航 空 学 报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica
Aug. 25 2013 Vol. 34 No. 8 1768-1777
ISSN 1000-6893 CN 11-1929/V
http://hkxb.buaa.edu.cn hkxb@buaa.edu.cn
doi: 10.7527/S1000-6893.2013.0057

超声速飞机低声爆布局混合优化方法研究

冯晓强，宋笔锋*，李占科，桑建华
西北工业大学 航空学院，陕西 西安 710072

摘 要：声爆精确预测及低声爆设计方法已成为新一代军民用超声速飞机研制过程中必须解决的关键难题之一。将改进后的SGD(Seebass-George-Darden)反设计方法、声爆预测算法与遗传算法相结合，形成低声爆布局混合优化方法，利用遗传算法对SGD参数进行优化，得到具有较低声爆超压值和较大有效容积的等效截面积分布，进而得到低声爆布局方案。构建了低声爆混合优化设计环境，可以对方案的声爆水平、感觉噪声级、机体有效容积以及等效截面积分布等进行计算分析，在总体设计阶段具有较高的工程实用价值。优化后的方案采用连翼布局，钝形机头设计，优化后方案的声爆超压值降低了14.51%，机体有效容积增加了15.08%。由于尾部激波强度的不同，地面声爆感觉噪声级随滚转角的变化呈现先变小、后变大、再变小的趋势，对于尾部声爆波形还需进一步优化研究，以降低感觉噪声级。

关键词：超声速飞机；计算气动声学；气动布局；多目标；反设计；激波；声爆

中图分类号：V221+.3 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-6893(2013)08-1768-10

声爆是飞机在超声速飞行时产生的一种特有的声学现象，也是新一代军民用超声速飞机研制过程中必须解决的难题。声爆问题造成的经济性差导致了协和式超声速客机的商业失败，降低超声速客机的声爆水平，使其能够在陆地上空超声速飞行将带来巨大的潜在市场[1]。

探索高精度声爆预测方法和低声爆布局设计方法已经成为新一代超声速客机发展的当务之急。美国在这一领域已作了较为深入的研究。20世纪70年代末，Seebass提出了基于线化理论SGD(Seebass-George-Darden)方法来降低声爆，为低声爆超声速客机设计奠定了理论基础[2]。此后，Kusunose提出了利用双层布兹曼机翼设计来降低声爆[3]，但面临着总体设计极难协调的问题。Li等发展了基于SGD方法和计算流体力学(CFD)交互式低声爆设计方法[4]。文献[5]和文献[6]也提出了一种静音锥的低声爆概念设计，通过在机头设置一根可伸缩的静音锥来产生一系列的弱激波，以实现降低声爆的目的。美国超声速航空国际(SAI)公司联合洛克希德马丁公司的鼬鼠工程队开展了新一代的静音超声速公务机的研制计划，已取得实质性进展。

另一方面，随着新一代战斗机逐渐投入使用，其追求的超声速巡航特性使其声爆特征严重恶化，随着新概念超声速被动声定位技术的逐渐发展[7]，战斗机也面临着降低声爆实现声学隐身的问题。

国内对于声爆的研究尚处于基础理论探索阶段，文献[8]开展了基于Khokhlov-Zabolotskaya-Kuznetsov方程的声爆频域预测法，对发动机叶片高速旋转时产生的迷你声爆作了初步研究。文献[9]对超声速公务机的声爆和起降噪声问题作

收稿日期：2012-09-20；**退修日期**：2012-12-11；**录用日期**：2012-12-31；**网络出版时间**：2013-02-27 09:20
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130227.0920.004.html
基金项目：西北工业大学博士论文创新基金(CX-201232)
* **通讯作者**. Tel.：029-88495941 E-mail：bfsong@nwpu.edu.cn

引用格式：*Feng X Q, Song B F, Li Z K, et al. Hybrid optimization approach research for low sonic boom supersonic aircraft configuration. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1768-1777. 冯晓强，宋笔锋，李占科，等. 超声速飞机低声爆布局混合优化方法研究. 航空学报，2013，34(8)：1768-1777.*

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

了初步探讨。文献[10]～文献[12]对高精度声爆计算方法以及低声爆布局反设计方法进行了初步研究。

本文针对传统 SGD 反设计方法对飞机截面积分布的约束导致飞机内部可用容积急剧下降的问题,开展了基于改进的 SGD 方法、高精度声爆预测方法、遗传算法以及 CFD 的低声爆布局混合优化方法研究,以实现降低声爆和增大机体有效容积的目标。

1 改进 SGD 方法

SGD 方法的基本原理是首先构造出具有低声爆特征的 F 函数,再利用 F 函数计算得到低声爆飞机的等效截面积分布,最后构造出满足等效截面积分布的飞机外形。本文采用 Rallabhandi 提出的一种改进的 SGD 方法[13],F 函数包含了飞机作为声源的特性,是 SGD 方法的核心概念,F 函数主要与飞机的等效截面积分布有关,改进前后 SGD 方法对应的 F 函数如图 1 所示。图中:S_1、S_2 和 S_3 为 F 函数斜率;H、C、D、λ、ξ、τ 和 η 为 F 函数参数;y_f 为 F 函数头部尖峰区宽度;y_r 为 F 函数尾部面积平衡位置。

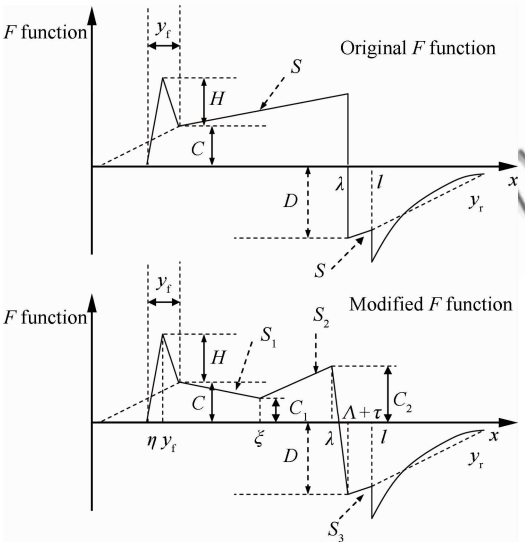


图 1 F 函数示意图

Fig. 1 Illustration of F function

由图 1 可知,要降低飞机的声爆特征,对应的 F 函数要有一个较强的头部峰值,即飞机应产生一道较强的头部激波。原始 SGD 方法中的 F 函数其中段斜率为一固定值,而改进后的 SGD 方法采用了分段的方法,其中段斜率由 3 部分组成,且各不相同。改进后的 F 函数的表达式为

$$F(x)=\begin{cases}\dfrac{xH}{\eta y_f} & 0\leqslant x\leqslant \eta y_f\\ \dfrac{C}{1-\eta}\left(\dfrac{x}{y_f}-\eta\right)-\dfrac{H}{2(1-\eta)}\left(\dfrac{2x}{y_f}-2\right) & \eta y_f\leqslant x\leqslant y_f\\ S_1(x-y_f)+C & y_f\leqslant x\leqslant \xi\\ S_2(x-\xi)+C_1 & \xi\leqslant x\leqslant \lambda\\ \dfrac{-(D+C_2)}{\tau}(x-\lambda)+C_2 & \lambda\leqslant x\leqslant \lambda+\tau\\ S_3(x-\lambda-\tau)-D & \lambda+\tau\leqslant x\leqslant l\end{cases}\tag{1}$$

式中:y_f、S_1～S_3、l、η 和 ξ 为已知变量;H、C、C_1、C_2 和 D 为未知变量。F 函数必须满足约束方程:

$$\int_0^{y_f}F(x)\mathrm{d}x=\frac{\alpha_y}{2}C\tag{2}$$

$$\int_l^{y_r}F(y)\mathrm{d}y=\frac{-2}{\pi}\int_0^l F(x)\arctan\left(\sqrt{\frac{y_r-l}{l-x}}\right)\mathrm{d}x=\frac{1}{2}[S(l-y_f)-D+F(y_r)](y_r-l)\tag{3}$$

$$\frac{p_f}{p_r}=\frac{C}{D-B(l-y_f)+F(y_r)}\tag{4}$$

$$F(y_r)=\frac{C}{\alpha_{yf}}(y_r-l)+S(l-y_f)-D\tag{5}$$

$$\alpha_y=(y_r-l)\frac{p_r}{p_f}\tag{6}$$

式中:p_f/p_r 为声爆头部和尾部激波强度比值;α_y 为声线的非线性发展。

通过求解约束方程式(2)～式(6)可以求解得到 H、C、C_1、C_2 和 D 等未知变量,从而求解得到 F 函数。等效截面积与 F 函数的关系式为

$$A_e(X)=4\int_0^X F(x)\sqrt{l-x}\,\mathrm{d}x\tag{7}$$

求解式(1)～式(7),最终得到等效截面积的表达式为

$$A_e(x)=\frac{16H}{15\eta y_f}x^{\frac{5}{2}}+1(x-\eta y_f)\cdot\left[\frac{8}{15\eta y_f(1-\eta)}(x-\eta y_f)^{\frac{3}{2}}(2\eta y_f-2x)\right]+1(x-y_f)\left[\frac{8}{15y_f}(x-y_f)^{\frac{3}{2}}\left(S_1y_f-\frac{C-H}{1-\eta}\right)\cdot\right.$$

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

$$(2x-2y_f)\Big]+1(x-\xi)\Big[\frac{8}{15}(x-\xi)^{\frac{3}{2}}\cdot (S_2-S_1)(2x-2\xi)\Big]1(x-\lambda)\cdot \Big[\frac{8}{15}(x-\lambda)^{\frac{3}{2}}\Big(S_2+\frac{D+C_2}{\tau}\Big)(2\lambda-2x)\Big]\cdot 1[x-(\lambda+\tau)]\Big\{\frac{8}{15}(x-\lambda-\tau)^{\frac{3}{2}}\cdot \Big(S_3+\frac{D+C_2}{\tau}\Big)[2x-2(\lambda+\tau)]\Big\} \quad (8)$$

式中：$1(x-\xi)$ 为 Heaviside 单位函数。

因此，在输入上述变量以及飞机重量、巡航马赫数和巡航高度后，可以求解得到满足低声爆特征的等效截面积分布。

SGD 方法降低声爆水平的关键在于飞机的等效截面积分布必须满足式(8)的约束，等效截面积主要分为两部分，即基于升力的等效截面积和基于体积的等效截面积[11]。

改进后的 SGD 方法可以产生更加多样化的 F 函数、等效截面积分布和地面声爆波形。表 1 为 4 种不同类型 F 函数的参数及对应的地面声爆最大超压值 Δp_{max} 和可用容积，其对应的 F 函数、等效截面积分布以及地面声爆信号如图 2～图 4 所示。由结果分析可知：y_f、S_1、S_2 和 S_3 等参数对地面声爆波形、地面声爆最大超压值、等效截面积分布、可用容积以及波阻都有明显的直接影响；对气动性能、运载能力以及航程等也有显著的间接影响。因此通过对上述参数进行优化，降低声爆超压值和增大可用容积都具有一定的意义。

表 1 F 函数参数及对应的声爆超压值和可用容积

Table 1 Parameters of F function and the sonic boom over pressure and available volume

Variable	Type 1	Type 2	Type 3	Type 4
S_1	0	0.000 3	−0.000 3	0
S_2	0	0.000 25	−0.000 25	0
S_3	0	0.000 25	−0.000 25	0
y_f	8.0	8.0	8.0	2.0
Δp_{max}/Pa	35.21	42.39	39.61	28.79
Available volume/m³	164.17	159.39	181.23	174.91

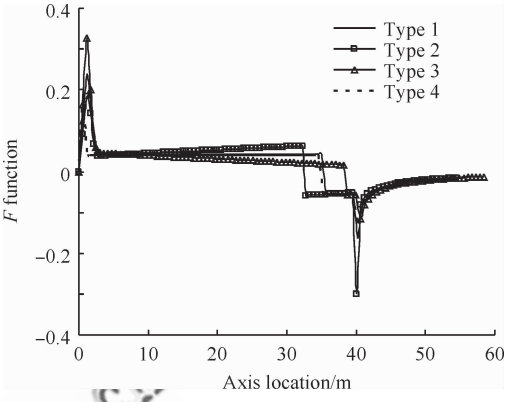


图 2 F 函数

Fig. 2 F function

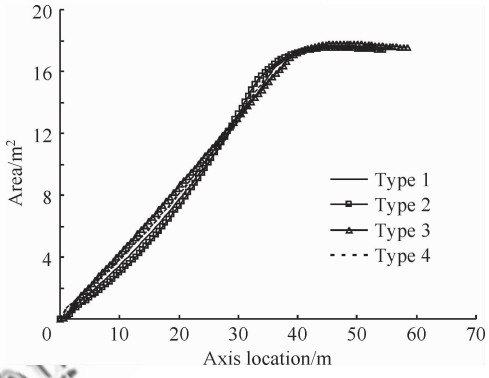


图 3 等效截面积分布

Fig. 3 Equivalent area distribution

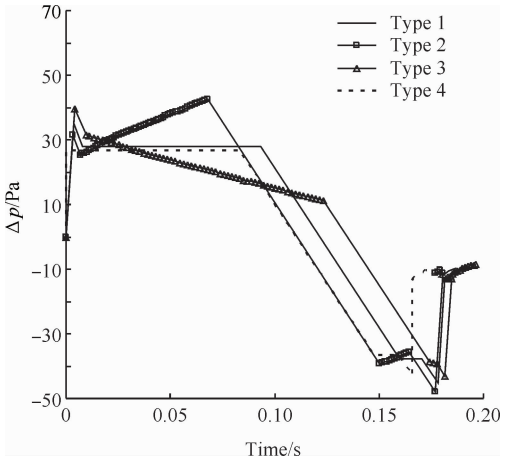


图 4 地面声爆信号

Fig. 4 Ground sonic boom signals

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

2 混合优化方法

2.1 Pareto 解与遗传算法

利用混合优化方法对声爆超压值和机体可用容积进行优化设计,多目标优化问题描述如下:

$$\begin{cases}\min\ G(\boldsymbol{x})=(g_1(\boldsymbol{x}),g_2(\boldsymbol{x}),\cdots,g_n(\boldsymbol{x}))\\ \text{s.t.}\ \ \boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^m=\{\boldsymbol{x}\,|\,q_i(\boldsymbol{x})\leqslant 0,i=1,2,\cdots,p\}\end{cases}\tag{9}$$

Pareto 方法通过求解优化问题中的非劣解集[14],从而获得不同目标偏向情况下的一组优化解集。对于低声爆布局混合优化,利用 Pareto 多目标优化能一次性给出不同设计目标偏向下的优化解集。Pareto 解定义为:假设 U,V 为可行解,$\mathbf{R}_m$ 为解空间,则 $U,V\in\mathbf{R}_m$;如果不存在可行解 U,使得

$$\forall\, i,g_i(U)\leqslant g_i(V)$$

并且

$$\exists\, i,g_i(U)<g_i(V)\qquad(i=1,2,\cdots,n)$$

则 V 为 Pareto 解。

利用遗传算法对整个种群进行进化操作,遗传算法能够在一次运行中获得多个 Pareto 最优解,使种群有效逼近多目标问题的整个 Pareto 最优前沿,对 Pareto 最优前沿的形状和连续无要求。NSGA-Ⅱ是 Kalyanmoy 和 Pratap[15]在非支配排序遗传算法(NSGA)的基础上改进得到的一种多目标优化遗传算法,其优点是采用了快速非优超排序和排挤机制,前者驱使搜索过程收敛到 Pareto 最优前沿,后者则保证了 Pareto 最优解的多样性。

2.2 远场声爆计算方法

2.2.1 基于线化理论的声爆预测方法

在地面声爆波形优化以及外形反设计过程中的声爆评估采用 Plotkin 提出的基于线化理论的声爆预测方法[16],线化理论主要利用 F 函数来描述飞行器的声源特征,其计算公式如下:

$$\delta p(x-\beta r,r)=p_0\frac{\gamma Ma^2F(x-\beta r)}{(2\beta r)^{\frac{1}{2}}}\tag{10}$$

$$F(x)=\frac{1}{2\pi}\int_0^x\frac{A''_{\mathrm{e}}(\chi)}{(x-\chi)^{\frac{1}{2}}}\mathrm{d}\chi\tag{11}$$

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2}-\rho_0a_0^2\,\nabla\cdot\frac{1}{\rho_0}\nabla p=0\tag{12}$$

式中:p 为扰动后的压强;p_0 为扰动前的压强;x 为轴向坐标;r 为径向距离;γ 为比热;$F(x)$ 为 F 函数;$\beta=\sqrt{Ma^2-1}$;A_{e} 为等效截面积分布;ρ_0 为密度;a_0 为声速。

式(10)为近场压强扰动与 F 函数的关系式,式(11)为 F 函数与等效截面积分布的关系式,式(12)为远场声学波动方程。通过式(10)和式(11)可以求得近场压强扰动,再通过式(12)可以计算得到远场压强扰动,从而计算得到地面声爆特征。

2.2.2 高精度声爆预测方法

在最终布局性能分析中,声爆计算采用 Siclari 和 Darden 提出的基于 CFD 和波形参数法的远近场耦合匹配的高精度声爆预测方法[17],高精度声爆预测方法主要通过 CFD 方法对飞机近场扰动进行求解,利用得到的近场压力分布代替 F 函数,并通过波形参数法求解远场压力扰动。在通用曲线(GCC)坐标系下的欧拉方程为

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{R}}{\partial \xi^i}=\boldsymbol{0}\qquad(i=1,2,3)\tag{13}$$

$$\boldsymbol{Q}=\frac{1}{J}[\rho\quad\rho u_1\quad\rho u_2\quad\rho u_3\quad\rho E]^{\mathrm{T}}\tag{14}$$

$$\boldsymbol{R}=\left[\frac{1}{J}\rho U_i\quad\rho u_1U_i+\frac{\partial\chi^i}{\partial x_1}p\quad\rho u_2U_i+\frac{\partial\chi^i}{\partial x_2}p\quad\rho u_3U_i+\frac{\partial\chi^i}{\partial x_3}p\quad\rho U_i\left(E+\frac{P}{\rho}\right)\right]^{\mathrm{T}}\tag{15}$$

式中:t 为时间;ρ 为空气密度;u_1、u_2 和 u_3 为笛卡儿坐标系下的速度分量;E 为能量;J 为笛卡儿坐标系向 GCC 坐标系转换的雅克比变换;$\boldsymbol{Q}$ 为解向量;$\boldsymbol{R}$ 为通量向量;$U_i=T_{i+1}-T_i$ 为第 i 段声爆信号的持续时间;χ 为 GCC 坐标系下的坐标。

压强和流动参数的关系通过气体方程得到,即

$$p=(\gamma-1)\rho\left(E-\frac{u_1^2+u_2^2+u_3^2}{2}\right)\tag{16}$$

通过求解欧拉方程式(13)~式(16)得到近场压力分布。式(17)~式(22)为远场波动方程[18],通过输入近场的压力扰动可以计算得到远场的声爆信号。

$$\frac{\mathrm{d}m_i}{\mathrm{d}t}=Z_1m_i^2+Z_1m_i\tag{17}$$

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

$$\frac{\mathrm{d}\Delta p_i}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{2}Z_1\Delta p_i(m_i+m_{i-1})+Z_2\Delta p_i \quad (18)$$

$$\frac{\mathrm{d}U_i}{\mathrm{d}t}=-\frac{1}{2}Z_1(\Delta p_i+\Delta p_{i-1})-Z_1 m_i U_i \quad (19)$$

式中：$m_i=(p_i-p_{i-1})/U_i$ 为压强随时间的变化率；$\Delta p_i=p_i-p_{i-1}$ 为通过激波后的压强增量。

$$Z_1=\frac{\gamma+1}{2\gamma}\cdot\frac{a_\mathrm{o}}{p_\mathrm{o}c_\mathrm{n}} \quad (20)$$

$$Z_2=\frac{1}{2}\left(\frac{3}{a_\mathrm{o}}\cdot\frac{\mathrm{d}a_\mathrm{o}}{\mathrm{d}t}+\frac{1}{\rho_\mathrm{o}}\cdot\frac{\mathrm{d}\rho_\mathrm{o}}{\mathrm{d}t}-\frac{2}{c_\mathrm{n}}\cdot\frac{\mathrm{d}c_\mathrm{n}}{\mathrm{d}t}-\frac{1}{A}\cdot\frac{\mathrm{d}A}{\mathrm{d}t}\right) \quad (21)$$

$$c_\mathrm{n}=a_\mathrm{o}+\boldsymbol{V}_\mathrm{o}\cdot\boldsymbol{n} \quad (22)$$

式中：下标 o 表示滞止值；A 为射线管截面积；$\boldsymbol{V}$ 为风速；$\boldsymbol{n}$ 为单位法向波前；c_n 为声波传播的法向速度。

近场 CFD 压力扰动的计算结果必须经过匹配才能用于远场声爆的计算，本文采用 Page 提出的多极匹配法[19]，如图 5 所示，从飞机近场沿周向提取飞机近场压力分布 $p(x,\theta,R)$，其中 θ 为滚转角，R 为压强提取半径。

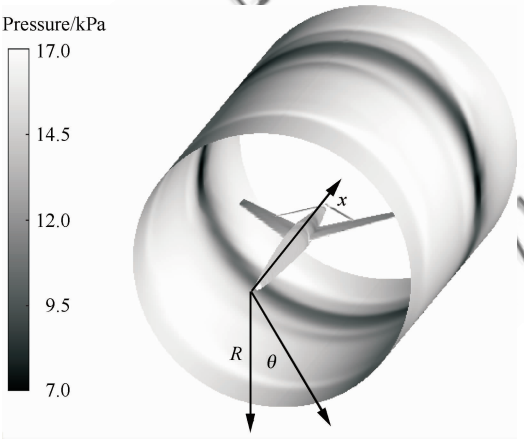


图 5 远近场匹配

Fig. 5 Near field and far field matching

对 $p(x,\theta,R)$ 进行傅里叶变换，表达式为

$$F_0(x,R)=\frac{\sqrt{2\beta R}}{\gamma Ma^2}\cdot\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}p(x,\theta,R)\mathrm{d}\theta \quad (23)$$

$$F_n(x,R)=\frac{\sqrt{2\beta R}}{\gamma Ma^2}\cdot\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}p(x,\theta,R)\cos(n\theta)\mathrm{d}\theta \quad (24)$$

式中：F_n 为 F 函数的傅里叶 n 阶分量。

$F_n(x,R)$ 与多极分布 $A_n(\chi)$ 的关系式为

$$F_n(x,R)=\frac{1}{2\pi}\int_0^x\frac{A_n(\chi)}{\sqrt{x-\chi}}G_n(x-\chi,R)\mathrm{d}\chi \quad (25)$$

式中：$G_n(x,R)$ 为多极函数，求得 $A_n(\chi)$ 后，即可根据式(26)和式(27)进行远近场匹配。

$$F_n^{\infty}(x)=\frac{1}{2\pi}\int_0^x\frac{A_n(\chi)}{\sqrt{x-\chi}}\mathrm{d}\xi \quad (26)$$

$$F(x,\theta)=\sum_{n=0}^{\infty}F_n^{\infty}(x)\cos(n\theta) \quad (27)$$

多极匹配法的难点在于积分式(25)计算多极分布 $A_n(\chi)$，无法得到 $A_n(\chi)$ 的显式表达形式，本文采用数值方法对其进行求解，得到新的数值表达式：

$$A_n(k\Delta x)=\begin{cases}\dfrac{F_n(\Delta x)2\pi}{G_n(\Delta x)\sqrt{\Delta x}} & k=1\\ \dfrac{[F_n((k+1)\Delta x)-F_n((k)\Delta x)]2\pi}{G_n(\Delta x)\sqrt{\Delta x}}- & \\ \displaystyle\sum_{i=1}^{k-1}\left[\frac{\sqrt{k-i}G_n((k-i+2)\Delta x)}{\sqrt{(k-i+1)(k-i)}}-\right. & \\ \left.\dfrac{\sqrt{k-i-1}G_n((k-i+1)\Delta x)}{\sqrt{(k-i+1)(k-i)}}\right]A(i) & k\geqslant 2\end{cases} \quad (28)$$

2.3 机体有效容积计算方法

机体有效容积计算式为

$$B(x)=\frac{\sqrt{Ma^2-1}\,W\cos\psi\cos\phi}{1.4p_\mathrm{v}Ma^2S}\int_0^x b(x)\mathrm{d}x \quad (29)$$

$$V_\mathrm{I}=\int_0^l(A_\mathrm{e}(x)-B(x))\mathrm{d}x \quad (30)$$

式中：W 为飞机重量；p_v 为飞行高度大气压力；S 为机翼面积；$B(x)$ 为基于升力的等效截面积分布；$b(x)$ 为纵向站位的展长分布；ψ 为飞行航迹角；ϕ 为滚转角；V_I 为机体可用容积。

2.4 一体化设计环境

2.4.1 混合优化流程

低声爆布局混合优化流程如图 6 所示，主要

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

分为 3 步:

第 1 步 利用遗传算法对 SGD 方法的参数进行优化,得到声爆特征和可用容积都较大的等效截面积分布。

第 2 步 利用得到的等效截面积分布对飞机外形进行优化,得到满足等效截面积分布的飞机外形。

第 3 步 利用高精度声爆计算方法对飞机的声爆特征和气动性能进行精确评估。

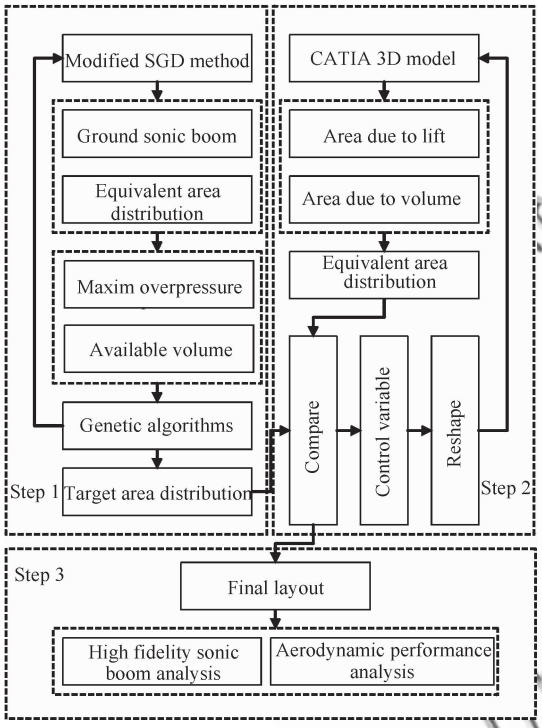


图 6 低声爆布局混合优化流程

Fig. 6 Flow chart of low sonic boom configuration hybrid optimization

2.4.2 综合优化环境

构建了基于 MATLAB 的低声爆布局混合优化环境,其 GUI 界面如图 7 所示,可以进行机翼设计,SGD 低声爆反设计计算分析,等效截面积多目标优化,可以利用涡格法对初步的气动特性进行计算,同时集成了不同精度的声爆计算方法,满足不同设计阶段的声爆预测需求。软件主要分为 4 部分,分别是 FWING、FBOOM、FSGD 和 FGA。FWING 主要利用涡格法对机翼进行初步的设计分析,可以对机翼的升阻特性以及燃油航程等进行初步估算;FSGD 主要是基于 SGD 方法设计的计算程序,可以计算飞机等效截面积分布,同时在机翼初步设计完成后可以计算得到机身截面积分布等信息;FBOOM 为声爆计算程序,该程序集成了基于线化理论的声爆预测方法和波形参数法,满足不同精度的声爆预测需求,同时可以对地面声爆影响区域以及感觉噪声级进行计算分析;FGA 主要是集成了 NSGA 遗传算法,可以进行多目标优化分析。各部分程序之间都采用通用的数据传递模式。

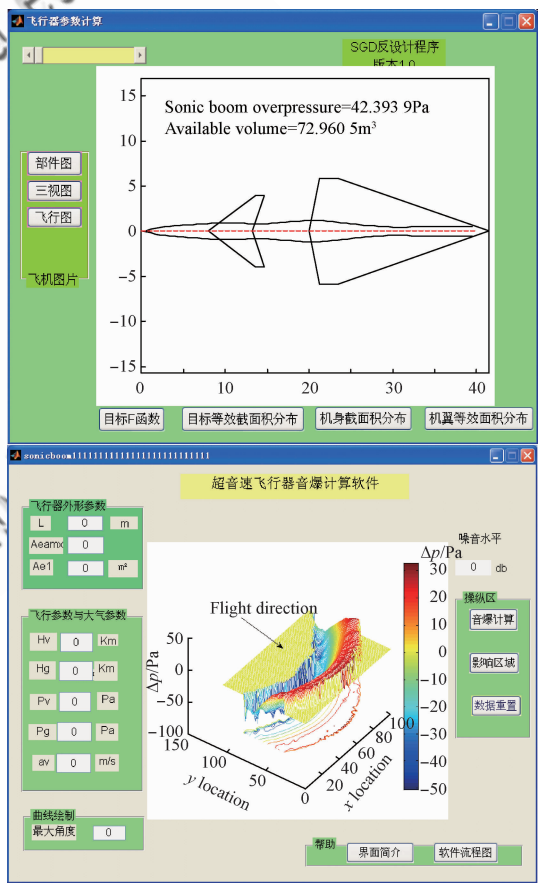


图 7 低声爆布局混合优化环境界面

Fig. 7 Interface of low sonic boom configuration hybrid optimization environment

3 优化结果分析

表 2 给出了飞机基本参数及优化变量取值范围,优化目标为地面声爆最大超压值和机体有效

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

容积。优化过程要满足升力系数 C_L 和等效截面积分布的约束，升力系数通过调节飞机的迎角来满足。

表 2 飞机基本参数及约束

Table 2 Parameters of aircraft and constraints

Parameter		Value
Variable	S_1	−0.000 3-0.000 3
	S_2	−0.000 3-0.000 3
	S_3	−0.000 3-0.000 3
	y_f	2-10
Constraint	C_L	0.25
	A_e	Equation (8)
	Ma	1.4
	Flight altitude/km	14
	Weight/t	69
	Aircraft length/m	40
	Wing area/m^2	139

初始种群数为 100，进化代数 20 代，图 8 为可行解和 Pareto 前沿，图中横坐标为声爆超压值，纵坐标为机体可用容积(可用容积采用了负值表述，绝对值越大，机体可用容积越大)。

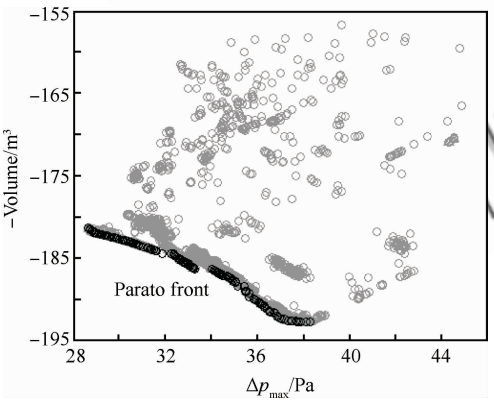


图 8 Pareto 前沿解集与可行解

Fig. 8 Pareto front and viable solution

图 9 为计算得到的部分低声爆布局方案，由图可知，基于 SGD 的低声爆反设计方法可以涵盖后掠翼、三角翼、前掠翼以及对应的鸭式布局等主要的超声速布局形式，可以保证优化结果的可信度。上述布局由于有等效截面积的约束，都可以保证声爆水平满足设计要求。三角翼布局由于翼根弦长很长，导致尾部等效截面积激增，进而使后机身出现了负体积，无法满足设计要求；后掠翼、前掠翼及对应的鸭式布局均可满足等效截面积的约束要求，但在机体可用容积方面存在较大差别。

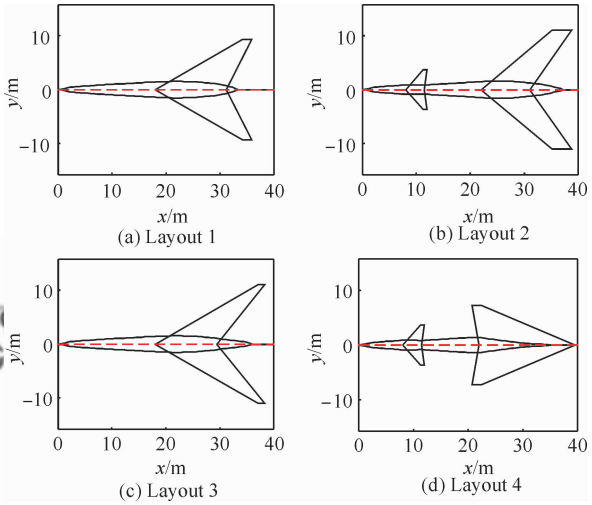


图 9 低声爆布局方案

Fig. 9 Layout of low sonic boom configuration

从 Pareto 解集中选择一种最优方案，图 10 为其截面积分布图，图中 3 条曲线分别为等效截面积分布曲线、基于升力的截面积分布以及基于体积的截面积分布。

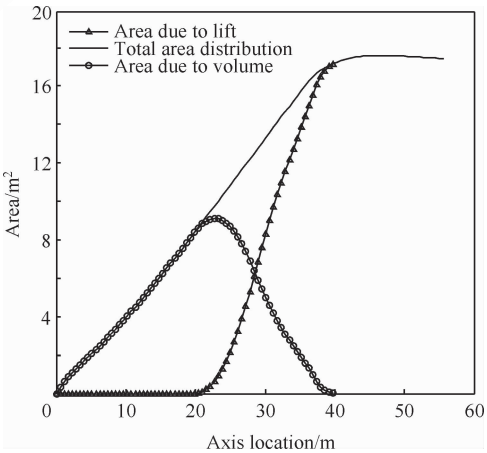


图 10 优化方案等效截面积分布

Fig. 10 Equivalent area distribution of optimized layout

图 11 为优化得到的低声爆布局方案的表面压力分布云图，方案采用连翼布局，机翼前缘后掠

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

角为55°,翼面积为139 m²。机身长度为40 m,采用钝形机头设计,机身最大截面积位于机身54%的站位处,机身最大直径为3.4 m。

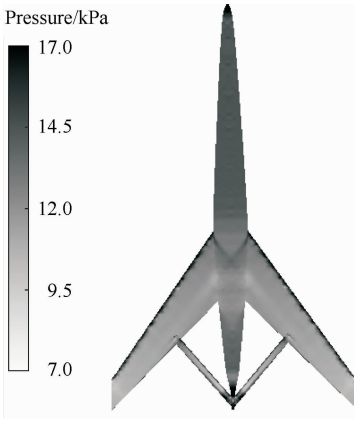


图11 低声爆布局压力分布图

Fig. 11 Pressure distribution of low sonic boom configuration

表3为优化前后声爆超压值和机体可用容积的比较,由表可知,优化后最大超压值降低了14.51%,机体可用容积增加了15.08%,达到了优化的预期目标。

表3 优化方案与原始方案的声爆及可用容积比较

Table 3 Sonic boom and available volume comparison between optimized layout and original layout

Layout	ΔP_{max}/Pa	Available volume/m³
Original	38.23	158.44
Optimized	32.68	182.34
Δ/%	−14.51	15.08

图12为利用高精度声爆计算方法得到的低声爆方案地面声爆水平和优化目标值的比较,由图可知,得到的优化方案的声爆水平和优化目标值非常接近,声爆波形呈现"平台",声爆超压值较传统N形波大幅降低。图13为计算得到的声爆地面扰动分布图,由图可知,声爆地面影响范围呈扇形,飞行航线最下方的压强扰动最剧烈,往两边扩散时强度逐渐减弱。图14为声爆感觉噪声级(PLdB)与滚转角的变化图,由图中曲线可知,随着滚转角的变化,感觉噪声级先变小、后变大、再变小,在30°时达到极大值。而由图13可知,

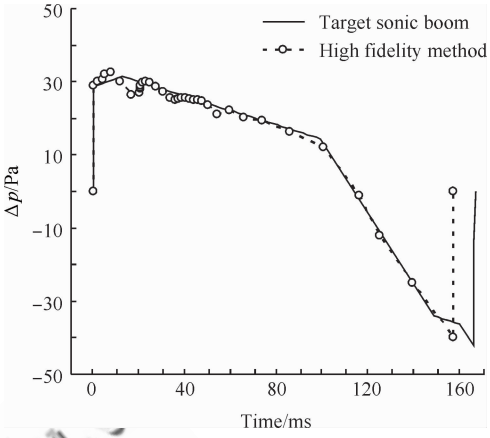


图12 优化方案声爆与目标声爆的比较

Fig. 12 Sonic boom comparisons between optimized layout and target

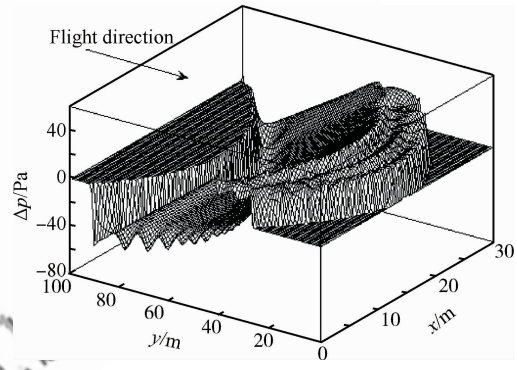


图13 声爆导致的地面压力分布

Fig. 13 Ground pressure distribution due to sonic boom

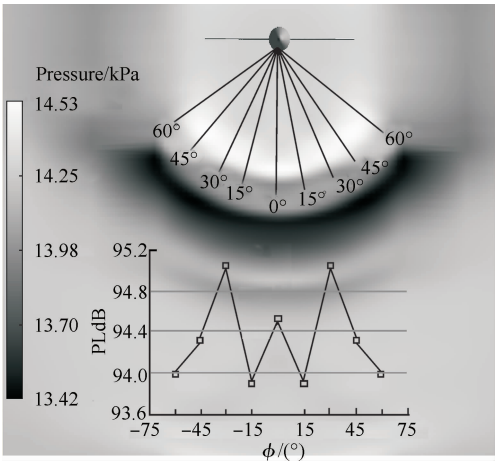


图14 感觉噪声级与滚转角的关系

Fig. 14 Relationship between PLdB and roll angle

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

随着滚转角的增大，声爆超压幅值逐渐减小。感觉噪声级与超压上升时间、声爆持续时间及声爆超压值和尾部激波强度等诸多因素有关，由图 14 中云图可知，不同滚转角时尾部激波强度不同，造成了感觉噪声级的变化。在后续研究中，应当对尾部声爆波形进行优化，以进一步降低感觉噪声级。

4 结 论

1）将改进后的 SGD 反设计方法、声爆预测算法与遗传算法相结合，形成低声爆布局混合优化方法，对声爆超压值和机体有效容积进行优化，解决了传统低声爆设计方法导致机身空间利用率低的问题。

2）低声爆混合优化设计软件，可以对三角翼、后掠翼、前掠翼以及鸭式布局等超声速布局进行快速分析，可以对方案的声爆水平、感觉噪声级、机体有效容积以及等效截面积分布等进行计算分析，并集成了遗传算法进行多学科优化，在飞机总体设计阶段具有较高的工程实用价值。

3）优化后的方案为连翼布局，采用钝形机头设计，优化后的方案声爆超压值降低了 14.51%，机体有效容积增加 15.08%，显示了混合优化方法在低声爆布局设计方面的潜力。

4）由于布局尾部激波强度的不同，导致地面声爆感觉噪声级随滚转角呈现先变小、后变大、再变小的变化，后续研究中应当对尾部声爆波形进行进一步优化研究，降低感觉噪声级。

参 考 文 献

[1] Menexiadis G. Long-range propagation of sonic boom form the concorde airliner: analyses and simulations. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1612-1618.

[2] Seebass A R. Sonic boom theory. Journal of Aircraft, 1969, 6(13): 177-184.

[3] Kusunose K. A fundamental study for the development of boomless supersonic transport aircraft. AIAA-2006-654, 2006.

[4] Li W, Shields E, Le D. Interactive inverse design optimization of fuselage shape for low-boom supersonic concepts. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1381-1398.

[5] Howe D C. Development of the Gulfstream quiet spike for sonic boom minimization. AIAA-2008-124, 2008.

[6] Knight M. Quiet spike prototype morphing performance during flight test. AIAA-2008-127, 2008.

[7] Zi Z H, Lv Y L. Study of passive acoustic locating of supersonic multi-target. Computer Engineering and Applications, 2010, 46(10): 202-205. (in Chinese)
字正华，吕永林. 多超声速目标被动声定位技术研究. 计算机工程与应用，2010，46(10)：202-205.

[8] Chen P, Li X D. Frequency domain method for predicting sonic boom propagation based on Khokhlov-Zabolotskaya-Kuznetsov equation. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 359-365. (in Chinese)
陈鹏，李晓东. 基于 Khokhlov-Zabolotskaya-Kuznetsov 方程的声爆频域预测. 航空动力学报，2010，25(2)：359-365.

[9] Dan D. Supersonic business design based on request of sonic boom and takeoff/approaching acoustics. Chengdu: Chengdu Aircraft Research and Design Institute, 2010. (in Chinese)
但聃. 基于声爆和起降噪声要求的超音速公务机设计. 成都：成都飞机设计研究所，2010.

[10] Feng X Q, Li Z K, Song B F. Preliminary analysis on the sonic boom of supersonic aircraft. Flight Dynamics, 2010, 28(6): 21-27. (in Chinese)
冯晓强，李占科，宋笔锋. 超音速客机音爆问题初步研究. 飞行力学，2010，28(6)：21-27.

[11] Feng X Q, Li Z K, Song B F. A research on inverse design method of a lower sonic boom supersonic aircraft configuration. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1980-1986. (in Chinese)
冯晓强，李占科，宋笔锋. 超声速客机低音爆布局反设计技术研究. 航空学报，2011，32(11)：1980-1986.

[12] Feng X Q. The research of sonic boom prediction method and application in supersonic aircraft design. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)
冯晓强. 声爆计算方法研究及在超声速客机设计的应用. 西安：西北工业大学航空学院，2012.

[13] Rallabhandi S. Sonic boom minimization through vehicle shape optimization and probabilistic acoustic propagation. Georgia Institute of Technology, 2005.

[14] Liang Y, Cheng X Q, Li Z N. Multi-object aerodynamic configuration parameter design using kriging approximation. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1141-1148. (in Chinese)
梁煜，程小全，郦正能. 基于代理模型的气动外形平面参数多目标匹配设计. 航空学报，2010，31(6)：1141-1148.

[15] Kalyanmoy D, Pratap A. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-Ⅱ. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[16] Plotkin K J. State of the art of sonic boom modeling. Journal of Acoustical Society of America, 2002, 111(1): 530-536.

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

[17] Siclari M, Darden C. A euler code prediction of near to mid-field sonic boom pressure signature. AIAA-1990-4000, 1990.

[18] Thomas C L. Extrapolation of sonic boom pressure signatures by the waveform parameter method. NASA TND-6832, 1972.

[19] Page J A. An efficient method for incorporating computational fluid dynamics into sonic boom prediction. AIAA-1991-53882, 1991.

作者简介:

冯晓强 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计,声爆精确计算及低声爆原理研究。

E-mail: fxqnwpu@163.com

宋笔锋 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器可靠性工程、飞行器适航技术。

Tel: 029-88495941

E-mail: bfsong@nwpu.edu.cn

李占科 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计,飞行器结构设计。

E-mail: lzk@nwpu.edu.cn

桑建华 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器设计。

E-mail: angianua@yeah.net

Hybrid Optimization Approach Research for Low Sonic Boom Supersonic Aircraft Configuration

FENG Xiaoqiang, SONG Bifeng *, LI Zhanke, SANG Jianhua

School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: High fidelity sonic boom prediction and low sonic boom design methods are key technologies of next generation supersonic aircraft. By coupling a modified SGD (Seebass-George-Darden) method, a high fidelity sonic boom prediction method and a Pareto genetic algorithm, a hybrid optimizing approach is developed. The parameters of the SGD method are optimized and an equivalent area distribution with a lower sonic boom overpressure and large available volume can be obtained. By using the optimized equivalent area distribution, a low boom layout can be designed. A low sonic boom configuration mixed optimizing environment is developed, which integrates sonic boom analysis, perceived loudness analysis, available volume calculation and equivalent area distribution generation. The low sonic boom configuration mixed optimizing environment can be used in the conceptual design phase. The optimized layout is a joint wing configuration with a blunt nose. The sonic boom overpressure decreases by 14.51% and the available volume increases nearly 15.08%. Due to the different strengths of the after shock wave, the relationship between the PLdB and roll angle is complex. The after shock of the sonic boom should be optimized in future work for mitigating PLdB.

Key words: supersonic aircraft; computation aeroacoustics; aerodynamic configuration; multi-objective; inverse design; shock wave; sonic boom

Received: 2012-09-20; **Revised**: 2012-12-11; **Accepted**: 2012-12-31; **Published online**: 2013-02-27 09:20
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130227.0920.004.html
Foundation item: Doctorate Foundation of Northwestern Polytechnical University (CX-201232)
* **Corresponding author.** Tel.: 029-88495941 E-mail: bfsong@nwpu.edu.cn

© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn