

可应用于民机空气动力设计中的数值优化方法

Sergey PEIGIN¹, 朱自强^{2,*}, Boris EPSTEIN³

1. Optimenga LTD, Tel-Aviv 71720, Israel
2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191
3. Academic College of Tel-Aviv Yaffo, Tel-Aviv 64044, Israel

摘要: 目前民机成功设计的一个关键要素即在设计中有效地引入计算流体力学(CFD)的模拟方法和软件,特别是具有设计能力的方法和工具。本文概要地叙述了反设计、基于CFD低可信度和高可信度模型等数值优化方法的发展和应用于民机设计的历史和现状;简单地介绍了即将举行的空气动力优化设计计算系列研讨会;重点讨论了对可应用于民机设计的基于 Navier-Stokes 方程解算器的 OPTIMAS 的数值优化方法的要求及其构造方法,并以翼身组合体整流外形和翼身融合体(BWB)外形的算例表明其有效性,说明 OPTIMAS 可以成为民机日常设计的方法和工具之一。

关键词: 民机; 计算流体力学(CFD); 反设计; 翼身; 数值优化

中图分类号: V19 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2014)01-0058-12

现代民机研制的发展证明了有效地使用计算流体力学(CFD)方法已成为民机成功设计的一个关键要素。民机设计工程师不仅希望有如流场解算器的 CFD 分析工具,更希望有可提供设计能力的方法和工具。尽管设计计算要远比分析计算复杂,但随着民机的发展,还是发展和积累了很多设计方法和工具,Slhoff 总结了这些方法^[1],并将它们大致分为间接法、反设计方法和优化方法 3 大类^[2-5],它们都以流场分析方法作为基础。

1 反设计的数值优化方法

Lighthill 利用保角变换的方法首先提出了二维翼型的反设计方法^[6], Hicks 和 Henne 等将此方法发展为可应用于飞机设计的工程设计方法^[7-9]。Campbell 和 Smith 提出一种带约束的直接迭代的表面曲率(CDISC)方法^[10], Yu 和

Campbell 将其与 Navier-Stokes 解算器耦合形成了一种翼型和机翼的设计方法^[11]。波音公司则将此方法发展成工程应用的设计方法^[12-13],并广泛地应用于波音的 B777 和 B737NG 等型号的设计过程,取得了很好的效果。例如在 B777 研制中由于使用了反设计方法,仅经过 3 轮机翼设计便取得了满意的结果,使风洞试验的机翼模型大大少于过去 B757 和 B767 设计时的数目,充分表明了该设计工具的作用^[12]。可以说,反设计方法曾对民机设计起过革新性的推动作用^[14-15],但反设计方法也有其固有的弱点(参见文献^[13]的附录 D):首先,对于高度三维的流动要找到“好”的压强分布很困难;其次,不能保证所得结果为最优,即既具有高速巡航低阻的特性又在非设计条件下具有可接受的性能;最后,其他学科的约束会导致反复迭代。

收稿日期: 2013-05-13; 退修日期: 2013-05-17; 录用日期: 2013-05-18; 网络出版时间: 2013-05-20 12:01
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130520.1201.003.html
* 通讯作者. Tel.: 010-82314186 E-mail: zhuzq@buaa.edu.cn

引用格式: Sergey Peigin, Zhu Z Q, Boris Epstein. Applicable numerical optimization methods for aerodynamic design of civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 58-69. Sergey Peigin, 朱自强, Boris Epstein. 可应用于民机空气动力设计中的数值优化方法[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 58-69.

2 低可信度 CFD 模型的数值优化方法

随着计算能力和数值优化方法的快速发展,在民机设计中应用基于 CFD 的数值优化方法也得到了很大的发展。这一方法的应用从低可信度 CFD 模型开始,逐渐发展到采用先进的 Navier-Stokes 方程解算器。波音公司发展了一种耦合 TRANAIR^[16](一种全速势方程的有限元方法,参见文献[13]附录 B)和梯度优化方法的数值优化气动力设计方法,并在 1992 年形成了 TRANAIR 优化器的雏形^[17]。经过近十年的改进,得到了一个适用于位势流/边界层耦合飞行条

件的气动力优化设计工具^[18-20],它具有多点优化设计能力,可处理高达 600 个几何自由度和 45 000 个非线性不等式的约束条件(图 1 为 TRANAIR 优化过程示意图,图中, C_D 为阻力系数, C_L 为升力系数, C_p 为压力系数, Ma 为马赫数)。作为一个例子,图 2 给出了采用该软件对机翼/发动机短舱设计计算前后压力分布的对比,图 2(a)和图 2(b)分别表示了设计前后等马赫数线的分布。可以看出图 2(a)中挂架处出现激波;图 2(b)中短舱附近的机翼表面上消除了由于短舱干扰形成的激波。算例结果表明该设计软件可以处理很复杂的飞机/发动机综合设计问题。

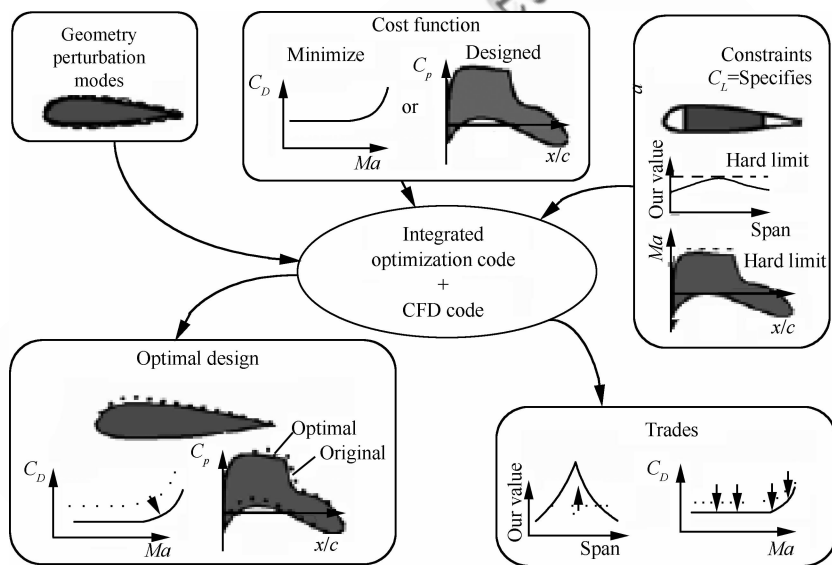


图 1 TRANAIR 优化过程示意图

Fig. 1 Diagram of TRANAIR optimization process

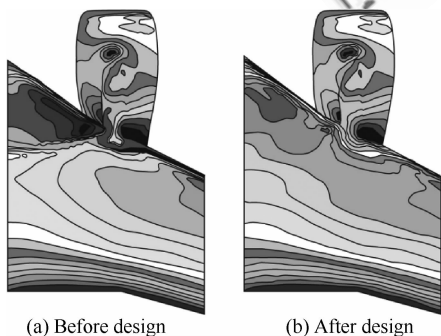


图 2 TRANAIR 软件设计前后等马赫数线的分布

Fig. 2 Distribution of the Mach number lines before and after the TRANAIR design

由于全速势方程计算无法覆盖整个飞行包线范围的流动,这就迫切要求能有基于 Navier-Stokes 方程解算器的数值优化方法。

3 高可信度 CFD 模型的数值优化方法

现代优化方法可以分为依赖梯度和不依赖梯度的两大类方法。

3.1 依赖梯度的优化方法

目前可用的大多数依赖梯度的数值优化方法都是从控制理论出发的,Jameson 是此类方法的前驱者之一。尽管最初是由 Pironneau 提出利用

控制理论进行椭圆方程系主控的外形优化^[21-22],但 Jameson 首先提出了通过控制理论自动进行外形优化的伴随方程方法^[23]并应用于跨声速流动。后来,Jameson 和他的合作者,还有其他研究者,大力发展此方法,从全位势方程到 Euler/Navier-Stokes 方程,从无黏设计到有黏设计,甚至从气动设计到气动/结构的耦合设计,形成了大量文献^[24-36]。此方法不同于一般梯度优化方法之处在于它将外形作为一个自由表面,促使流动解和最终优化的外形同时趋于收敛,因而使优化方法具有很高的效率(其基本思想可参见文献[13]附录 D)。

3.2 不依赖梯度的优化方法

最早无需梯度的优化方法有 Powell(共轭方向法)^[37]和 Nelder-Mead 的单纯形法^[38]。最近 Sturdza 将后者应用于空气动力的设计^[39]中。近 20 多年来人们更多地使用诸如模拟退火法^[40]和遗传算法(Genetic Algorithm, GA)等的搜索方法,特别是后者更为人们所关注。Holland 利用进化理论创造了遗传算法^[41](可参见文献[13]附录 D),即模仿生物的自然选择进行搜索以寻求最优解。与传统的搜索和优化方法相比,遗传算法具有下述 4 个特点^[42-45]:

- 1) 不是直接作用于参变量集本身,而是对参变量集的某种编码运算。
- 2) 不是对单个点而是对多个点构成的群体进行搜索。
- 3) 直接计算适应值(函数),无需导数和其他辅助信息。
- 4) 利用概率转移原则,而非传统优化方法中的确定性原则。

已有愈来愈多的研究和民机研制机构表现出了对这种随机寻优方法的浓厚兴趣,也已出现了不少利用遗传算法进行翼型或机翼优化计算的文献^[46-56]。

3.3 对高可信度 CFD 模型数值优化方法的要求

分析最近十余年中出现的大量基于 Euler/Navier-Stokes 方程的数值优化方法和文献,可以看出多数仍表现为学院式的探讨,提供可直接用于工程设计的方法和工具尚显得很有限,这可能

是因为:

- 1) 只是近几年来随 DPW(Drag Prediction Workshop)研讨会等的进行,数值模拟才可以比过去更正确地估算阻力值。
- 2) 工程界的空气动力外形优化需要在高维搜索空间中进行,并存在大量的非线性约束,使优化问题十分复杂且计算开销巨大。
- 3) 巨大的计算量要求很丰富的计算资源和很长的计算时间,这与工程问题要求的迅速反馈相悖。

因此要使基于 CFD 的空气动力优化方法和软件成为日常的工程设计手段和工具需解决如下关键技术问题:

- 1) 具有建立准确计算诸如升力、阻力、力矩等敏感气动特性的正确流动模型的能力。比较现有的气动优化方法可知,目前大多数方法还在使用不完善的流动模型,如基于 Euler 方程,甚至全位势方程等。虽然它们在一定条件下,如巡航小迎角飞行状态,可以提供合理的结果,但工程应用常要求准确地估算出阻力、俯仰力矩等敏感的气动特性,要求可计算整个飞行包线的飞行状态以及不同的复杂的几何外形等,这只能通过求解 Navier-Stokes 方程来实现。顺便指出,有些文献(如文献[28])虽以 Navier-Stokes 方程为主控方程,但优化时的伴随运算符却是在没有考虑黏性流动的假设下得出的(参见文献[28]第 6 节)。为了提高计算准确度,最好在离散 Navier-Stokes 方程时使用高阶的差分算子^[53-54]。
- 2) 具有寻求全局最优的能力。通常基于梯度的算法容易陷入局部最优,而遗传算法等随机搜索的方法则具有取得总体最优的优点。
- 3) 能有效地处理大量几何和气动力的非线性约束。优化问题的最优解常常是位于不同维超曲面(Hyper-surface)的交汇处,遗传算法不同于基于梯度的方法,不限于目标函数的光滑扩展,可应用于多重约束的情况^[53-54]。

- 4) 可应用于不同的几何外形和设计条件。
- 5) 扫描高维搜索空间的计算有效性高,以满足设计周期和研制成本的要求。遗憾的是这正是遗传算法的主要缺点,即估算适应函数的代价高。

可以采用多处理器上的有效并行计算来大大减少计算时间^[57],或在估算适应函数值时采用近似模

型,如降阶模型^[54,58]或响应面模型^[50]等。

4 数值优化方法的发展现状和验证研究

4.1 空气动力优化设计计算的系列研讨会

近年来 CFD 学术界和航空业界都十分关注计算阻力的精度问题,这也是 CFD 应用于工程设计时所面临的第 1 个具有挑战性的计算。美国航空航天学会(AIAA)应用空气动力学专业委员会在各方支持下,自 2001 年开始举行 DPW 系列会议^[59],参与者都用 Navier-Stokes 方程求解相同的几何外形(翼/身组合体,翼/身/短舱/挂架的复杂组合体等),得到了一个巨大的计算结果数据集,可与现有的已经过修正的风洞试验值比较。由于参与的计算者所采用的数值方法、湍流模型、计算网格形式及数目等各不相同,此数据集可用作分析和讨论各种因素对 CFD 计算结果的影响。该系列会议至今已举行了 5 届,对推动和提高 CFD 计算阻力的精度很有意义。文献^[13]的附录 C 中给出了前 3 届结果的分析 and 讨论。鉴于 DPW 系列会议的成功,AIAA 应用空气动力学专业委员会针对 CFD 面临的第 2 个挑战——计算三维高升力外形的最大升力 $C_{L_{max}}$,于 2009 年发起并组织了类似的高升力计算研讨会,其第 1 次会议(HiLiftPW-1)已于 2010 年 6 月在美国举行,文献^[60]是该次会议的总结。

在上述工作的基础上,2013 年 1 月 AIAA 又进一步在其 ASM 会议过程中形成了以加拿大 McHill 大学 Nadarajah 教授为首的空气动力优化设计讨论组,作为空气动力优化设计计算系列研讨会实际的组委会。讨论组讨论了:

1) 建立可供在一个有约束的设计空间中测试气动优化方法的一组标准算例。

2) 举行研讨会的时间。

与会者一致认为,由于工业界对基于 CFD 的气动外形数值优化方法有强烈的需求,优化方法和工具的研制也已有了相当的发展,可以以类似于 DPW 的研讨会形式,通过对一系列复杂气动外形的优化,来评估现有的寻求最小阻力外形的各种优化方法的能力,并将结果向工业界/研究机构公布。与会者还认为第 1 次会议从二维和三维机翼外形开始是合适的,并请加拿大的与会者准

备标准算例。第 1 次会议拟于 2013 年或 2014 年的 AIAA 应用空气动力会议期间举行。

4.2 先导性的研究

波音的 Vassberg、斯坦福的 Jameson、以色列的 Epstein 及 Peigin 等三方从 2007 年起开始了先导性的研究(Pilot Project),以积累经验和发现问题。三方用各自开发的优化软件(MDOPT, SYN107, OPTIMAS)对第 3 届 DPW 会议的测试机翼 DPW-W1 独立地作优化计算^[61-62]。

波音研制的 MDOPT^[63](也可参见文献^[13]的 1.7.3 节)可使用响应面(Interpolated Response Surface, IRS)模型的数值优化格式^[64],也可直接从流场解计算设计变量的灵敏度代替 IRS 模型完成优化。其流场解软件为 TLNS3D^[65],计算网格点为 3 582 225。Jameson 开发的 SYN107 采用基于梯度的“连续”伴随方程方法^[23,31],其流场解软件为 FLO107,计算网格点为 818 547。以色列航空公司开发的 OPTIMAS 采用降阶模型的 GA 算法,流场解软件为 NES^[66-68],计算网格点为 250 000。

对三方独立优化后所得的外形再用不参与优化的流场解软件 OVERFLOW^[69-70]作评估计算,计算网格点数为 4 000 000,以便能准确地计算阻力。

结果表明,4 个分析软件计算得到的阻力增量值的分散度在 $Ma = 0.76$ 时为 5 counts (1 count=0.000 1),在 $Ma = 0.78$ 时为 10 counts,因此很难确定哪个优化后外形最优。但从 $Ma = 0.76$ 、 $C_L = 0.5$ 单设计点的阻力改进结果(表 1 中数值为优化外形与原始外形阻力的差值)^[61]看,OPTIMAS 优化后的 O4 外形明显优于 MDOPT 优化后的 M5 外形和 SYN107 优化后的 S4 外形。文献^[61]还讨论了从比较中可吸取的经验和教训。

表 1 单设计点时各优化外形的阻力改进比较
Table 1 Optimized shape resistance improved comparison of single design point

Shape	Decoupling device				count
	NES	TLN3D	FL0107	OVERFLOW	
O4	-13.5	-16.0	-13.0	-14.5	
MS	-9.8	-11.0	-10.4	-13.8	
S4	-8.7	-13.2	-12.9	-13.8	

5 一种基于高可信度 CFD 模型的数值优化方法的构造

本节将以 OPTIMAS 为例对如何满足可应用于工程实践的高可信度 CFD 模型数值优化方法的要求做一说明。

5.1 优化方法的构造及其特点

OPTIMAS 是将遗传优化算法和求解全 Navier-Stokes 方程的分析算法相结合的一种有效并鲁棒的三维机翼优化方法。

1) 其全 Navier-Stokes 方程的流场并行解算器 NES^[66-67] 基于高阶低耗散的 ENO 概念(适用于在多区点对点网格中的多重网格计算)^[66,71] 和通量插值技术相结合的数值格式, 采用 SA 湍流模型, 可快速准确地完成气动力计算, 因此具有计算大量不同流动和几何条件的鲁棒性。作为例子, 图 3 和图 4 给出了 ARA 翼身组合体 $Ma=0.80$ 、 $Re=13.1 \times 10^6$ 时的升阻极线和 $C_L=0.40$ 时的阻力发散曲线^[68], 使用的网格点数分别为, 细网格 (3lev): 900 000, 中等网格 (2lev): 115 000。由图可见升阻极线直到大升力状态的计算与试验都很一致。对比图中还给出了 TLNS3D 在细网格 (2 000 000) 中的计算值, 可见, 无论升阻极线或阻力发散曲线, NES 的解都更优。作为数值优化软件的特点之一是在流场解算器中首次使用了高精度格式。

2) 优化计算的遗传算法中采用了十进制编码、联赛选择算子^[42]、算术交叉算子、非均匀实数编码变异算子^[72] 和最佳保留机制。为解决搜索

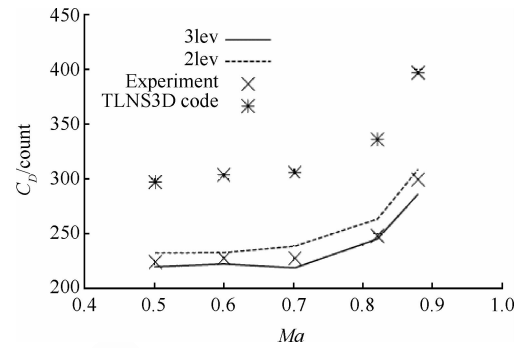


图 4 ARA 的阻力发散曲线

Fig. 4 Drag rise curves for ARA

时总体寻优耗时大和求解 Navier-Stokes 方程估算适应函数代价高的问题, 在寻优过程中估算适应函数时采用当地数据库中的降阶模型^[54,58] 获取流场解(当地数据库是在搜索空间中离散的基本点处求解全 Navier-Stokes 方程建立的), 并以多区预测-修正方法来弥补这种近似带来的误差。多区预测-修正方法即在搜索空间的多个区域并行搜索得到各区的优化点, 再通过求解全 Navier-Stokes 方程的验证取得最优点。为保证优化的收敛, 寻优过程采用了迭代方法。

3) 在整个空间构筑寻优路径, 如图 5 所示, 扩大了搜索空间和估算适应函数的区间^[54]。

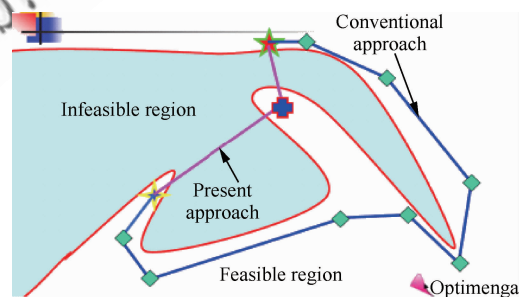


图 5 寻优搜索路径

Fig. 5 Search path for optimization

4) 为提高计算效率, OPTIMAS 包含了五重并行计算:

A) 并行地求解 Navier-Stokes 方程。

B) 并行地扫描多个几何区域, 提供多个外形的适应函数的计算(A)隐于B)中)。

C) 并行的 GA 优化过程(C)隐于D)中)。

D) 并行地 GA 搜索多个空间。

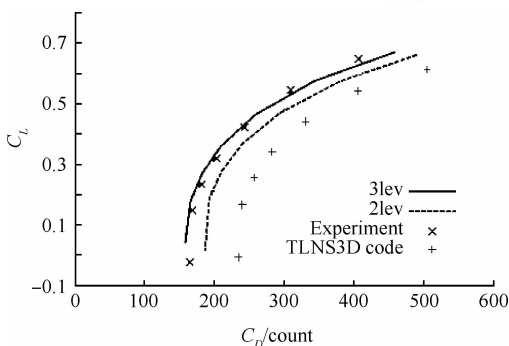


图 3 ARA 升阻极线

Fig. 3 Lift and drag polars for ARA

E) 并行地生成网格。

5) 采用单参数或双参数的 Bezier Spline 函数对搜索空间参数化;并基于优化外形与原始外形的拓扑结构相似自动地实现空间网格的快速变换。

5.2 优化设计的典型结果

文献[53]~文献[58]给出的大量算例充分表明了 OPTIMAS 优化软件的优异性能。本文 4.2 节中给出了其优化三维机翼的性能,这里再补充两例。

1) 翼身组合体整流(Fairing)外形的优化

文献[73]讨论了某公务机翼身组合体机翼外形优化的单点和多点设计两者性能的比较。结果表明,多点优化设计能同时保证设计的巡航状态、高马赫数飞行和起飞等非设计状态时的良好性能。文献[74]进一步讨论了翼身组合体整流外形的优化设计。流动的复杂性(三维黏流/无黏流强相互作用的流动区域)和几何的复杂性(三维非线性表面)使整流外形的设计经历了传统的试凑法和基于 Euler 解的试凑法等,最后才发展为现代完全基于 Navier-Stokes 解的数值优化方法。文献[74]采用了这种方法,先作机翼外形优化,再作整流外形优化,然后再作机翼外形优化,整流外形

优化,……,依次迭代,直至收敛。优化中用双参数的 Bezier Spline 函数将整流外形参数化,所得搜索空间的维数 $N_D = (2N-2)(M-1)$ 决定的参数化整流外形与实际外形的差别在 $M=10$ 、 $N=4$ 、 $N_D=54$ 时可准确到 0.3 mm(满足工程需求)。计算网格数为 90 万。表 2 给出了设计条件和约束,表 3 给出了设计点的阻力值比较。(表中:GBJ5 和 GBJ2 分别为文献[73]中有/无俯仰力矩系数 C_m 约束的组合体机翼优化后的外形,GBJFR1 为冻结机翼的优化仅作整流外形优化所得的外形,并作为第 2 次优化机翼(此时整流外形冻结)的出发外形,优化所得为 GBJFR2,依此迭代。)

由表 3 可知,GBJ2 的减阻为 16.7, $\overline{\Delta C_D} = -50\%$, GBJFR1 的减阻为 10.7, $\overline{\Delta C_D} = -32.1\%$, GBJFR2 的减阻为 5.9, 两次优化机翼的减阻总计为 22.6, $\overline{\Delta C_D} = -67.9\%$, 优化机翼和优化整流外形减阻作用分别约占 2/3 和 1/3, 可见整流外形的优化也是十分重要的。约束则使减阻损失 4.6(如 GBJFR3-GBJFR1)。图 6 为原始外形、GBJ2、GBJFR2 和 GBJFR4 的整流处等压线分布,可见整流外形的优化消除了原始外形和 GBJ2 中存在的激波。图 7 和图 8 分别给出了 $Ma=0.8$ 时升阻极线和 $C_L=0.4$ 时阻力发散曲线的比较,可见优化设计不仅对设计点有好处,对非设计状态也都有好处。

表 2 设计条件和约束

Table 2 Design conditions and constraints

Shape	Constraints state							C_D/count
	C_L	Ma	C_m	Beam	Fairing	Wing	Initial geometric shape	
GBJFR1	0.40	0.8	$-\infty$	No	Yes	No	GBJ2	264.6
GBJFR2	0.40	0.8	$-\infty$	No	No	Yes	GBJFR1	258.7
GBJFR3	0.40	0.8	-0.136	Yes	Yes	No	GBJ5	269.2
GBJFR4	0.40	0.8	-0.136	Yes	No	Yes	GBJFR3	259.1

表 3 设计点的阻力值

Table 3 Drag of design points

Unit	Original shape	GBJ2	GBJFR1	GBJFR2	GBJFR3	GBJFR4	count
Wing	116.1	99.4	99.5	93.8	101.7	92.8	
Fairing	49.2	49.2	38.5	38.3	40.0	39.0	
Total	292.0	275.3	264.6	258.7	269.2	259.1	

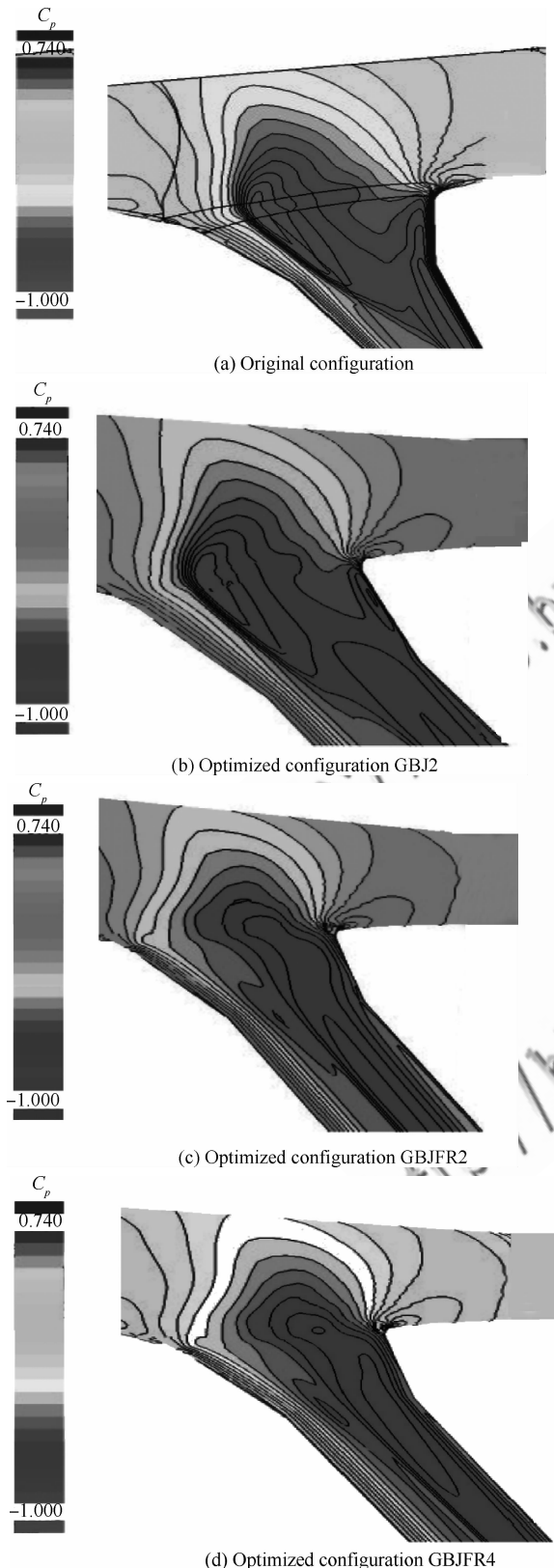


图6 $Ma=0.80, C_L=0.4$ 时整流处的等压线分布
Fig. 6 Pressure distribution of the wing-body-fairing region at $Ma=0.80, C_L=0.4$

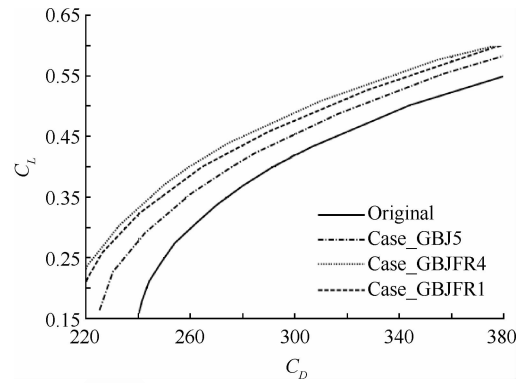


图7 $Ma=0.80$ 时原始构型和优化构型升阻极线比较
Fig. 7 Lift-to-drag polars at $Ma=0.80$ for the original configuration vs optimized configurations

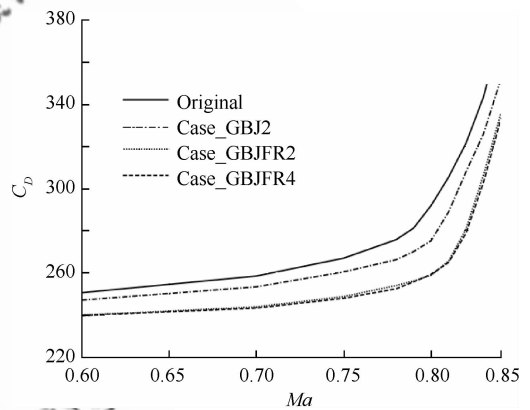


图8 $C_L=0.4$ 时原始构型和优化构型阻力发散曲线比较
Fig. 8 Drag divergence at $C_L=0.4$ for the original configuration vs optimized configurations

2) 翼身融合体飞机气动外形的优化^[75]

优化设计以英国克莱菲尔德大学设计的BWB外形^[76]为出发外形,该外形的主要设计点为 $C_L=0.41, Ma=0.85$ 。在数值优化计算中还考虑了 $C_L=0.41, Ma=0.87$ 的第2个设计点和 $C_L=1.63, Ma=0.2$ (起飞状态) 的第3个设计点。设计 Re 数为 5.41×10^6 (其特征长度为 1 m)。几何约束为剖面相对厚度 $(t/c)_i^* = (t/c)_i^b$, 前缘半径 $(R/c)_i^* = (R/c)_i^b$, 后缘角 $\theta_i^* = \theta_i^b$, 每个剖面的梁处还附加两个厚度约束, 其中上标 b 表示出发外形, * 表示优化外形, 下标 i 表示第 i 个剖面。附加空气动力约束为对俯仰力矩的规定。采用 Bezier 样条描述几何外形, 总设计变量为 93 个。表 4 给出了设计计算各状态的条件和约束, 其中 W_i 为权系数。表 5 给出了优化计算结果。

表 4 BWB 设计计算的条件和约束

Table 4 Condition and constraints of BWB design and computation

State	C_L^*	Ma	W_i	C_m
BWB-1	0.41	0.85	1.00	-0.300
BWB-2	0.41	0.85	1.00	-0.075
BWB-3	0.41	0.85	0.70	-0.075
BWB-3	0.41	0.87	0.25	-0.100
BWB-3	1.63	0.20	0.05	-0.330
BWB-4	0.41	0.85	0.95	-0.075
BWB-4	1.63	0.20	0.05	-0.033

表 5 BWB 优化计算结果

Table 5 Optimization computation results of BWB

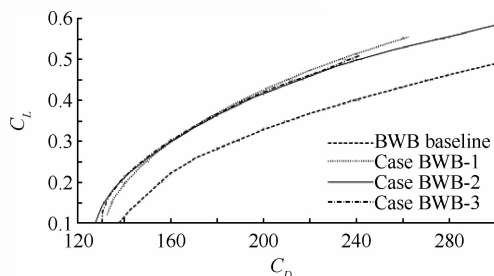
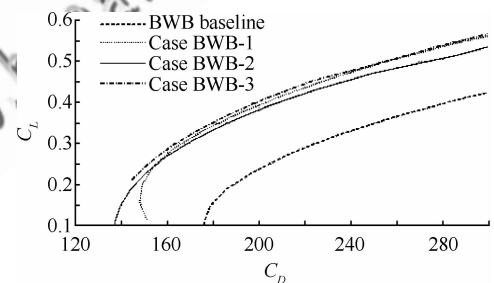
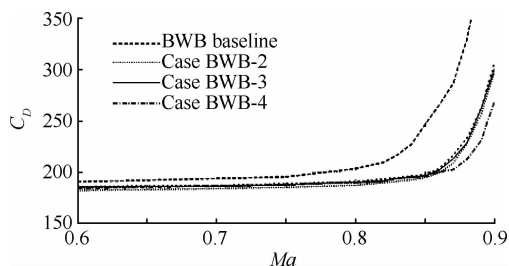
State	C_D/count		$C_{L_{\max}}$
	$Ma=0.85,$ $C_L=0.41$	$Ma=0.87,$ $C_L=0.41$	$Ma=0.20$
Starting shape	247.0	287.0	1.63
BWB-1	194.5	207.4	1.51
BWB-2	196.4	213.4	1.47
BWB-3	196.7	202.5	1.76
BWB-4	196.6	216.6	1.67

单点优化的 BWB-1 结果与文献[77]的结果相比较可见,文献[77]采用 Euler 方程的无黏优化使阻力降低了 26 counts;而这里的 BWB-1 全 Navier-Stokes 方程优化使阻力降低了 52 counts,显示了此黏性优化方法的优点。比较有、无俯仰力矩约束时优化得到的 BWB-2 和 BWB-1 表明,尽管 BWB-1 阻力降低的效果突出,但其 C_m 值过大,出于稳定性考虑而不能接受;BWB-2 的阻力虽比 BWB-1 大了 1.9 counts,却满足了力矩的要求。

表 5 中的双点优化设计(BWB-4)使第 3 设计点(低速状态)的 $C_{L_{\max}}$ 达到 1.671(消除了 BWB-2 达不到设计要求 1.630 的缺点),且基本保持了主设计点的阻力收益, C_D 为 196.6。然而 BWB-4 在 $Ma=0.87$ 时的阻力达 216.6,高于 BWB-2 的 213.4,表明需要 3 个设计点的优化设计(BWB-3)。BWB-3 在 $Ma=0.87$ 时, C_D 为 202.5(比两点设计值减小了 14.1),同时满足了其他两个设计点的性能要求。

图 9~图 11 给出了所有设计状态 $Ma=0.85$

和 $Ma=0.87$ 时的极曲线、 $C_L=0.41$ 时的阻力发散曲线和 $Ma=0.2$ 时的 C_L 随迎角 α 变化的曲线。由图可见, $Ma=0.85$ 时所有优化设计的极曲线都非常接近,相比于原始外形的极曲线,性能有了很大改进; $Ma=0.87$ 时也一样,特别是三点优化设计的 BWB-3,优点更明显。阻力发散曲线也都有了很大改进,在 $Ma=0.80$ 前所有的总阻力基本保持常值,单点与两点优化的阻力发散点接近 $Ma=0.855$,而三点优化的可达 $Ma=0.87$ 。由图 11 可知,没有考虑低速目标的 BWB-1 和 BWB-2 具有较低的 $C_{L_{\max}}$,将低速目标计入设计状态的 BWB-3 和 BWB-4,所得的 $C_{L_{\max}}$ 皆优于原始外形。上述结果表明三点优化设计具有最佳的优化效果和总体最好的气动性能。

(a) $Ma=0.85$ (b) $Ma=0.87$ 图 9 优化设计外形与原始外形极曲线的比较
Fig. 9 Drag polars of baseline vs optimal ones图 10 $C_L=0.41$ 时阻力发散曲线的比较Fig. 10 Mach drag divergence at $C_L=0.41$

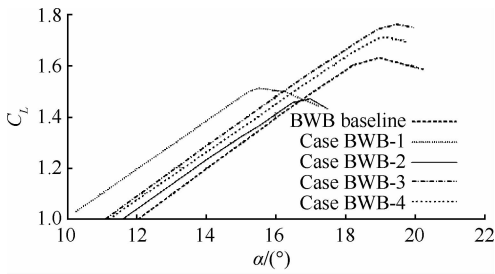


图 11 $Ma=0.2$ 时升力系数随迎角变化曲线的比较

Fig. 11 Lift coefficient vs angle of attack at $Ma=0.2$

上述各优化结果在 $Ma=0.85$ (主设计点) 时的阻力值基本相同, 但几何外形却差别不小, 由此可见, 外形阻力优化问题没有唯一解^[75]。

上述计算是在具有 456 GB RAM、114 MB 二级高速缓存的机群环境下通过“过夜”方式完成单点优化设计、在 1.5~2.0 d 的计算时间内完成 3 点优化设计的, 计算时间可满足应用于工程设计的要求^[75]。

6 结束语

本文概要地叙述了数值优化方法在民机发展中的应用历史和现状; 介绍了即将举行的空气动力优化设计计算系列研讨会; 重点讨论了可应用于民机气动设计的基于高可信度 CFD 模型的数值优化方法、对其要求及其构造方法。以算例表明了这种方法不仅可用于传统圆筒机身+机翼的民机外形, 也可用于非常规布局的民机外形 (BWB 飞机), 且从所需计算机资源和计算时间看, 可用于民机日常的工程设计。如能尽快掌握并应用这种方法, 无疑将大大缩短我国民机的研制周期和节约研制成本, 有利于我们迅速赶超世界先进水平。相信世界范围内的空气动力优化设计计算系列研讨会必将进一步推动数值优化方法的发展和应用。

参 考 文 献

[1] Sloff J W. A survey of computational methods for subsonic and transonic design[C]//Proceedings of the First International Conference on Inverse Design Concepts and Optimization in Engineering Sciences (ICIDES D), 1984: 1-68.
[2] Sobieczky H. The new concept of high-speed aircraft design[M]. Qian Y J translated. Beijing: National Defense

Industry Press, 2001. (in Chinese)

索别斯基. 高速运输机设计的新概念[M]. 钱翼稷译. 北京: 国防工业出版社, 2001.

- [3] Dulikravich G S. Aerodynamic shape design and optimization: status and trends[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29 (6): 1020-1026.
[4] Proceedings of the Third International Conference on Inverse Design Concepts and Optimization in Engineering Sciences (ICIDES III)[C]//Dulikravich G S ed. Washington: 1991.
[5] AGARD. Computational methods for aerodynamic design (inverse) and optimization, AGARD CP-463[R]. 1969.
[6] Lighthill M J. A new method of two dimensional aerodynamic design, ARC RM 2112[R]. 1945.
[7] Hicks R M, Murman E M, Vanderplaats G N. An assessment of airfoil design by numerical optimization, NASA-TMX-3092[R]. 1974.
[8] Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
[9] Henne P A. An inverse transonic wing design method, AIAA-1980-0330[R]. Reston: AIAA, 1980.
[10] Campbell R A, Smith L A. A hybrid algorithm for transonic airfoil and wing design, AIAA-1987-2552[R]. Reston: AIAA, 1987.
[11] Yu N J, Campbell R A. Transonic airfoil and wing design using Navier-Stokes codes, AIAA-1992-2651[R]. Reston: AIAA, 1992.
[12] Johnson F T, Tinoco E N, Yu N J. Thirty years of development and application of CFD at Boeing commercial airplanes, AIAA-2003-3439[R]. Reston: AIAA, 2003.
[13] Zhu Z Q, Chen Y C, Wang X L, et al. The aerodynamic design of the modern airplane[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)
朱自强, 陈迎春, 王晓璐, 等. 现代飞机的空气动力学设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
[14] Goldhammer M I, Steinle F M. Design and validation of advanced transonic wind using CFD and very high Reynolds number wind tunnel testing[C]//ICAS Congress, 1990: 1028-1042.
[15] Campbell R L. An approach to constrained aerodynamic design with application to airfoils[R]. NASA TP-3260, 1992.
[16] Smith M F. User-friendly CFD: application to TRANAIR for analysis of transport aircraft, AIAA-1998-5574[R]. Reston: AIAA, 1998.
[17] Huffman W P, Melvin R G, Young D P, et al. Practical design and optimization in computational fluid dynamics, AIAA-1993-3111[R]. Reston: AIAA, 1993.
[18] Smith M F. TRANAIR packaging for ease-of-use in wing design, AIAA-1998-5575[R]. Reston: AIAA, 1998.

- [19] Jou W F, Huffman W P, Young D P, et al. Practical considerations in aerodynamic design optimization, AIAA-1995-1730[R]. Reston: AIAA, 1995.
- [20] Melvin R G, Huffman W P, Young D P, et al. Recent progress in aerodynamic design optimization[J]. International Journal of Numerical Methods in Fluids, 1999, 30(2): 205-216.
- [21] Pironneau O. Optimal shape design for elliptic systems[M]. New York: Springer Verlag, 1984.
- [22] Mohammadi B, Pironneau O. Applied shape optimization for fluids[M]. Oxford: Oxford University Press, 2001.
- [23] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [24] Jameson A. Computational aerodynamics aircraft design[J]. Science, 1989, 245(4916): 361-371.
- [25] Jameson A. Optimum aerodynamic design via boundary control[C]//AGARD VKI Lecture Series, Optimum Design Methods in Aerodynamics, 1994.
- [26] Jameson A, Alonso J J. Automatic aerodynamic optimization on distributed memory architectures, AIAA-1996-0409[R]. Reston: AIAA, 1996.
- [27] Reuther J, Alonso J J, Vassberg J C, et al. An efficient multiblock method for aerodynamic analysis and design on distributed memory systems, AIAA-1997-1893[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [28] Jameson A, Pierce N A, Martinelli L. Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations, AIAA-1997-0101[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [29] Martins L. A coupled-adjoint method for high-fidelity aero-structural optimization[D]. Stanford: Stanford University, 2002.
- [30] Jameson A, Leoviriyakit K, Shankaran S. Multipoint aero-structural optimization of wings including planform variables, AIAA-2007-0764[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [31] Jameson A, Vassberg J C. Computational fluid dynamics for aerodynamic design: its current and future impact, AIAA-2001-0538[R]. Reston: AIAA, 2001.
- [32] Baysal O, Eleshaky M E. Aerodynamic design optimization using sensitivity analysis and computational fluid dynamics[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 718-725.
- [33] Ta'asan S, Kuruvila G, Salas M D. Aerodynamic design and optimization in one shot, AIAA-1992-0025[R]. Reston: AIAA, 1992.
- [34] Shankaran S, Jameson A, Martinelli L. Continuous adjoint method for unstructured grid[J]. AIAA Journal, 2008, 46(5): 226-239.
- [35] Desai M, Ito K. Optimal controls for Navier-Stokes equation[J]. SIAM Journal of Control Optimum, 1994, 32(5): 1428-1446.
- [36] Elliot J, Peraire J. 3-D aerodynamic optimization on unstructured meshes with viscous effects, AIAA-1997-1849[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [37] Powell M J D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives[J]. Computer Journal, 1964, 7(2): 155-162.
- [38] Nelder J A, Mead R. A simplex method for function minimization[J]. Computer Journal, 1965, 7(4): 308-313.
- [39] Sturdza P. Extensive supersonic natural laminar flow on the Aerion business jet, AIAA-2007-0685[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [40] Aly S, Ogot M, Petz R. Stochastic approach to optimal aerodynamic shape design[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 956-961.
- [41] Holland J H. Adaption in natural and artificial systems[M]. Michigan: The University Michigan Press, 1975.
- [42] Goldberg D E. Genetic algorithm in search, optimization and machine learning[M]. New Jersey: Addison-Wesley, 1989.
- [43] Michalewicz Z. Genetic algorithm + data structure = evolution programs[M]. Berlin: Springer Verlag, 1992.
- [44] Liu Y, Kang L S, Chen Y P. The numerical parallel algorithm (genetic algorithm)[M]. Beijing: Science Press, 1995. (in Chinese)
刘勇, 康立山, 陈毓屏. 非数值并行算法(遗传算法)[M]. 北京: 科学出版社, 1995.
- [45] Chen G L, Wang X F, Zhuang Z Q. Genetic algorithm and application[M]. Beijing: Posts and Telecom Press, 2001. (in Chinese)
陈国良, 王煦法, 庄镇泉. 遗传算法及其应用[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2001.
- [46] Vicini A, Quagliarella D. Inverse and direct airfoil design using a multiobjective genetic algorithm[J]. AIAA Journal, 1997, 35(9): 1499-1505.
- [47] Obayashi S, Yamaguchi Y, Nakamura T. Multiobjective genetic algorithm for multidisciplinary design of transonic wing planform[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(5): 690-693.
- [48] Grignon P M, Woodziak J R, Fadel G M. Bi-objective optimization of components packing using a genetic algorithm, AIAA-1996-4022[R]. Reston: AIAA, 1996.
- [49] Doorly D J, Peiro J, Desterle P. Optimization of aerodynamic and coupled aerodynamic-structured design using parallel genetic algorithm, AIAA-1996-4027[R]. Reston: AIAA, 1996.
- [50] Takenaka K, Obayashi S, Nakahaski K, et al. The application of MDO technologies to the design of a high performance small jet aircraft-lesson learned and some practical concerns, AIAA-2005-0497[R]. Reston: AIAA, 2005.
- [51] Sasaki D, Obayashi S, Nakahaski K. Navier-Stokes optimization of supersonic wings with four objectives using ev-

- olutionary algorithm[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(4): 621-629.
- [52] Takenka K, Hatanaka K, Yamazaki W, et al. Multidisciplinary design exploration for a winglet[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(5): 1601-1611.
- [53] Peigin S, Epstein B. Robust handling of non-linear constraints for GA optimization of aerodynamic shapes[J]. *International Journal of Numerical Methods in Fluids*, 2004, 45(11): 1339-1362.
- [54] Epstein B, Peigin S. Robust hybrid approach to multiobjective constrained optimization in aerodynamics[J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(8): 1572-1581.
- [55] Epstein B, Peigin S. Constrained aerodynamic optimization of 3D wings driven by Navier-Stokes computations[J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(9): 1946-1957.
- [56] Peigin S, Epstein B. Robust drag minimization of aerodynamic wings in engineering environment[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 1195-1204.
- [57] Peigin S, Epstein B. Embedded parallelization approach for optimization in aerodynamic design[J]. *The Journal of Supercomputing*, 2004, 29(3): 243-263.
- [58] Epstein B, Peigin S. Optimization of 3D wings based on Navier-Stokes solutions and genetic algorithms[J]. *The International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2006, 20(2): 75-92.
- [59] Proceedings of the first AIAA CFD drag prediction workshop[EB/OL]. [2013-02-20]. <http://ad-www.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/index/html>.
- [60] Rumsay C L, Long M, Stuever R A, et al. Summary of the first AIAA CFD high lift prediction workshop, AIAA-2011-0939[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [61] Vassberg J C, Jameson A, Peigin S, et al. A pilot project in preparation of an aerodynamic optimization workshop with lessons learned, AIAA-2008-6226 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [62] Epstein B, Jameson A, Peigin S, et al. Comparative study of a 3D wing drag minimization by different optimization techniques, AIAA-2008-0326[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [63] Le Doux S T, Herling W W, Fatta G J, et al. MDOPT-a multidisciplinary design optimization system using high order analysis codes, AIAA-2004-4567[R]. Reston: AIAA, 2004.
- [64] Audet C, Dennis J, Moore D, et al. Surrogate-method-based method for constrained optimization, AIAA-2000-4891[R]. Reston: AIAA, 2000.
- [65] Vatsa V N, Hammomd D P. Viscous flow computations for complex geometries on parallel computers[C]//4th NASA Symposium on Large-scale Analysis and Design on High Performance Computers and Workstations, 1997.
- [66] Epstein B, Rubin T, Seror S. Accurate multiblock Navier-Stokes solver for complex aerodynamic configurations[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(4): 582-594.
- [67] Peigin S, Epstein B, Rubin T, et al. Parallel large scale high accuracy Navier-Stokes computations on distributed memory clusters[J]. *Journal of Supercomputing*, 2004, 27(1): 49-68.
- [68] Seror S, Rubin T, Peigin S, et al. Implementation and validation of the Spalart-Allmaras turbulence model for a parallel CFD code[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(1): 179-185.
- [69] Buning P G, Jespersen D C, Pulliam T H, et al. Overflow user's manual, version 1.81[R]. Washington: NASA Langley Research Center, 1999.
- [70] Vassberg J C, DeHaan M A, Sclafani A J. Grid generation requirements for accurate drag predictions based on OVERFLOW calculations, AIAA-2003-4124 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [71] Epstein B, Avorbuch A, Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows[J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 168(2): 316-338.
- [72] Sefrioui M, Penaux J, Ganascia J G. Fast convergence thanks to diversity[C]//Proceedings of 5th Annual Conference on Evolutionary Programming, 1996: 313-321.
- [73] Epstein B, Peigin S. Efficient approach for multipoint aerodynamic wing design of business jet aircraft[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(11): 2612-2621.
- [74] Peigin S, Epstein B. Aerodynamic optimization of essentially three-dimensional shapes for wing-body fairing[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(7): 1814-1825.
- [75] Peigin S, Epstein B. Computational fluid dynamics driven optimization of blended wing-body aircraft[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(11): 2736-2745.
- [76] Smith H. College of Aeronautics blended wing body development programme, ICAS2000-1.1.4[R]. 2000.
- [77] Qin N, Vavalle A, Le Moigne A, et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(6): 321-343.

作者简介:

朱自强 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

Applicable Numerical Optimization Methods for Aerodynamic Design of Civil Aircraft

Sergey PEIGIN¹, ZHU Ziqiang^{2,*}, Boris EPSTEIN³

1. *Optimenga LTD, Tel-Aviv 71720, Israel*

2. *School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China*

3. *Academic College of Tel-Aviv Yaffo, Tel-Aviv 64044, Israel*

Abstract: Now one of the most important factors of a successful civil aircraft design is applying computational fluid dynamic (CFD) numerical methods and software, especially the design tools, to the design. In the present paper, historic development and application of the inverse design concept and numerical optimization methods based on low and high fidelity models are described briefly. The International Aerodynamic Optimization Design Computation Workshop, which will be held soon, is introduced. Optimization methods of design based on the Navier-Stokes solver are discussed in detail, including the requirements to them and their construction issues. Numerical examples of OPTIMAS applying to a wing-body fairing shape design and a blended wing body (BWB) shape design have shown the efficiency of OPTIMAS for use as a daily design tool for civil transport design.

Key words: civil aircraft; computational fluid dynamics (CFD); inverse design; wing body; numerical optimization