

文章编号: 1674-8190(2024)01-038-13

考虑配平特性的超声速客机低声爆气动布局优化研究

郝璇^{1,2}, 张青青¹, 苏诚¹, 刘芳¹

(1. 中国航空气动力技术研究院 第二研究所, 北京 100074)

(2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206)

摘要: 降低声爆水平是下一代超声速运输机研制需要解决的关键问题之一。低声爆优化通常使飞行器布局向着机翼后掠角增大、机翼沿机身方向分布范围增大的趋势发展, 给飞行器的配平和低速特性带来不利影响。以某超声速客机基本构型为研究对象, 建立基于类别/形状函数的翼身组合体参数化建模方法; 基于超声速线性化理论分析外形几何参数对声爆水平的影响。在此基础上, 分别针对机身轮廓、机翼平面形状以及扭转角分布对该构型进行低声爆优化和俯仰力矩特性优化, 并采用CFD方法对优化结果进行校核。结果表明: 与基准构型相比, 在不显著增加俯仰力矩的基础上, 优化构型的阻力降低了19 cts, 近场过压显著降低, 地面声爆响度降低5.1 PLdB。

关键词: 低声爆优化; 超声速客机; 超声速线性化理论; 几何参数化; 配平特性; 计算流体力学

中图分类号: V221+.3; V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.05

The low sonic boom and aerodynamic optimization with trim constraint of supersonic jet

HAO Xuan^{1,2}, ZHANG Qingqing¹, SU Cheng¹, LIU Fang¹

(1. The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

(2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: The abatement of sonic boom noise level is a decisive issue for supersonic transport of next generation. The low sonic boom optimization always make the configuration to a trend of higher swept and longer distribution of the wing along the fuselage, which is unfavorable to the trim and low speed characteristics. A civil supersonic transport is researched. A parametric geometry representation method based on class function/shape function transformation (CST) is developed to describe the wing body configuration. The effects of geometry parameters on sonic boom is analyzed by supersonic linearized theory. Based on the above work, the low sonic boom and pitch moment characteristics optimization are taken for the fuselage, wing planform and twists separately and the optimal result is validated by CFD. The numerical simulation results show that compared with the basic configuration, the drag decrease 19 cts (unit of drag coefficient) and the over pressure at near-field is abated obviously without the distinct increase of pitch moment, which bring 5.1 PLdB reduction of loudness on the ground.

Key words: low sonic boom optimization; supersonic transport; supersonic linearized theory; parametric geometry representation; trim characteristic; computational fluid dynamics

收稿日期: 2022-09-02; 修回日期: 2022-12-31

通信作者: 郝璇(1982-), 女, 硕士, 研究员。E-mail: haoxuancaaa@163.com

引用格式: 郝璇, 张青青, 苏诚, 等. 考虑配平特性的超声速客机低声爆气动布局优化研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 38-50.

HAO Xuan, ZHANG Qingqing, SU Cheng, et al. The low sonic boom and aerodynamic optimization with trim constraint of supersonic jet[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 38-50. (in Chinese)

0 引言

快速、安静的飞行是民用飞机设计者追求的永恒目标。进入 21 世纪以来,新一代超声速民用飞机成为欧美各国的研究热点^[1-4]。声爆是超声速飞机特有的声学现象。协和号飞机由于声爆水平过高被禁止在大陆上空超声速飞行,这极大地影响了超声速客机的经济性。NASA 提出 2035 年超声速运输机声爆噪声水平应低于 70 PLdB^[5]。降低声爆水平已成为新一代超声速民用飞机、运输机设计面临的突出问题。

超声速飞行器的声爆问题涉及飞机布局设计、空气动力学和气动声学等多个学科领域,相关研究从 20 世纪 50 年代开始,形成了超声速线化理论、几何声学的声爆预测方法^[6-8]以及声爆最小化理论^[9-11]。进入 21 世纪,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,简称 CFD)方法被越来越多地用于声爆预测与研究^[12]。近年来,国内在声爆抑制技术及低声爆气动布局方面开展了研究。沈沉等^[13]采用 CFD 对基于细长杆抑制声爆的机理和效果进行了研究;冯晓强等^[14]探索了基于声爆最小化理论的低声爆布局设计;李占科等^[15]将 CFD 和波形参数法结合,研究单级和多级静音锥对超声速客机声爆水平的影响;郝璇等^[16]基于超声速线化理论采用遗传算法对超声速公务机机头和机翼平面形状进行了初步的低声爆优化,并评估了气动特性的变化;乔建领等^[17]建立了基于代理模型的全局优化设计方法,对三角翼翼身组合体外形进行了低声爆优化;黄江涛等^[18]采用伴随优化方法对小型超声速公务机外形进行了低声爆优化。低声爆优化通常使飞行器布局向着机翼后掠角增大、机翼沿机身方向分布范围增大的趋势发展,导致气动中心后移、低头力矩增大,给飞行器特别是像协和、Tu-144 这类布局飞机的配平和纵向操纵特性带来不利影响,在开展低声爆气动布局优化时应给予充分考虑。

针对上述问题,本文开展考虑配平特性的低声爆布局优化研究。以某超声速客机基本构型为研究对象,建立基于类别/形状函数的翼身组合体参数化建模方法,通过高阶元法(PANAIR)和超

声速线化理论,实现对气动及声爆特性的快速计算。首先分析几何参数对声爆水平的影响,然后分别针对机身轮廓、机翼平面形状以及扭转角分布对该构型进行低声爆优化和俯仰力矩特性优化,最后采用 CFD 方法对优化结果进行校核。

1 低声爆优化设计方法

1.1 声爆快速预测方法

近场声爆信号计算采用基于超声速线化理论提出的声爆强度估算方法^[4],对于在超声速来流条件下的细长轴对称体,如图 1 所示。圆柱坐标系下过压 $\Delta p = p - p_0$ 可以由式(1)~式(2)给出:

$$\Delta p(x - \beta r, r) = p_0 \frac{\gamma Ma^2 F(x - \beta r)}{(2\beta r)^{1/2}} \quad (1)$$

$$F(y) = \frac{1}{2\pi} \int_0^y \frac{A''(\xi)}{(y - \xi)^{1/2}} d\xi \quad (2)$$

式中: Ma 为飞行马赫数; $y = x - \beta r$; $\beta = \sqrt{Ma^2 - 1}$; A 为马赫锥与机身截面法向投影面积。

对于非对称体,引入等效面积 $A_e(x, \theta)$,等效面积包括两部分:体积分量和升力分量。升力分量由式(3)计算得到:

$$A_L(x, \theta) = \frac{\beta}{\rho u_\infty^2} \int_0^x L(x, \theta) dx \quad (3)$$

式中: $L(x, \theta)$ 为轴向位置 x 、周向位置 θ 处的单位长度升力分量。

本文采用波音公司开发的高阶元法(PANAIR)计算气动特性以及单位长度的升力分量^[19-20]。分别采用 PANAIR 和求解雷诺平均 N-S 方程方法得到的某超声速客机基本构型的升力曲线和压差阻力曲线对比如图 2 所示,可以看出:两种方法一致性很好。

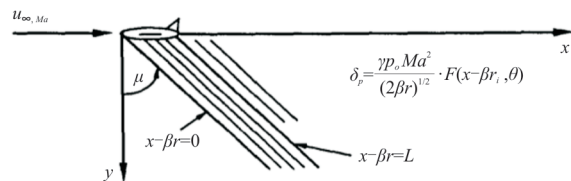


图 1 超声速线化理论示意图^[3]

Fig. 1 The sketch of supersonic linear theory^[3]

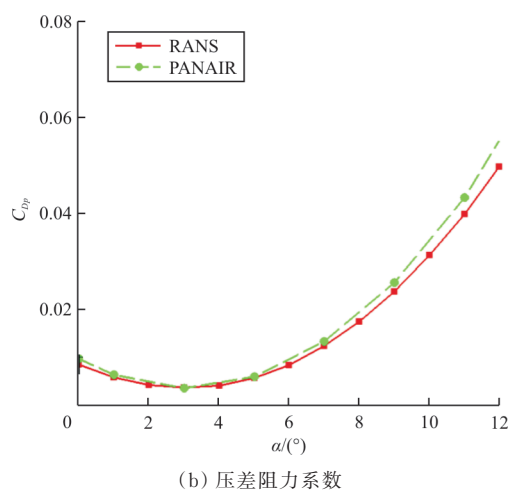
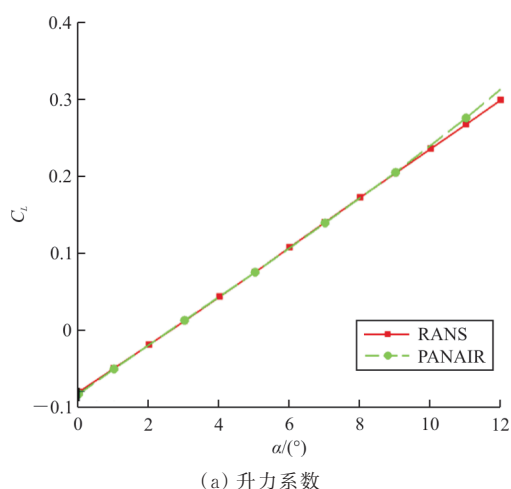


图2 PANAIR与RANS计算结果对比
Fig. 2 Comparison between PANAIR and RANS

采用波形参数法^[21]计算地面声爆压力分布,该方法基于几何声学、通过外推近场压力信号来获得远场信号。地面声爆噪声水平采用 Stevens Mark VII 响度级计算。

1.2 外形参数化建模方法

本文采用一种基于类别/形状函数描述形式的解析气动外形建模方法(Class function/Shape function Transformation,简称CST)^[22-23]。

CST方法通过一个类型函数和一个形状函数来定义剖面形状,即:

$$\xi(\psi) \Big|_{\text{upp,low}} = C_{N_2}^{N_1}(\psi) \cdot S(\psi) + \Delta\zeta_N(\psi) \quad (4)$$

式中: ψ 为归一化的单位侧向长度; $\xi(\psi)$ 为对应 ψ 位置处的法向高度; $\Delta\zeta_N(\psi)$ 为法向偏心距; $C_{N_2}^{N_1}(\psi)$

和 $S(\psi)$ 分别为类型函数和形状函数; N_1 、 N_2 为类型函数的控制参数。

采用 n 阶Bernstein多项式的加权组合作为 $S(\psi)$ 的表达形式。采用三维CST曲面对机翼进行参数化建模。三维外形可以分解为一系列平行截面沿着轴线的组合,即:

$$\xi(\psi, \eta) \Big|_{\text{upp,low}} = C_{N_2}^{N_1}(\eta)(\psi) C_{M_2}^{M_1}(\eta) \cdot \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m b_{i,j} B_n^i(\psi) B_m^j(\eta) + \Delta\zeta_{M,N}(\psi, \eta) \quad (5)$$

以上述CST参数化建模方法为核心,建立基于部件组合思想的截面曲线和外形轮廓的分层描述方法。该方法首先对各部件的控制截面和轮廓曲线进行参数化,然后依次完成各部件三维曲面的CST建模,最后对相交部件进行相交重构得到最终使用的参数化外形以及面元网格。

2 基本构型气动/声爆特性分析

2.1 巡航状态气动特性分析

以某超声速客机基本构型为研究对象,该构型机翼面积为 507 m^2 ,机身长度为 63.7 m ,质心位置在 40 m 处,设计巡航马赫数 $Ma=2.0$,飞行高度 18 km ,巡航升力系数 $C_L=0.126$ 。首先对该基本构型气动特性进行数值模拟。采用ICEM生成点对点结构网格,如图3所示,半模网格单元量为600万,近壁面网格底层高度 $2 \times 10^{-5} \text{ m}$,湍流模型采用S-A模型。巡航状态气动力系数如表1所示,巡航攻角为 6.6° 。其中 C_{Dp} 为压差阻力系数, C_{Df} 为摩擦阻力系数, C_M 为俯仰力矩系数, X_{cp} 为压心位置。压差阻力占总阻力的70%,以质心作为力矩参考点,可以看到巡航状态基本达到自配平。

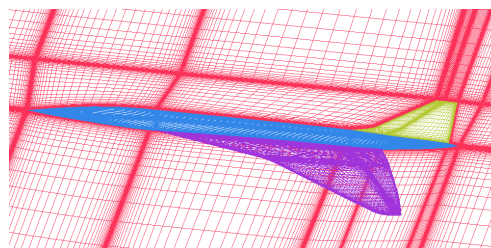


图3 基本构型气动力特性计算网格
Fig. 3 The grid of basic configuration for aerodynamic computation

表 1 巡航状态气动特性

Table 1 Aerodynamic characteristic at cruise			
参数	数值	参数	数值
$\alpha/(\circ)$	6.6	C_{Df}	0.004 5
C_L	0.126 0	C_M	0.001 1
C_D	0.014 9	X_{cp}/m	39.649
C_{Dp}	0.010 4		

2.2 巡航状态声爆特性分析

首先采用 CFD 计算近场声爆特性,基于 ICEM 生成混合网格,内部为包裹飞行器的圆柱区域,采用四面体网格;在圆柱面外区域生成沿马赫锥方向分布的棱柱网格,该区域为六面体结构网格。计算网格如图 4 所示,总数量为 4 100 万。采用 $k-\epsilon$ 湍流模型计算巡航状态近场声爆。对称面过压梯度云图、 0° 方位角距离模型 3 倍参考长度处过压、标准无风大气下地面过压分布如图 5 所示,可以看出:在传播过程中,机翼前缘和后缘激波在近场即发生合并,形成最强的一道激波。机头激波和机翼激波到达地面之前发生合并,形成典型的“N”形波,该状态地面声爆响度为 99.7 PLdB。

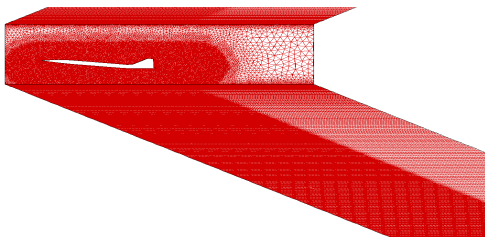
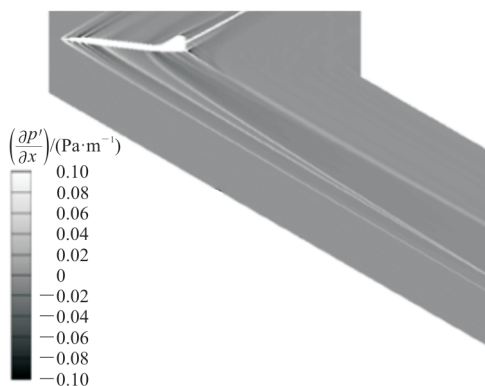
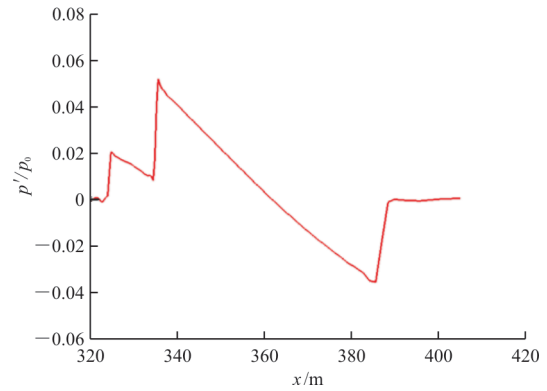


图 4 基本构型近场声爆计算网格

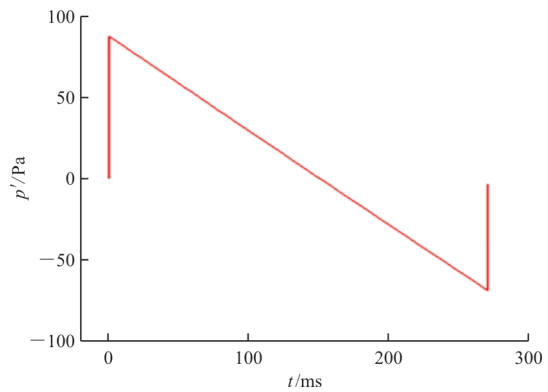
Fig. 4 The grid for near-field sonic boom computation



(a) 对称面过压梯度云图



(b) 近场相对过压($\Phi=0^\circ, R=3L$)



(c) 地面过压($\Phi=0^\circ$, 标准无风大气)

图 5 基本构型近场及地面过压分布

Fig. 5 The over pressure at near-field and ground

3 几何参数影响分析

低声爆优化是一个多学科优化问题,设计变量存在学科间的非线性和复杂干扰,实际工程问题的设计变量可能本质上是离散的,经常有可能面临无导数或设计空间非连续区域。传统的基于梯度的方法采用目标函数一阶或二阶导数来达到最优,无法提供多学科优化问题的鲁棒解,特别是对于设计变量变化范围较宽的问题^[24]。此外,低声爆优化通常变量较多,优化目标与优化对象的数学关系较为复杂,这对样本的规模和代理模型的预测精度都提出了更高的要求。基于上述问题,基于超声速线化理论,通过现代试验设计,对布局几何参数与声爆水平的敏感关系进行分析。在保证飞机质量不变的前提下,分别从机翼平面参数、沿展向扭转分布、沿展向上/下反分布以及机翼剖面形状 4 方面分析参数变化对声爆水平以及气动特性的影响。

3.1 机翼平面参数影响

以基本构型机翼几何参数与机翼剖面形状为基准,对机翼平面参数影响进行研究。平面形状几何参数共 6 个:根弦长、梢根比、展长、内翼前缘后掠角、外翼前缘后掠角以及拐折展向位置。采用优化的拉丁超立方设计^[25]生成 80 个样本,平面形状几何参数变化范围如表 2 所示。部分样本机翼外形如图 6 所示。部分样本巡航状态的等效截面积分布如图 7 所示, $C_{L,Cruise}$ 表示相同总重,不同机翼面积对应的巡航升力系数。部分样本零升力以及巡航升力状态在 0° 方位角、距离飞行器 3 倍机身长度处的过压如图 8 所示,可以看出:由于平面形状变化引起的体积变化对近场过压的影响较小,但平面形状变化引起升力分布的变化对 F 函数和近场过压分布产生了显著的影响。此外,机翼平面形状变化引起机翼面积变化,机翼面积减小将导致压差阻力增大;后掠角增加导致压心后移。

表 2 平面形状几何参数变化范围
Table 2 Geometry parameter range of wing planform

参数	变化范围	参数	变化范围
根弦长/%	± 10	内翼前缘后掠角/($^\circ$)	± 10
梢根比/%	± 10	外翼前缘后掠角/($^\circ$)	± 10
展长/%	± 10	拐折展向位置/%	± 10

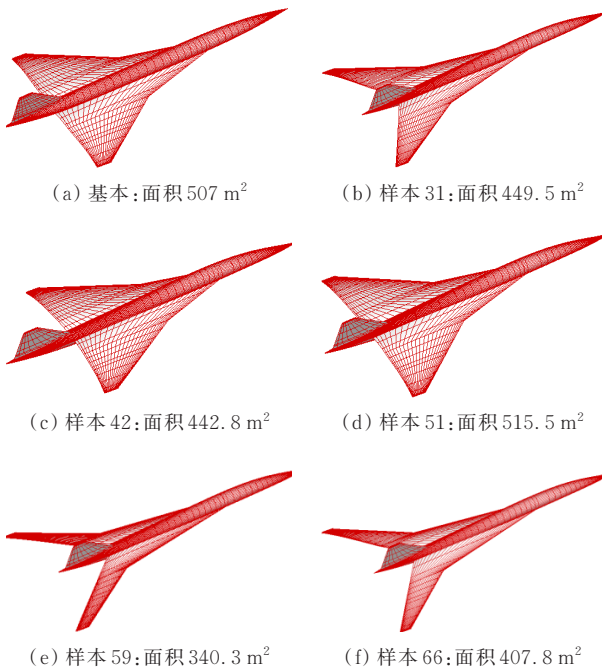


图 6 不同机翼平面形状构型

Fig. 6 The configurations with different wing planform

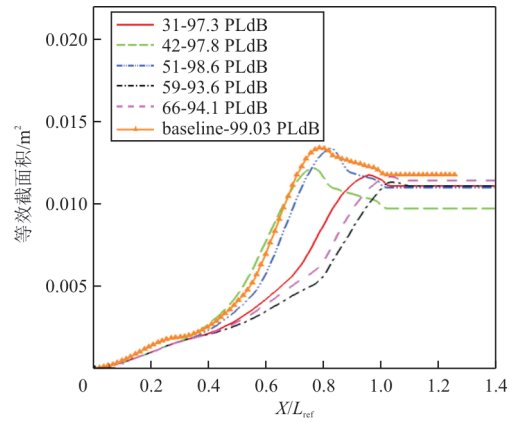
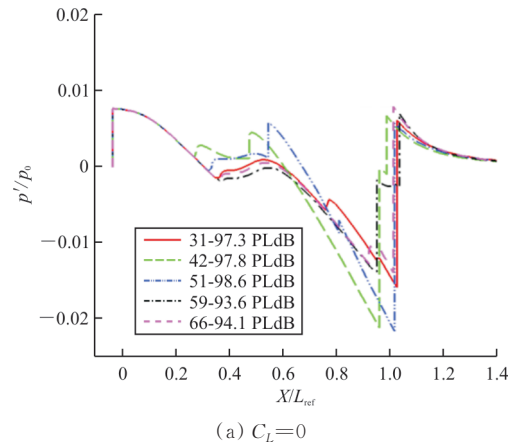
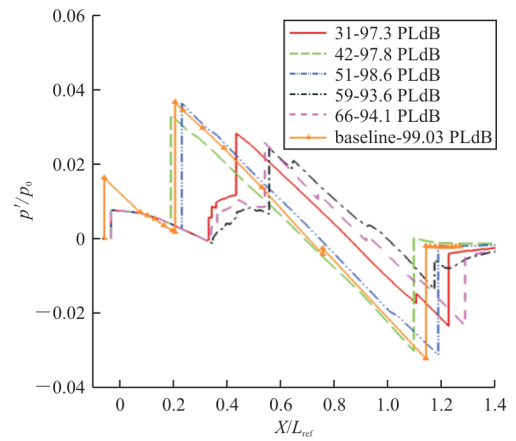


图 7 不同平面形状构型等效截面积分布 ($C_L=C_{L,Cruise}$)
Fig. 7 The equivalent area distribution of different wing planform configurations ($C_L=C_{L,Cruise}$)



(a) $C_L=0$



(b) $C_L=C_{L,Cruise}$

图 8 不同平面形状构型近场相对过压 ($R=3L$)
Fig. 8 The near-field over pressure of different wing planform configurations ($R=3L$)

3.2 展向扭转分布影响

基于样本 31(图 6(b))的平面形状,以基本构型上/下反角分布和机翼剖面形状为基准,研究机

翼扭转分布对声爆的影响。采用 5 阶 Bezier 曲线(共 6 个控制变量, $t_0 \sim t_5$)对机翼沿展向扭转进行参数化描述。展向扭转角控制点变化范围如表 3 所示。基于优化的拉丁超立方设计生成 60 个样本。部分样本扭转角沿展向分布如图 9 所示,可以看出:样本中的扭转角分布存在显著差异。采用 PANAIR 对样本的气动特性进行分析,基本构型巡航状态压差阻力 $C_{Dp} = 0.01271$, 压心 $X_{cp} = 46.29$ m。60 个样本在巡航状态的压差阻力和压心位置如图 10 所示,可以看出:扭转角变化对压差阻力和压心位置产生了较大影响。

表 3 展向扭转角控制点变化范围
Table 3 Control point range of twist

控制点	变化范围	控制点	变化范围
$t_0/\%$	-20~100	$t_3/\%$	-150~100
$t_1/\%$	± 50	$t_4/\%$	-30~100
$t_2/\%$	-30~150	$t_5/\%$	-50~100

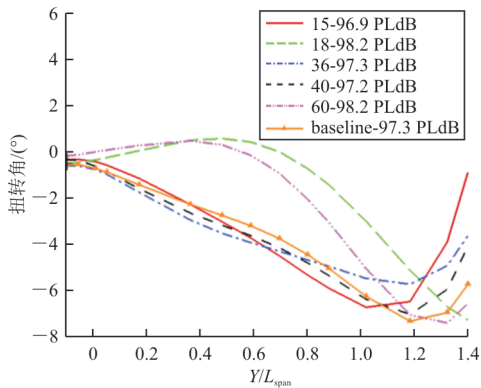


图 9 部分样本扭转角沿展向分布
Fig. 9 The twist distribution along span

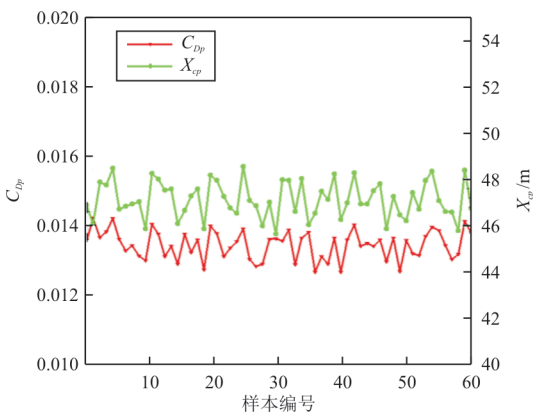
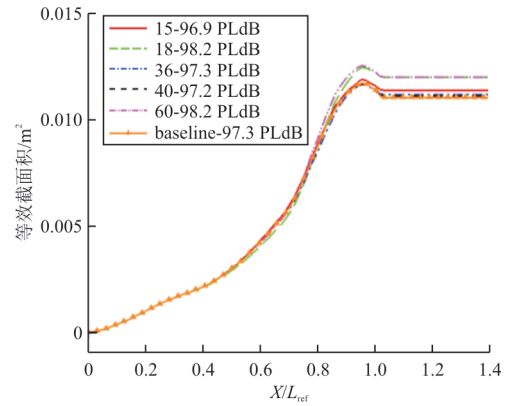
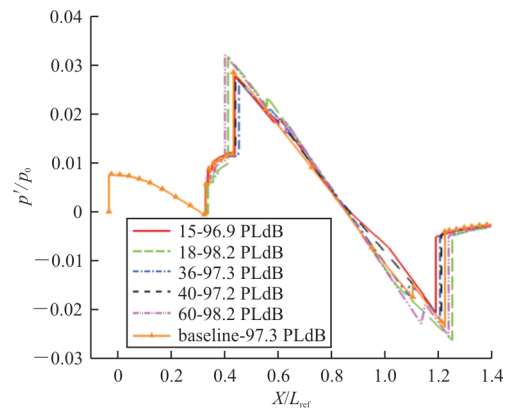


图 10 全部样本压差阻力与压心
Fig. 10 The induced drag and pressure center of all the samples

部分样本等效截面积分布以及 0° 方位角、距离模型 3 倍参考长度处的过压分布如图 11 所示,可以看出:相比平面形状,扭转角变化对等效截面积以及近场过压分布影响较小。



(a) 等效截面积分布



(b) 近场相对过压

图 11 部分样本等效截面积分布及近场相对过压
($C_L = C_{L,Cruise}, R = 3L$)

Fig. 11 The equivalent area and near-field overpressure of some samples($C_L = C_{L,Cruise}, R = 3L$)

3.3 展向上/下反角分布影响

基于样本 31 的平面形状,以基本构型扭转分布和机翼剖面形状为基准,研究机翼上/下反角分布对声爆的影响。采用 4 阶 Bezier 曲线(共 5 个控制变量, $di_0 \sim di_4$, 其中 di_0 为定值)对机翼沿展向扭转进行描述。上/下反角分布曲线控制点的变化范围如表 4 所示,基于优化的拉丁超立方设计生成 40 个样本。部分样本构型的上/下反角沿展向分布如图 12 所示,样本 5 和样本 40 的外形如图 13 所示,可以看出:在所选取的控制参数范围内上/下反角分布变化较大。采用 PANAIR 对样本的气动

特性进行分析,基本构型巡航状态压差阻力 $C_{Dp}=0.01271$,压心 $X_{cp}=46.29\text{ m}$ 。40个样本在巡航状态的压差阻力和压心位置如图 14 所示,可以看出:上/下反角对气动力特性影响非常小。部分样本等效截面积分布以及 0° 方位角、距离 3 倍参考长度处的近场过压分布如图 15 所示,可以看出:上/下反角分布变化对近场声爆的影响同样非常小。

表 4 上/下反分布控制点变化范围
Table 4 Control point range of dihedral/anedral distribution

控制点	变化范围	控制点	变化范围
di1/%	-50~20	di3/%	-50~20
di2/%	-50~20	di4/%	-50~20

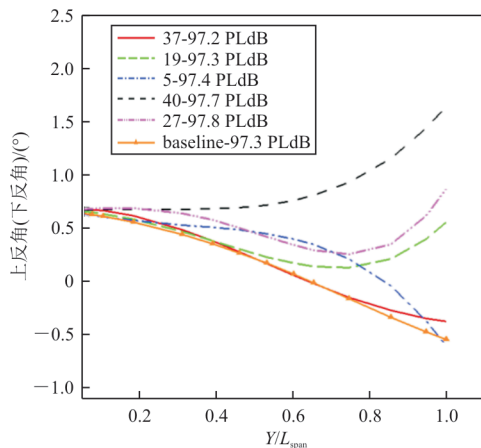


图 12 部分样本上/下反角沿展向分布
Fig. 12 The dihedral/anedral angle distribution along span

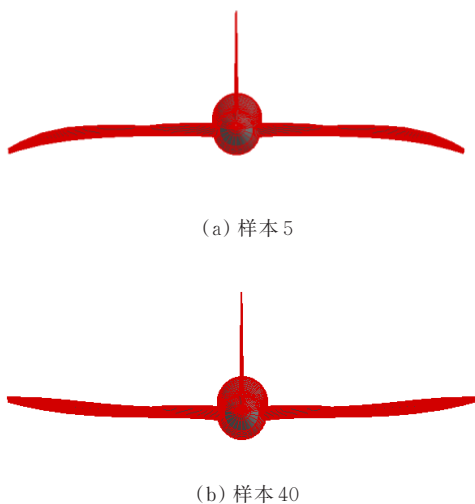


图 13 变上/下反角分布构型
Fig. 13 The configurations with different dihedral/anedral angle distribution

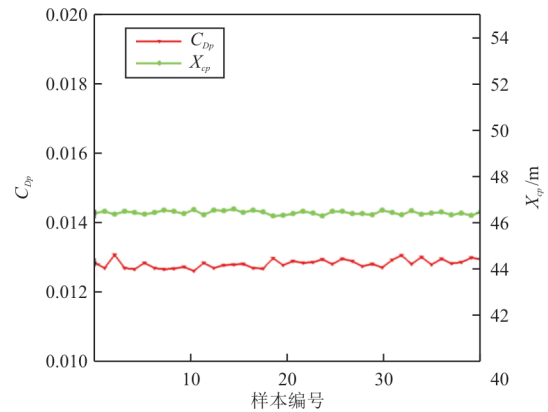
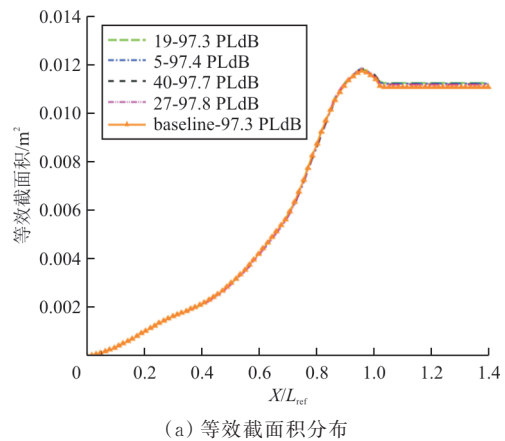
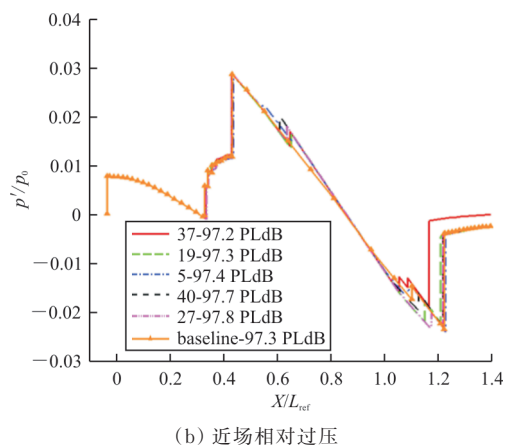


图 14 全部上/下反样本点压差阻力与压心
Fig. 14 The induced drag and pressure center of all the dihedral/anedral angle samples



(a) 等效截面积分布



(b) 近场相对过压

图 15 部分变上/下反角分布构型等效截面积分布及近场相对过压 ($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)
Fig. 15 The equivalent area and near-field over pressure of configurations with different dihedral/anedral distribution ($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)

3.4 机翼剖面形状影响

基于样本 31 的平面形状,以基本构型扭转分布为基准,机翼截面采用 NACA65 系列翼型。对

机翼上翼面轮廓变化影响进行研究。采用三维(5×4)阶 CST 曲线描述机翼剖面形状,除前后缘点的其他控制点参数变化范围为:上翼面-50%~100%,下翼面-150%~80%。基于优化的拉丁超立方设计生成 80 个样本。不同样本机翼沿展向截面轮廓如图 16 所示。采用 PANAIR 对样本的气动特性进行分析,基本构型巡航状态压差阻力 $C_{Dp}=0.01113$,压心 $X_{cp}=47.56\text{ m}$ 。80 个样本在巡航状态的压差阻力和压心位置如图 17 所示,可以看出:机翼剖面形状变化对压差阻力和压心位置产生了显著影响。部分样本点等效截面积分布及 0° 方位角、距离模型 3 倍参考长度处的近场过压分布如图 18 所示,可以看出:机翼剖面形状变化明显,对压差阻力有一定影响;机翼剖面形状变化对等效截面积分布和近场过压幅值有一定影响。

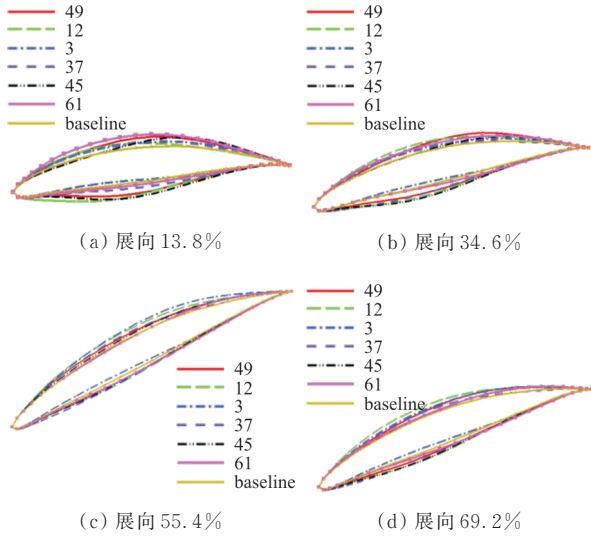


图 16 部分样本机翼不同展向截面轮廓($X:Y=1:5$)
Fig. 16 The profile of some samples at different section($X:Y=1:5$)

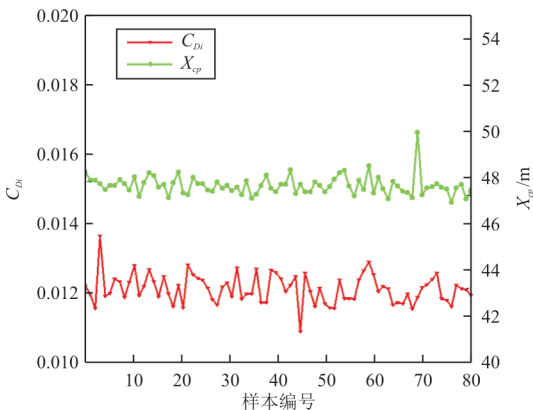
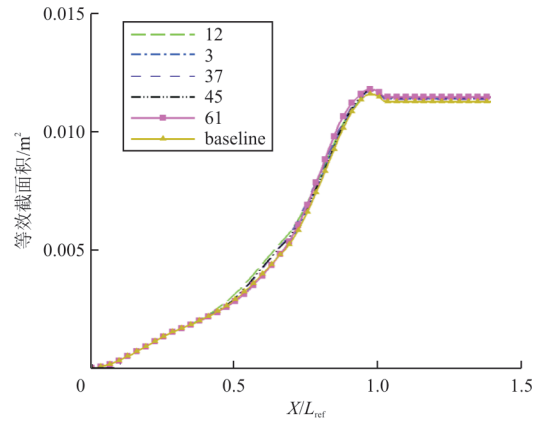
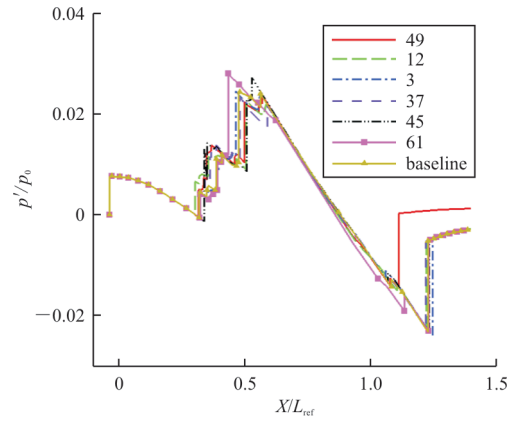


图 17 全部轮廓样本点压差阻力与压心
Fig. 17 The induced drag and pressure center of all the profile samples



(a) 等效截面积分布



(b) 近场相对过压

图 18 部分样本等效截面积分布及近场相对过压
($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)

Fig. 18 The equivalent area and near-field overpressure of some samples($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)

3.5 小结

通过分析机翼平面参数、沿展向扭转角分布、沿展向上/下反角分布以及机翼剖面形状等参数变化对声爆水平的影响规律可以得到:平面形状变化引起升力分布的变化不仅对等效截面积和近场过压分布产生显著的影响,对压差阻力和压心位置也有明显影响;扭转角和机翼剖面形状对等效截面积分布和近场过压有一定影响,但对压差阻力和压心位置的影响则更为显著;上/下反角分布变化对近场声爆、压差阻力以及压心位置的影响都非常小。因此在下文中,重点通过优化机翼平面形状改善构型的声爆特性;在此基础上通过优化机翼扭转分布改善构型的阻力特性和力矩特性。

4 低声爆气动优化

4.1 机身优化

根据 2.2 节声爆计算结果,基本构型机头区域产生了较强的过压。需要对机身进行优化以减弱机头激波。首先对基本构型机身进行参数化,机身分上下两部分,横截面为半椭圆或半圆形,截面尺寸由纵向和侧向的轮廓线控制。优化对象包括沿机身方向截面中心位置和纵向轮廓线。为保证客舱座椅宽度,机身截面侧向尺寸不变。采用 8 阶(共 9 个控制点, $c_0 \sim c_8$) Bezier 曲线对截面中心位置进行参数化,优化对象为 $c_1 \sim c_5$ 控制点;采用 6 阶(共 7 个控制点, $bt_0 \sim bt_6$) Bezier 曲线对机身顶部轮廓进行参数化,优化对象为 $bt_1 \sim bt_3$ 控制点;采用 6 阶(共 7 个控制点, $bb_0 \sim bb_6$) Bezier 曲线对机身底部轮廓进行参数化,优化对象为 $bb_1 \sim bb_3$ 控制点。

中心曲线、顶部底部曲线优化控制点的变化范围如表 5~表 6 所示。基于优化的拉丁超立方设计生成 150 个样本点。采用超声速线化理论计算近场过压分布,建立 2 阶响应面模型^[25]。以 $Ma=2.0$ 时 3 倍机身长度处的近场过压作为优化目标,采用遗传算法对上述 11 个控制点进行优化。优化前后近场过压分布如图 19 所示,可以看出:优化外形的头部最大过压降低了 38%。优化前后机身轮廓对比如图 20 所示,黑色虚线为优化后机身。优化前后机身纵向高度分布变化如图 21 所示,可以看出:机身纵向高度变化主要位于轴向 25 m 之前,由于横向宽度不变,对机身容积的影响较小。

表 5 中心曲线控制点变化范围

Table 5 Control point range of sectional center curve

控制点	变化范围	控制点	变化范围
$c_1/\%$	± 200	$c_4/\%$	± 20
$c_2/\%$	± 100	$c_5/\%$	± 20
$c_3/\%$	± 50		

表 6 顶部底部曲线控制点变化范围

Table 6 Control point range of upward and downward curve

控制点	变化范围	控制点	变化范围
$bt_1/\%$	± 20	$bb_1/\%$	± 20
$bt_2/\%$	± 20	$bb_2/\%$	± 20
$bt_3/\%$	± 20	$bb_3/\%$	± 20

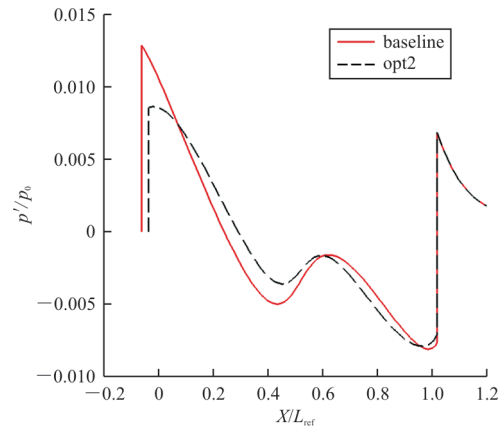


图 19 优化前后近场相对过压分布 ($R=3L$)
Fig. 19 The over pressure distribution comparison between the basic and optimized fuselage ($R=3L$)



图 20 优化前后机身轮廓变化
Fig. 20 The profile comparison between the basic and optimized fuselage

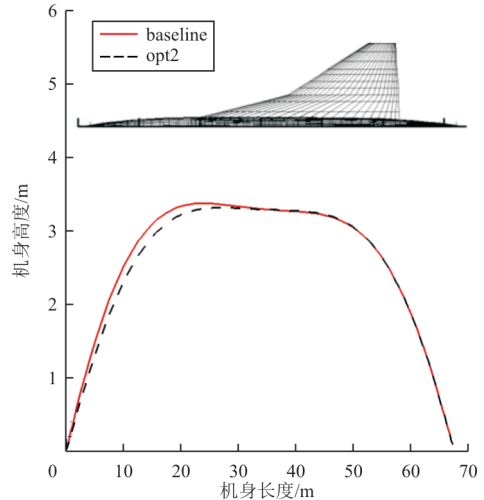


图 21 优化前后机身纵向尺寸分布
Fig. 21 The longitudinal size along fuselage

4.2 机翼平面形状优化

基于 4.1 节的优化机身外形,对机翼平面形状进行优化。由 3.1 节机翼平面形状影响研究可知,平面形状变化引起升力分布发生显著变化,对等效截面积和近场过压分布产生显著的影响。为了更好地考虑平面形状的影响,增加后缘拐折和内翼后缘后掠角两个变量对平面形状进行描述。加

上机翼横向和纵向安装位置,共 10 个变量,变量的变化范围如表 7 所示。采用优化的拉丁超立方设计生成 150 个样本,基于 PANAIR 和超声速线化理论获得样本的气动特性和近场过压,建立 2 阶响应面模型。以 $Ma=2.0$ 时 3 倍机身长度处的近场过压最大值作为优化目标,采用遗传算法对上述 10 个控制点进行优化。优化前后机翼平面形状对比如图 22 所示,优化前后等效截面积分布以及 0° 方位角近场过压分布如图 23 所示,可以看出:优化后机翼面积增加 6.7%,最大过压降低 59.8%。

表 7 平面形状几何参数变化范围

Table 7 Geometry parameter range of wing planform

参数	变化范围	参数	变化范围
根弦长/%	± 10	前缘转折展向位置/%	± 10
梢根比/%	$-10\sim 5$	后缘转折展向相对位置	$0.276\sim 0.690$
展长/%	± 10	内翼后缘后掠角/ $^\circ$	± 30
内翼前缘后掠角/ $^\circ$	$-8\sim 3$	机翼横向安装位置/%	$-10\sim 0$
外翼前缘后掠角/ $^\circ$	± 10	机翼纵向安装位置/%	$0\sim 40$

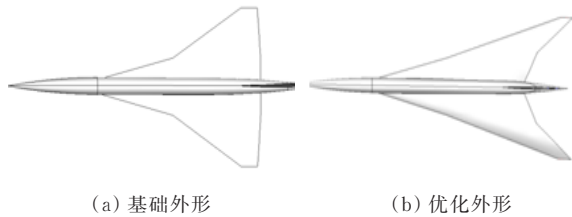
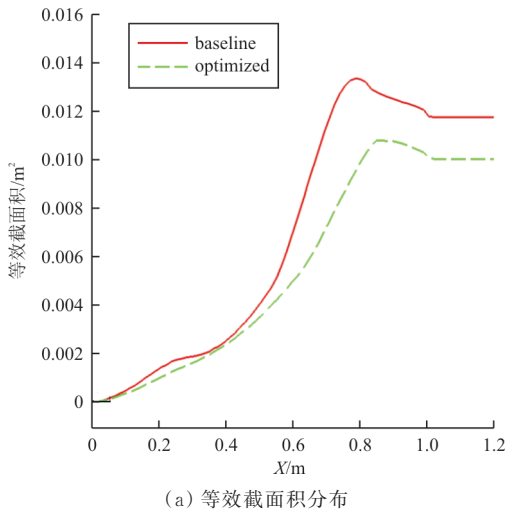
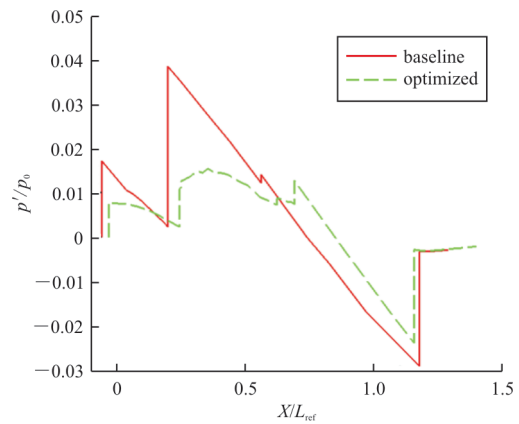


图 22 优化前后机翼平面形状对比

Fig. 22 The wing plane comparison between basic and optimized configuration



(a) 等效截面积分布



(b) 近场相对过压

图 23 机翼平面形状优化前后等效截面积分布及近场相对过压 ($C_L=C_{L_Cruise}, R=3L$)

Fig. 23 The equivalent area and near-field over pressure comparison between basic and optimized wing planform ($C_L=C_{L_Cruise}, R=3L$)

4.3 力矩特性优化

在 4.2 节平面形状优化结果的基础上,对该外形的力矩特性进行优化。由 3.3 节可知,扭转角分布对压差阻力和压心位置的影响非常显著,故对扭转角进行优化。采用 3.3 节建立的扭转角样本对机翼进行参数化建模,采用 PANAIR 对 60 个样本的气动特性进行分析,在此基础上建立 2 阶响应面模型。以巡航状态 $Ma=2.0, C_L=C_{L_Cruise}$ 时压心位置最小为优化目标,同时压差阻力增加不大于 4%,对机翼展向扭转分布进行优化。优化前后扭转角分布如图 24 所示,优化后巡航状态压心位置前移 1.428 m (机身长度 2.24%),压差阻力增加 3.6%。

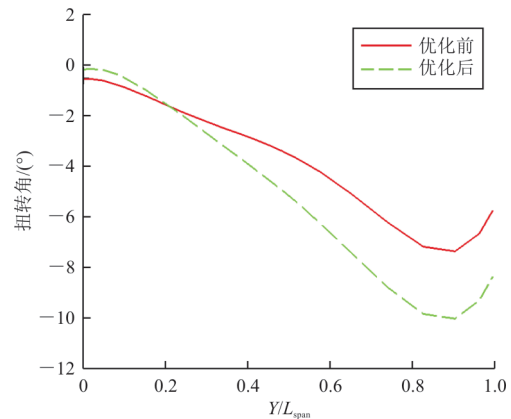
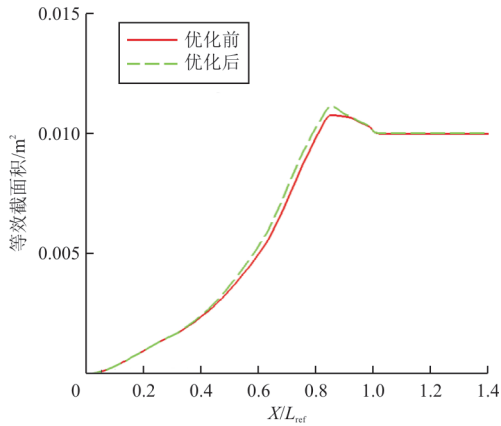


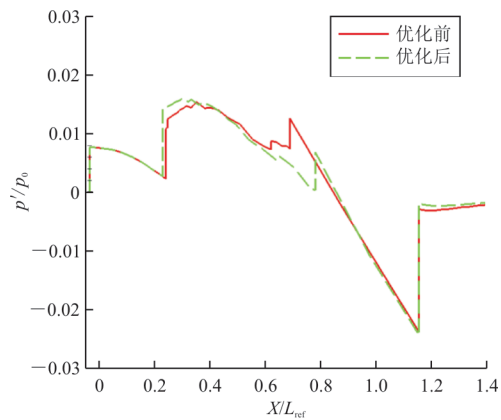
图 24 优化前后扭转角沿展向分布对比

Fig. 24 The twist distribution comparison between basic and optimized configuration

优化前后该外形等效截面积分布和 0° 方位角近场过压如图 25 所示,可以看出:扭转角优化后近场最大过压值略有增加。



(a) 等效截面积分布



(b) 近场相对过压

图 25 扭转角优化前后等效截面积分布及近场相对过压($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)

Fig. 25 The equivalent area and near-field over pressure comparison between basic and optimized twist distribution($C_L=C_{L,Cruise}, R=3L$)

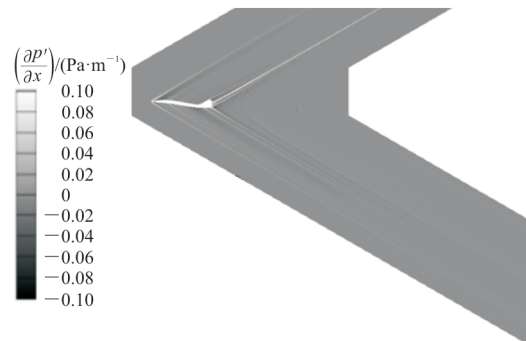
5 优化构型气动/声爆特性分析

采用与 2.1、2.2 节相同的网格和数值方法对优化构型气动和声爆特性进行数值模拟。优化构型巡航状态气动特性如表 8 所示,可以看出:与基本构型相比,优化后外形阻力降低了 19 cts (1 cts=0.000 1),其中主要贡献来自于压差阻力降低,这主要是由增大外翼前缘后掠角带来的收益。巡航状态压心后移了 2.95 m (机身长度的 4.6%),但由于机翼后掠角增大,实际重心也将后移,综合来看优化外形的低头力矩并未显著增加。对称面过压梯度云图、优化前后 0° 方位角、3 倍参

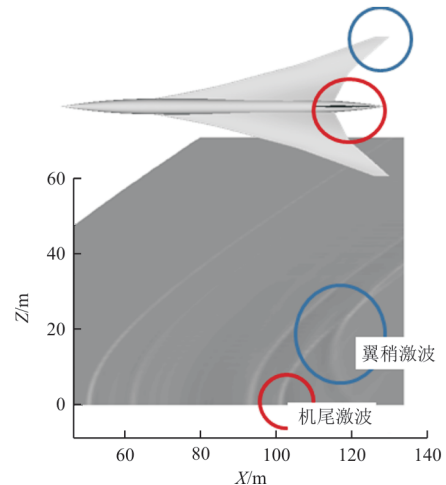
考长度的过压对比以及标准无风大气下地面过压分布对比如图 26 所示,可以看出:外形前体和后体声爆过压水平显著降低,尤其是后体声爆,与图 5 (a)相比,机翼前缘、后缘激波强度显著减弱,在传播过程中机翼前缘激波与机头激波发生合并形成前体声爆,翼梢处激波没有与机尾激波合并,到达对称面时强度减弱,形成后体激波。从近场过压可以看出,后体激波强度较弱,在向远场发展的过程中通过一系列弱压缩波实现压力恢复,极大地降低了后体声爆水平。与基准构型相比,前体声爆地面最大过压降低了 20.5 Pa,后体声爆地面最大过压降低了 28.3 Pa。该状态地面声爆响度为 94.6 PLdB,相比基准构型降低 5.1 PLdB。

表 8 优化构型巡航状态气动特性
Table 8 Aerodynamic characteristic at cruise

参数	数值	参数	数值
$\alpha/^\circ$	6.797	C_{Df}	0.004 65
C_L	0.118 0	C_M	-0.032
C_D	0.013 02	X_{cp}/m	42.545
C_{Dp}	0.008 37		



(a) 对称面过压梯度云图



(b) 过压梯度云图(飞行器正下方 30 m)

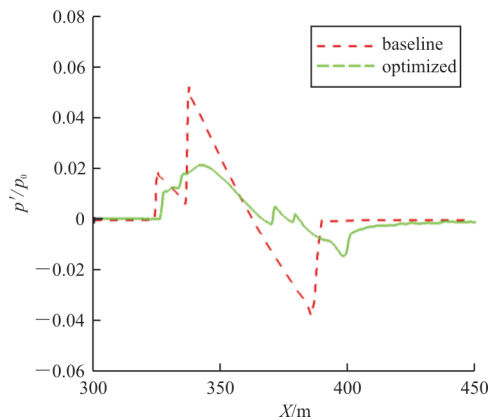
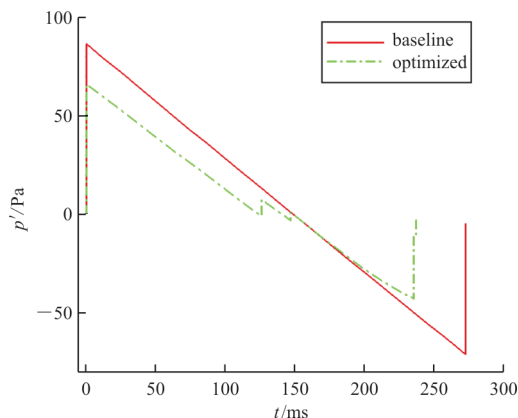
(c) 近场相对过压对比($\Phi=0^\circ, R=3L$)(d) 地面过压对比($\Phi=0^\circ$, 标准无风大气)

图 26 优化构型近场及地面过压分布

Fig. 26 The over pressure at near-field and ground of the optimized configuration

6 结 论

1) 机翼平面形状变化引起升力分布的变化对等效截面积和近场过压分布产生显著的影响,是开展低声爆布局优化设计所要关注的重要参数。

2) 扭转角和机翼剖面形状对等效截面积分布和近场过压有一定影响,但对压差阻力和压心位置的影响则更为显著。

3) 本文基于机翼平面形状开展的低声爆优化以及基于扭转角分布开展的阻力/力矩特性优化可以在保持相当的力矩特性的基础上降低声爆和阻力。

4) 与基准构型相比,优化构型近场过压显著降低。在传播过程中,机翼前缘激波与机头激波发生合并形成前体声爆,地面最大过压降低了 20.5 Pa;翼梢激波到达对称面时强度减弱,形成后体声爆,地面最大过压降低了 28.3 Pa。地面声爆

响度降低 5.1 PLdB。

5) 大气传播对声爆水平有显著影响,但地面过压形态和声爆响度水平与布局几何参数之间数学关系非常复杂,如何在基于代理模型的低声爆优化中考虑大气传播影响还需进一步开展深入研究。

参 考 文 献

- [1] UENO A, KANAMORI M, MAKINO Y. Robust low-boom design based on near-field pressure signature in whole boom carpet [J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(3): 918-925.
- [2] MORGENSTERN J, BUONANNO M, CHAI S, et al. Overview of sonic boom reduction efforts on the Lockheed Martin N+2 supersonic validations program [C] // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2014: 1-17.
- [3] DURSTON D A, ELMILIGUI A A, CLIFF S E, et al. Experimental and computational sonic boom assessment of Boeing N+2 low boom models [C] // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2014: 22-31.
- [4] YAMASHITA R, SUZUKI K. Effects of vibrational relaxation on sonic boom waveforms in a stratified atmosphere [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(9): 3987-4001.
- [5] WELGE H R, NELSON C, BONET J, et al. Supersonic vehicle systems for the 2020 to 2035 timeframe [C] // 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Chicago: AIAA, 2010: 1-25.
- [6] GOLD T. The 'double bang' of supersonic aircraft [J]. *Nature*, 1952, 170: 808-817.
- [7] HAYES W D. Review of sonic boom theory [R]. [S. l.]: NTRS, 1969.
- [8] WHITHAM G B. On the propagation of weak shock waves [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1956, 1: 290-318.
- [9] SEEBASS R. Minimum sonic boom shock strengths and overpressures [J]. *Nature*, 1969, 221: 651-653.
- [10] DARDEN C. Sonic boom theory: its status in prediction and minimization [J]. *Journal of Aircraft*, 1974, 14(6): 569-576.
- [11] GEORGE A, SEEBASS R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks [J]. *AIAA Journal*, 1971, 9(10): 2091-2093.
- [12] PARK M A, NEMEC M. Nearfield summary and statistical analysis of the Second AIAA Sonic Boom Prediction Workshop [J]. *Journal of Aircraft*, 2019(3): 851-875.
- [13] 沈沉, 周华. 细长杆降低超声速客机动噪声的数值分析 [J]. *空气动力学报*, 2012, 30(1): 39-45.
SHEN Chen, ZHOU Hua. Numerical analysis of slender-rod-noise-reduction of supersonic passenger aircraft [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(1): 39-45. (in Chinese)
- [14] 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 [J]. *航空学报*, 2011, 32(11): 1980-1986.

