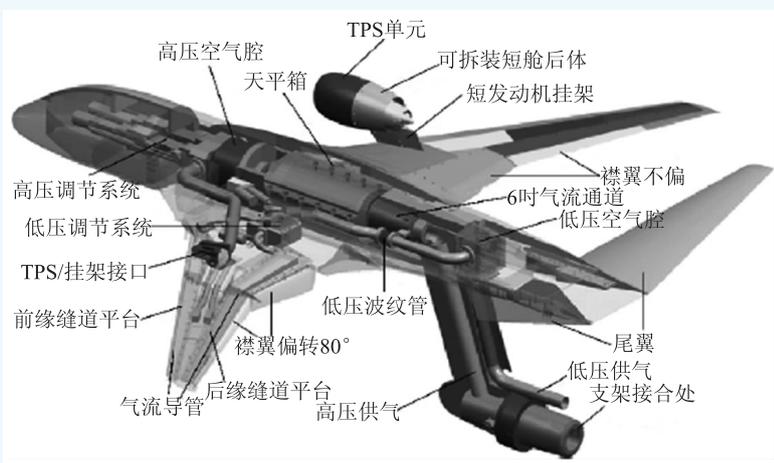


图10 AMELIA内部和外部的结构图

的优点,特别BWB-450的每座位耗油率比A380-700的低32%,主要是因为虽然两飞机采用了同量级的发动机,但BWB-450可少用一台发动机。这不仅大大提高了经济性,噪声和污染物排放的环保性也明显提高。此外,相比于常规外形可减少零部件数量约30%。具体细致的叙述可见文献[1]。为了验证BWB-450的一系列关键技术,波音公司联合NASA和AFRL(美国空军实验室)按照BWB-450设计方案制造了两架8.5%缩比的X-48B无人驾驶验证机,进行了试飞的研究,证实了BWB布局的失速临界迎角为 23° ,大于常规布局的值。

BWB概念获得了国际上广泛的重视,得到了深入的研究,并进而演变出了混合翼身融合体HWB(Hybrid Wing Body)概念,即中心体部分保持BWB外形,翼展向外再延伸为超临界机翼。

NASA在 $N+2$ 代飞机的预研中,选择了波音、洛马和格鲁门三个集成系统商,要求其各自提出能满足 $N+2$ 代目标要求的先进布局的概念机。波音公司提出的是HWB外形,图9给出了该外形和所使用的可望满足NASA目标要求的先进技术^[17]。

为论证 $N+2$ 代噪声指标的合理性和可实现性,NASA及其合作者以HWB外形为基本外形,通过探索研究(2003—2005年)、关键研究(2008—2010年)、高保真研究(2010—2012年)等三个阶段做了大量工作,除研究降低机体和发动机各自产生的噪声外,还特别研究了机体和推进系统一体化的气动声学(Propulsion Airframe Aeroacoustics,

PAA)。经历了10年三个阶段的研究,完成了对HWB外形系统噪声评估的实验^[18],结果为:若采用先进设计的发动机喷口,正确的挂架安装技术,低噪声外形的起落架等,则HWB外形可获得降低噪声水平42.4 dB的效果(要求为42 dB);而当代飞机最优(SOA)的常规外形也只能降低10.3 dB,即使装有涵道比为16的先进发动机,也只能降低29.0 dB^[18],验证了 $N+2$ 代民机降噪目标是可以实现的。

NASA内部研究 $N+3$ 代飞机两

种方案之一的N3-X概念飞机也是HWB布局,并和涡轮电力分布式(16台涡扇发动机)推进系统相结合,用超导电动机驱动风扇取代常规的涡轮驱动风扇,电力来源于飞机翼梢处的超导涡轴发电机。整套电力系统采用超导组合^[19]。

NASA在亚声速固定翼(SFW)项目中通过NRA(NASA Research Announcement)进行了应用CCW/OTW(环量控制机翼/发动机置于翼上)技术的CESTOL(Cruise Efficient Short Take-off and Landing)全机模型——AMELIA(图10)的实验研究^[20, 21],意欲将CCW与OTW相结合应用于可作为100座支线飞机的HWB低噪声CESTOL设计中。这种CESTOL的要求是:起飞和着陆距离均小于2000 ft,巡航 $Ma \geq 0.8$,航程为1400—2000 哩,噪声足迹更小和一定的低速机动性。初步实验结果表明了CCW/OTW布局的优点,即失速迎角可延迟至 25° ,最大升力系数可从3增大至6,升力线斜率增大。

洛马公司在2009—2015 AFRL的“革命性节能布局(RCEE)”项目中推出了前段HWB和后段常规的布局(图11)。其后机身即原C-5A的。此新布局在维持飞机重100 t,起飞距离2000 m,航程3200 哩条件下,油耗比C-17减少70%,巡航 Ma 从0.7提高到0.81,气动效率比C-17高65%,比C-5高30%,结构重量比常规布局轻18%。发动机置于机翼上后缘附近最佳位置,可使跨声速升阻比比常规翼下布局高5%,最大升力系数增加15%。

在AFRL的“速度机敏(Speed Agility)”项目中,波音和洛马都采用了环量控制和动力增升的HWB布局方案^[22]。该项目既要求在跨声速巡航速度($Ma=0.8$)时有高的巡航效率,又要求低速(速度小于90 kn,1 kn=1.852 km/h)时能在2000 ft长的跑道上着陆。

由此可见,要求兼顾优异巡航和低速性能的未来民机/运输机都可能采用HWB外形布局。

3.2 支撑机翼外形

支撑机翼(SBW/TBW)并不是一个新概念,过去在低速飞机设计上应用较多。支撑翼可以减轻机翼承受的弯矩,增大机翼的展弦比和减小机翼



图11 L-MHWB外形

的厚度,这不仅减小了诱导阻力和波阻,并允许机翼减小后掠角以增大层流流动范围。同时也可减小机翼的结构重量。飞机的高空气动力效率可减少燃油消耗和要求更小、更安静、价格更低的发动机,使排污和噪音也更低。但支撑翼是否能成为跨声速飞行的民机外形?它到底有多大好处?关键技术是什么?迄今尚无定论,只知道在负重力加速度过载条件下要阻止撑杆翼的弯曲需要付出较大附加重量的代价。

Virginia Tech大学的多学科分析和设计(MAD)中心受NASA资助(1997—2001年)用MOD方法对SBW外形作为民机外形的潜能进行了广泛、系统的概念设计研究^[23, 1],在NASA和LMAS(Lockheed Martin Aeronautical System)帮助下开发并验证了适用于常规机翼和支撑翼的MOD综合设计软件。在此基础上开展了不同飞机外形的优化数值模拟研究。典型的设计状况为:旅客数325,航程13890 km,巡航飞行 $Ma=0.85$,足够的储备燃油。基本上采用波音777-200IGW(宽体机)的飞行剖面。

飞机外形包括常规机翼和三种SBW共4种。研究表明:总体上SBW飞机比常规飞机轻9.2%—17.4%,耗油少16.2%—19.3%,所需发动机推力小21.5%—31.6%和成本降低3.8%—7.2%^[24, 1]。多学科优化设计可以挖掘出SBW外形飞机优于常规飞机飞行性能的潜能,但需工程创新思想助其实施。例如,为了避免支撑翼在 $-g$ 和 $-2g$ 载荷下弯曲而提出的类似于起落架缓冲冲击载荷的套筒缓冲装置,使支撑翼将只受 $+g$ 的载荷(拉伸),而在 $-g$ 载荷下不受载。

NASA $N+3$ 项目中波音团队的研究目标是 737 类的窄体机。在他们研究的 5 种外形方案中就有两种 SBW 外形,但在支撑翼和主机翼之间加了撑杆,故被称为 TBW。团队中的 Georgia 理工学院和 Virginia 大学合作完成了多学科优化设计的研究^[25],结果表明:(1)一个撑杆的效果最好;(2)展长 170 ft 最佳;(3)仅保持上翼面自然层流流动(NFL)为平衡高速巡航和低速最大升力性能的最优选择。在此基础上由波音完成后续工程优化和设计,形成了最终的 TBW 外形(图 12)。此机巡航速度为 $Ma=0.70$,采用层流翼型,后掠角 8° (B737NG 为 28°),翼展约 52 m,折叠后为 36 m,与 B737-800 的相当。第一阶段的研究结果(2010 年)油耗可降低 5%—10%。第二阶段的结果表明,确保机翼不发生颤振所需付出的重量代价只有 45—90 kg(足够小了),因此可用于未来的节油客机。第三阶段(2015 年)将完成 4.5% 缩比的跨声速



图 12 TBW 外形

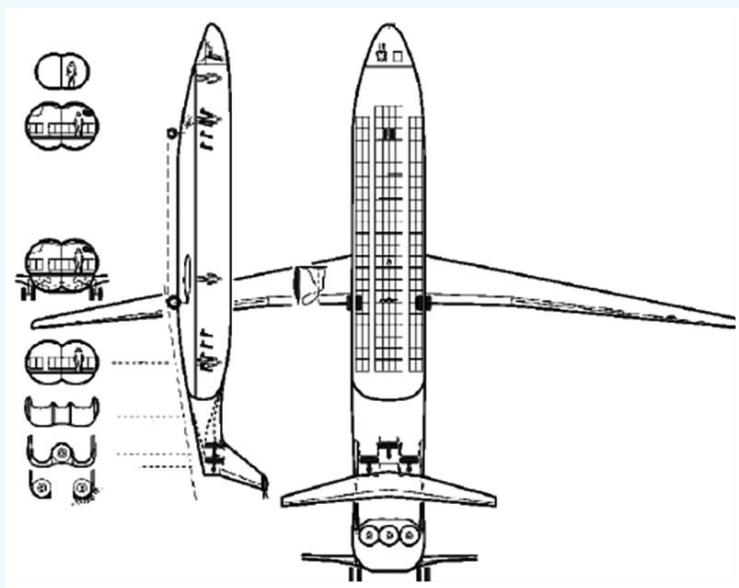


图 13 D8.5 的设计外形

全模型风洞试验,进一步评估其空气动力性能^[26]。

NASA 内部 $N+3$ 代概念飞机的方案中,除前述 N3-X 外的另一个即支撑翼的方案。

上述论述表明,SBW/TBW 飞机方案既可用于宽体机也可用于窄体机,具有巨大潜能。

3.3 吞吸机身边界层(BLI)的 D8 系列的外形

NASA $N+3$ 项目 MIT 的研究团队针对座位数 180(窄体机)提出了 D8 系列(最终设计为 D8.5)的外形。其特点为^[27, 28, 1]:

(1)发动机嵌入机身尾段内,可安排整体式 π 型尾翼和在表面上等高地布置发动机;通过吸入机身边界层(BLI)改进了推进效率;使用轻重量的小进气道大大减少了鸟撞事故;减小了发动机的侧向力矩和垂直尾翼。

(2)巡航马赫数减小为 $Ma=0.74$ (D8.5),可以采用非后掠的机翼(而 B737-800 的机翼后掠角为 25°),从而在增大展弦比($b \times b/s$, b 为机翼展长, s 为机翼面积)后可减小 C_{Di} (诱导阻力);低速时由于增大了 C_{Lmax} (最大升力),可以不需要前缘缝翼。

(3)垂直尾翼使用了边条翼和整体的 π 型尾翼,获得了较轻的尾段重量;大侧滑角时由于附加的边条翼而增大了侧向力;尾迹涡的环量减小了 80%。

(4)为减低噪音布置了多段后向音衬管。

(5)巡航时的风洞实验表明可减少电功率 6%(BLI 的空气动力受益),计算结果为 9%。

图 13 给出了 D8.5 的设计外形,最终设计的外形可使 L/D 高达 25.25。研究团队分析了各项技术对降低油耗的贡献,仅飞机外形设计与改进即降低了总油耗的 49.15%,可见飞机外形设计的重要性^[1]。

4 结束语

对未来民用航空的要求除原有的

飞行安全性,运行经济性,旅客舒适性和全天候运行能力等外,更突显了绿色航空或环保性的要求,这对未来民机设计提出了严峻的挑战。中国凭借自主设计与制造的ARJ21和C919型号将参与国际民机制造的剧烈竞争。面对高要求与强竞

争的态势,本文以两种先进设计技术为例,表明我们必须进一步加强自主研发的力度,增大先进技术的储备和应用,才能使我们成为国际上先进的有竞争力的民机设计与制造国之一。

参考文献

- [1] 朱自强,吴宗成,陈迎春等.民机空气动力学设计先进技术.上海:上海交通大学出版社,2013
- [2] 李广义,张晋平.国际航空,2011,2:47
- [3] 温坤.国际航空,2011,6:67
- [4] 朱自强,鞠胜军,吴宗成.航空学报,2016,37(7):2065
- [5] Schrauf G. The Aeronautical J.,2005,109(1102):639
- [6] Thibert J J, Reneaux J, Schmitt R V. ONERA activities on drag reduction. ICAS-90-3.6.1,1990
- [7] Liebeck R H. Journal of Aircraft,2004,41(1):10
- [8] Holmes B J, Clifford J, Martin G L *et al.* Manufacturing tolerances for natural laminar flow airframe surface. SAE paper 850863, 1985
- [9] Saric W S, Reed H L, White E B. Annu. Rev. Fluid Mech., 2003, 35:413
- [10] Collier F S. An overview of recent subsonic laminar flow control flight experiments. AIAA 93-2987, 1993
- [11] Kirchner M E. Laminar flow: challenge and potential. NA-SACP-2487, part1, 1987. 25—44
- [12] Joslin R D. Overview of laminar flow control. NASA TP-208705, 1998
- [13] Arcara P C, Bartlett D W, Mecullers L A. Analysis for the application of hybrid laminar flow control to a long rang subsonic transport aircraft. SAE Paper 912113, 1991
- [14] Wagner R D, Maddalon D V, Fisher D F. Journal of Aircraft, 1990,27(3):239
- [15] Maddalon D V. Hybrid laminar flow control flight research. NASA TM4331, 1991
- [16] Crouch J D. Boundary layer transition prediction for laminar flow control. AIAA 2015-2472, 2015
- [17] Bonet J T. Boeing ERA N+2 advanced vehicle concept results. In: 50th AIAA aerospace science meeting, Jan. 11, 2012
- [18] Thomas R H, Burley C L, Olson E D. Hybrid wing body aircraft system noise assessment with propulsion airframe aeroacoustic experiments. AIAA 2010-3913, 2010
- [19] 张正国. 国际航空, 2010, 2: 56
- [20] Jameson K K, Marshall D D, Ehrmann R *et al.* CalPoly's AMELIA 10 foot span hybrid wing body low noise CESTOL aircraft wind tunnel test and experimental results overview. AIAA-2013-0974, 2013
- [21] 朱自强, 吴宗成. 航空学报. 2016, 37(2): 411
- [22] Zeune C H. An overview of the airforce's speed agile concept demonstration program. AIAA 2013-1097, 2013
- [23] Gundlach J F, Naghshineh-Pour A H, Gern F *et al.* Multidisciplinary design optimization and industry review of a 2010 strut-braced wing transonic transport. VPI-MAD99-06-03, 1999
- [24] Gern F, Ko A, Grossman B *et al.* Transport weight reduction through MDO: The strut-braced wing transonic transport. AIAA 2005-4667, 2005
- [25] Nam T, Chakraborty I, Gross J *et al.* Multidisciplinary design optimization of a truss-braced wing concept. AIAA 2014-2423, 2014
- [26] Graham W. Trauss-braced wing shows promise. AW&ST, 2015-01-12
- [27] Greitzer E M, Bonnefoy P A, Dela R B *et al.* N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies, Final Report, Vol1, Vol2, NASA CR-2010-216794, 2010
- [28] Mark D. Development of the D8 Transport Configuration. AIAA 2011-3970, 2011

读者和编者

《物理》有奖征集 封面素材

为充分体现物理科学的独特之美,本刊编辑部欢迎广大读者和作者踊跃投寄与物理学相关的封面素材。要求图片清晰,色泽饱满,富有较强的视觉冲击力和很好的物理科学内涵。

一经选用,均有稿酬并赠阅该年度《物理》杂志。

请将封面素材以附件形式发至: physics@iphy.ac.cn; 联系电话: 010-82649470; 82649029

《物理》编辑部