

文章编号: 0258-1825(2020)05-0858-08

超声速飞行器声爆/气动力综合设计技术研究

刘刚¹, 黄江涛^{1,*}, 周铸¹, 陈作斌¹, 高正红², 钟世东¹, 肖涵山¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000; 2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 低声爆气动外形设计是超声速民机研发的一项关键技术。基于笛卡尔无黏求解器进行了典型民机构型的低声爆设计选型, 主要研究了机身轴线弯曲度、机翼平面形状、机身截面积特征等因素对近场过压分布的影响, 最终选型出一种超声速飞机气动布局。在此气动布局基础之上, 结合自主研发的流场/声爆耦合伴随优化设计软件 AMDEsign, 在指定的低噪声水平声爆信号的条件, 通过对远场声爆信号进行高效反设计, 实现了超声速低声爆气动外形的大规模设计变量数值优化, 感觉噪声级大幅度降低, 分析了外形变化对声爆抑制作用以及近场波系形态, 同时也验证了综合设计技术的有效性。

关键词: 声爆预测; 流场/声爆耦合伴随; 反设计; 等效面积分布; 气动布局

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0051

Investigation of supersonic low sonic boom aerodynamic configuration design

LIU Gang¹, HUANG Jiangtao^{1,*}, ZHOU Zhu¹, CHEN Zuobin¹,
GAO Zhenghong², ZHONG Shidong¹, XIAO Hanshan¹

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic configuration design of low sonic boom is a key technology in the research and development of supersonic civil aircraft. Based on Cartesian inviscid solver, the design and selection of typical civil aircraft configuration for low boom are carried out. The influence of the curvature of fuselage axis, the plane shape of wing on the distribution of near-field overpressure is mainly studied. Finally, a supersonic aircraft aerodynamic configuration with parallel shock design characteristics is selected. On the basis of this aerodynamic configuration, combined with AMDEsign, a flow field sonic boom coupled with optimization design software, under the condition of specified sonic boom signal with low perceived level noise, the large-scale design variable numerical optimization of the supersonic aerodynamic configuration is realized through the efficient reverse design of far-field sonic boom signal, and the perceived noise level is greatly reduced. The optimized configuration shows multiple weak waves. The effectiveness of design techniques has been verified. The research work can provide a positive reference value for the researchers who are engaged in the low sonic boom aerodynamic configuration design, and provide technical support for the future research and development of supersonic civil aircraft.

Keywords: sonic boom prediction; flow/sonic boom coupled adjoint; inverse design; equivalent area distribution; aerodynamic configuration

收稿日期: 2020-03-13; 修订日期: 2020-05-26

基金项目: 基础与前沿技术基金重点项目(PJD20190095); 装备预先研究项目(41406030301)

作者简介: 刘刚(1964-), 男, 研究员, 研究方向: 飞行器气动设计、计算流体力学. E-mail: liugangdy@sina.com

通信作者: 黄江涛*(1982-), 男, 副研究员, 研究方向: 飞行器气动设计与多学科优化、计算空气动力学. E-mail: hjtcyf@163.com

引用格式: 刘刚, 黄江涛, 周铸, 等. 超声速飞行器声爆/气动力综合设计技术研究[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(5): 858-865.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0051 LIU G, HUANG J T, ZHOU Z, et al. Investigation of supersonic low sonic boom aerodynamic configuration design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 858-865.

0 引言

声爆是下一代超声速民机必须解决的卡脖子问题,从目前开展的研究工作来看,在众多的声爆抑制技术研究中,气动外形优化是超声速民用飞机声爆抑制最有效的手段,因此,开展超声速低声爆气动外形综合设计技术研究具有重要意义。

国外在气动/声爆优化方面的起步较早,开展了较为系统性的研究,大部分研究工作基于伴随方程优化方法,基于伴随方程的优化进而也分为两个方向:近场声压伴随^[1]与流场/声爆伴随方程^[2-3],由于伴随系统具有计算代价小,梯度计算量与各个学科设计变量个数均无关等优点,在气动/声爆综合优化领域具有不可替代的优势,受到低声爆设计研究人员的积极关注。国内在2018年以来,工业部门、研究机构、高校开始普遍重视这方面的研究:2018年8月18日,首届全国空气动力学大会(绵阳)设置了“超声速飞行器声爆数值模拟与低声爆布局设计技术”专题研讨会;2018年11月19日,首届全国性的“超声速商用飞机技术研讨会”在北京召开,来自全国近19家单位参会;2018年12月5日《空气动力学学报》组织出版了首个声爆专栏;2019年“绿色超声速民机设计技术”入选中国科协发布的重大科学问题和工程技术难题之中,核心攻关内容就是声爆预测与抑制等,标志着国内在超声速声爆预测与抑制方面开始了较为系统化的研究。

在超声速民机优化设计方面,西北工业大学^[4-10]、中国航空研究院^[11]、中国航空气动力技术研究院^[12]、航空工业气动院^[13]、北京航空航天大学^[14-15]、中国空气动力研究与发展中心^[16]等单位在声爆预测、代理优化、布局设计以及耦合伴随优化等关键技术方面开展了系列研究,取得了一定的进展。

超声速民机低声爆设计中,在飞行高度、飞行速度、重量这三类重要影响因素确定的前提下,气动外形综合设计则成为超声速飞行器减阻/低声爆抑制的核心工作。

本文研究工作主要分两个主要层次:第一,飞行器的气动布局形式选型设计;第二,气动外形精细化综合设计。两个层次的工作对设计技术的需求不同。本文基于笛卡尔求解器以及大型并行数值优化软件AMDEsign^[17],开展了低声爆气动外形综合设计技术研究,系统总结典型的布局设计参数对近场过压分布的影响,对比分析详细设计前后气动外形细节变化以及近场过压形态,为设计人员提供技术参考。

1 声爆信号非线性预测

文中基于 Burgers 方程进行声爆预测^[18],基于该方程发展了声爆预测代码,包含非线性、吸收影响、分子松弛、射线管扩张以及大气分层等项,可以模拟声爆在分层有损耗的大气中传播:

$$\frac{\partial P}{\partial \sigma} = P \frac{\partial P}{\partial \tau} + \frac{1}{\Gamma} \frac{\partial^2 P}{\partial \tau^2} + \sum_v \frac{C_v}{1 + \theta_v} \frac{\partial^2}{\partial \tau^2} P - \frac{1}{2G} \frac{\partial G}{\partial \sigma} P + \frac{1}{2\rho_0 c_0} \frac{\partial \rho_0 c_0}{\partial \sigma} P \quad (1)$$

式(1)可以采用通过算子分裂法进行快速求解,各项的具体含义参考文献^[18]。图1为LM1021标准模型示意图,图2给出了周向角为0°时的声爆计算结果与NASA代码sBOOM的对比,可以看出,文中采用的非线性声爆预测技术精度较高,能够为选型以及详细设计提供可靠平台。



图1 LM1021 标准模型^[18]
Fig.1 LM1021 standard model^[18]

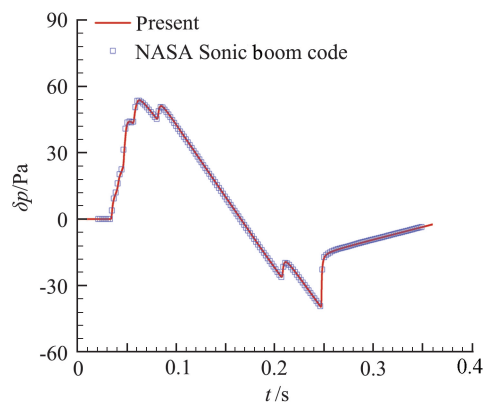


图2 声爆信号预测与NASA代码的对比^[16]
Fig.2 Comparison of sonic boom prediction with NASA code^[16]

2 流场声爆耦合伴随优化方法

流场、声爆耦合伴随方程是实现地面声爆信号反设计的关键,可以克服近场变分无法进行地面信号设计的缺点,因此文中采用流场/声爆耦合伴随方程开展综合优化。其表达式为:

$$\frac{\partial I_b}{\partial \mathbf{p}_0} + \boldsymbol{\lambda}_b^T = 0$$
$$\boldsymbol{\lambda}_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}} - \boldsymbol{\lambda}_b^T \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \mathbf{W}} = 0 \tag{2}$$

该方程组仍然由声爆伴随方程和流场伴随方程构成,通过声爆伴随变量实现方程组耦合。因此,核心仍然是构造声爆伴随方程和流场伴随方程,耦合伴随方程的各项表达式含义以及详细推导可以参考文献[16],这里不再赘述。图 3 给出了声爆伴随方程的精度校核,其伴随变量的物理含义是远场声爆信号目标函数对近场声压的梯度,与有限差分结果的平均误差低于 0.5%,完全满足设计需要。

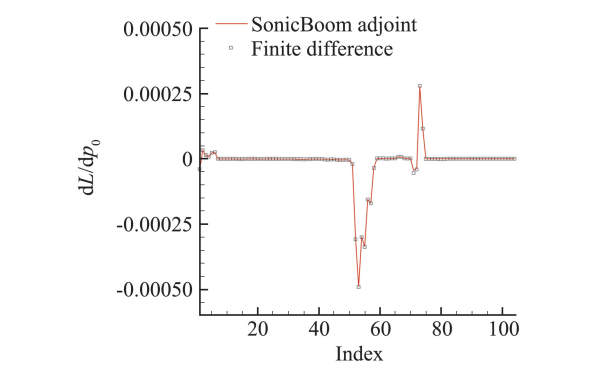


图 3 声爆伴随梯度与差分对比^[16]
Fig.3 Comparison of the adjoint gradient and difference^[16]

3 低声爆气动布局设计探讨

布局选型基于笛卡尔网格无黏求解器进行,笛卡尔网格见图 4。需要指出的是,由于采用无黏计算,该部分并不是用来进行远场声爆计算,而是进行近场波系结构定性分析,进行布局参数研究;基于影响声爆强度的几个主要因素,设计选型基本原则是增加激波上升时间、减小波系过压峰值,尽可能实现弱激波设计,对机身轴线弯曲度、机翼平面形状、翼面布置等

影响进行了系统研究,选取一种近场过压分布符合上述特征的布局,开展进一步综合优化。

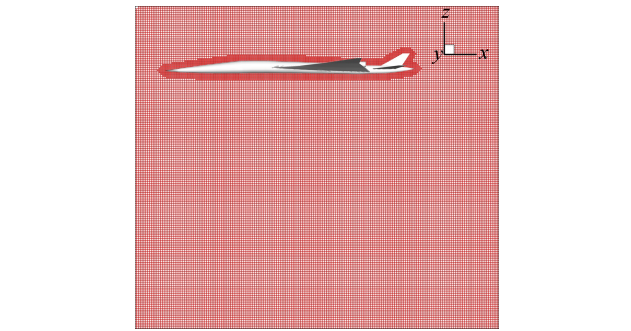


图 4 笛卡尔网格
Fig.4 Cartesian grid

3.1 机翼平面形状影响

通过对机翼前缘后掠角进行分段描述,实现机翼平面参数化建模。图 5 给出了两种机翼方案,图 6 给出了不同机翼方案条件下的波系分布与近场过压对比,可以看出连续变后掠前缘在提高翼身结合处激波上升时间的同时,对激波强度有明显抑制作用,同时机翼后缘位置带来相应膨胀程度的弱化,对尾激波强度起到积极的弱化作用。

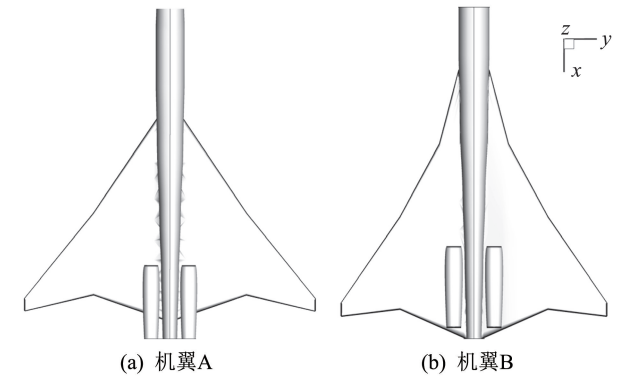


图 5 两种机翼方案
Fig.5 Two different wings

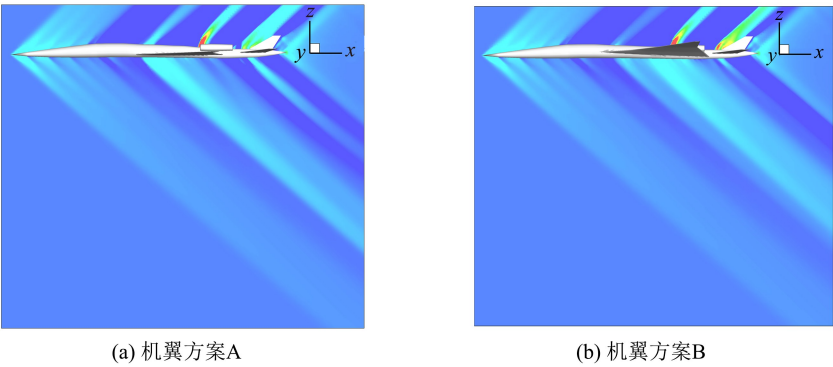


图 6 机翼方案 A 和 B 的波系分布与近场过压对比

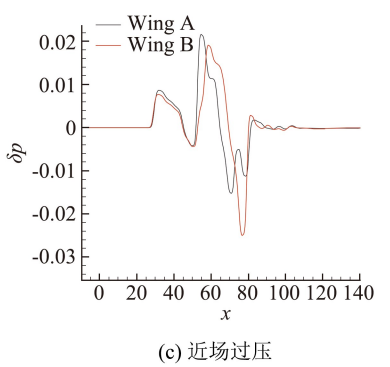


Fig.6 Comparison of wave distribution, near-field overpressure for different wing plane shapes

3.2 翼面布置影响

该小节主要研究了有无鸭翼以及鸭翼的位置、机翼位置对波系分布的影响。鸭翼方案 A 相对于鸭翼方案 B, 前移 1.6 m; 机翼位置 A 相对于机翼位置 B 前移 2.5 m。图 7~图 9 给出了不同机翼方案条件下的波系分布与近场过压对比, 从过压分布上看鸭翼后移导致第一道激波后的膨胀区有所弱化, 从而对翼身结合处的激波起到一定的抑制作用; 机翼后移对尾激波起到一定的减缓作用。

3.3 机身轴线弯曲度影响

对机身横截面椭圆建模, 通过改变 z 向位置、椭圆纵轴长度实现对机身轴线弯曲度的描述, 图 10 给

出了轴线零弯曲机身方案 A 与轴线弯曲机身方案 B 的波系分布以及近场过压分布, 从波系分布上看, 弯曲轴线机身近场第一道激波更弱, 且利于弱激波系形成, 弱激波传播中迅速耗散, 且激波之间的合并能够得到抑制; 从过压对比上看, 弯曲轴线机身同时使得头激波强度有所减缓。

3.4 机身面积分布影响

通过对机身横截面采用椭圆建模, 改变纵向面积分布, 进行近场过压分布的对比, 图 11 给出了机身面积分布方案 A 与方案 C 的近场波系与过压分布对比, 其中方案 A 最大截面积靠前, 方案 C 最大截面积后移。从波系分布上看, 最大横截面积位置后移的 C

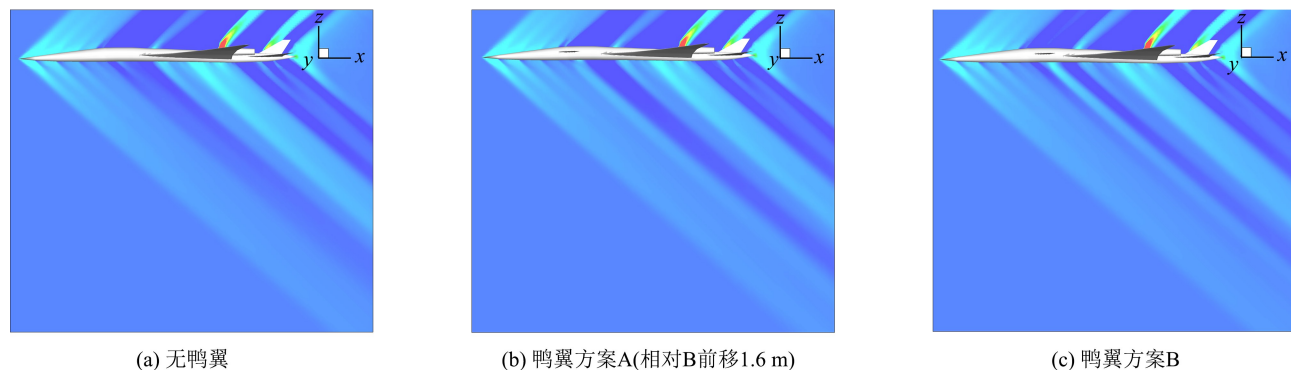


图 7 不同鸭翼方案的波系分布对比

Fig.7 Comparison of wave distribution for different canards

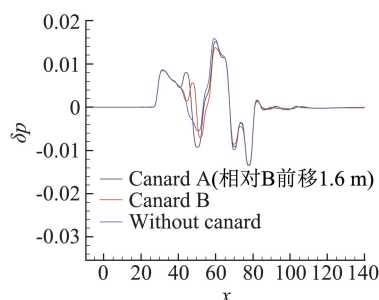


图 8 鸭翼不同位置过压对比

Fig.8 Comparison of overpressure for different positions of canard wings

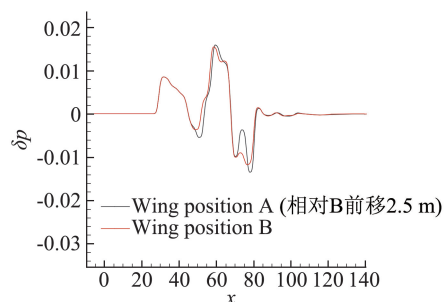


图 9 机翼不同位置过压对比

Fig.9 Comparison of overpressure for different positions of wing

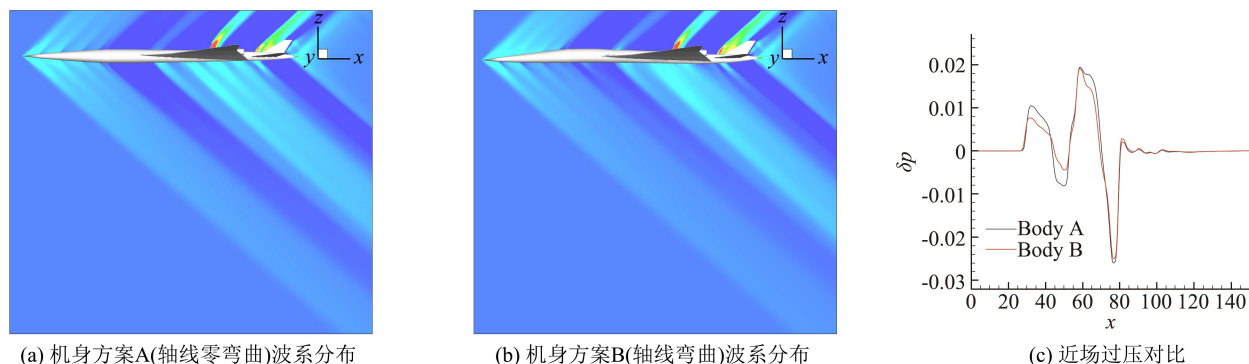


图 10 轴线零弯曲机身方案 A 与轴线弯曲机身方案 B 的波系分布以及近场过压分布对比

Fig.10 Comparison of wave distributions, near-field overpressure distribution for the fuselage axis with or without bending

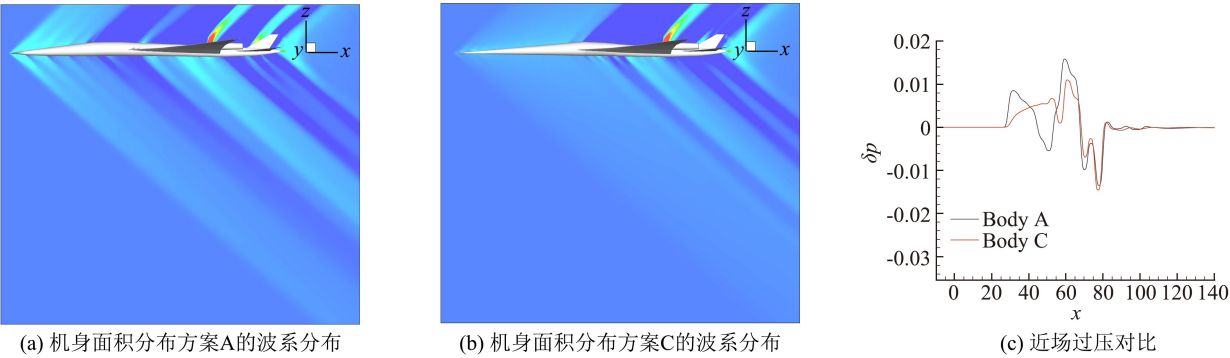


图 11 机身面积分布方案 A 与方案 C 的近场波系与过压分布对比

Fig.11 Comparison of near-field wave system distribution, overvoltage distribution for different airframe area distributions

方案头部激波基本消除,整个过压幅值明显降低,且激波上升时间增加。

4 大规模设计变量/多约束条件低声爆气动外形优化设计

通过上述特征参数影响研究,提出一种连续变后掠机/尾翼、弯曲轴线机身、翼上动力超声速民机布局,用于低声爆技术研究。设计状态: $Ma = 1.5$, $H = 16.7\text{ km}$,重量 41 t,如图 12 所示。由于缺少发动机工作参数,因此,在全机气动优化过程中采用通气短舱构型。

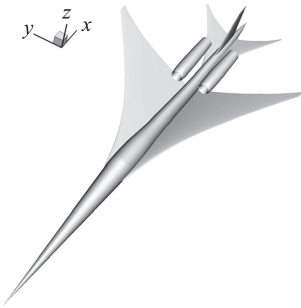


图 12 超声速民机气动布局

Fig.12 Supersonic civil aircraft aerodynamic configuration

采用多区域自由式变形技术(FFD)对全机参数化建模,设计变量控制顶点如图 13 所示。机身控制顶点为最上和最下方的节点,FFD技术的基函数为

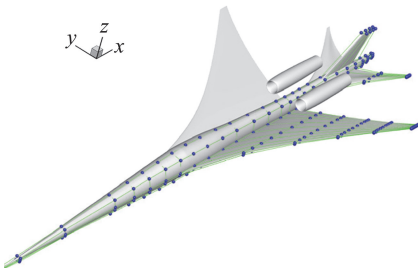


图 13 FFD 参数化控制框

Fig.13 FFD Lattice

三次 NURBS 基函数,对机身形状、机翼、平尾进行综合优化,共 116 个设计变量,几何约束为机身容积不低于初始的 95%;空间网格单元共 5900 万左右,为准确捕捉近场波系,空间网格拓扑按照激波形态进行 x 方向拉伸。采用序列二次规划方法进行大规模设计变量低声爆气动外形优化设计,采用 128 核进行并行计算,SQP 优化搜索收敛判断标准为连续三次搜索结果相差量 1.0×10^{-9} 。

采用多目标加权优化,优化数学模型如下:

$$\begin{aligned} \min J = & \omega_1 \sum_{i=1}^N 0.5 \alpha_i (P_i - P_{\text{target},i})^2 + \\ & \omega_2 (1 - \frac{C_L}{C_L^*})^2 + \omega_3 (1 - \frac{C_D}{C_D^*})^2 \\ \text{st. } & \text{Vol}_{\text{body}} \geq 0.95 \text{Vol}_{\text{body,initial}} \\ & \text{Thickness} \geq \text{Thickness}_{\text{initial}} \end{aligned} \quad (3)$$

其中,目标函数第一项作用为声爆信号与目标特征的差量最小化,第二、三项是对升力、阻力系数的目标函数,使得在优化过程中气动性能不过于下降,权系数的选择为 $\omega_1 = 1.0$, $\omega_2 = 0.1$, $\omega_3 = 0.1$,均为经验性参数,将升力、阻力进行低权重加权平均,较大程度上是对声爆强度的优化。为简化伴随方程右端项装配过程,将上述目标函数 J 的变分分解为两部分进行:

1) 声爆伴随变量求解完毕后单独装配到耦合伴随方程的右端项;

2) 升阻力等气动力变分后单独装配到流场伴随方程的右端项。

相当于求解两次伴随方程,分别求解梯度,最后进行加权平均,其中目标函数的第一部分 $J_1 = \omega_1 \sum_{i=1}^N 0.5 \alpha_i (P_i - P_{\text{target},i})^2$ 变分结果代入声爆伴随方程求解声爆伴随变量,进一步将声爆伴随变量代入耦合伴随方程右端,求解耦合伴随变量。远场声爆信号耦合伴随优化时,地面目标过压分布的选择遵循增加激波上升时间、减小激波强度等原则,在原有波形

的基础上,目标波形尽可能简捷。

图 14、图 15 分别给出了马赫数、耦合伴随方程第一伴随变量对称面分布云图,从图 14 中可以定性分析,该气动外形对声爆目标函数产生主要影响的区域主要集中在机翼前沿翼身结合处、机翼 50% 根弦长翼身结合处、平尾安装位置以及机身收尾等附近;图 16 给出了优化收敛历程,可以看出经过 35 代优化,基本趋于收敛;图 17(a)为优化前后气动外形的对比,主要变化量集中在机身中段/后段/末尾部分、机翼上下表面,这与上述定性分析一致。图 17(b)是优化前后地面声爆信号、目标信号的对比,经过优化

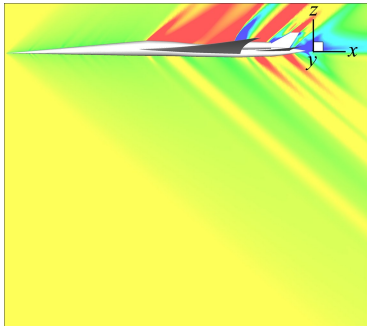


图 14 机体附近空间波系形态

Fig.14 Wave distribution near the body

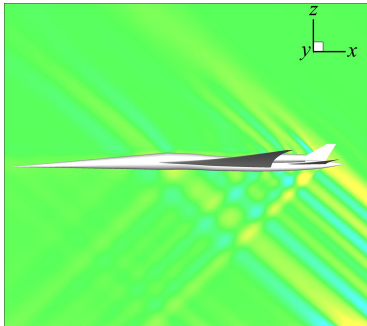


图 15 耦合伴随方程第一伴随变量云图

Fig.15 The first adjoint variable contour of coupled adjoint equations

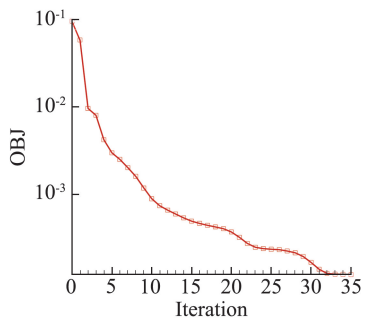


图 16 优化设计历程

Fig.16 Optimization design process

后过压峰值明显降低,声爆信号呈多弱波系状态,整体趋近于目标特征分布,由于声爆信号优化形态依赖于指定的地面过压目标和设计变量分布,因此,下一步将对上述现象影响因素和机理进行系统研究分析。

近场呈现若干个弱激波/膨胀波的多波系形态,该系列弱波系在传播中得以迅速耗散,图 17(c)给出了优化前后近场相同位置附近波系形态对比,能够清晰看到优化前后的波系演化过程,优化外形波系强度较弱且迅速耗散。图 17(d)为伴随优化前后 $H/L = 0.6$ 处过压分布,优化过后近场过压被明显抑制,结合图 17(a),可以看到机身轴线进一步弯曲、机身末端形状以及平尾的扭转,对第一道激波和尾激波起到了明显的抑制作用,从而远场声爆强度显著下降。

图 17(e)给出了优化前后声压级频谱特性,整个频段的声压级均明显降低;图 17(f)给出了响度级频域特性,本文采用史蒂文斯响度级方法^[19],首先将地面声爆时域信号进行快速傅里叶变换,得到每个频段上的声压级(三分之一倍频程),根据各频段中心频率的声压级,采用线性插值确定各频段响度。最后将各个频段的宋值按以下求和方式获得总强度:

$$S_t = S_m + F(\sum S_i - S_m) \tag{4}$$

其中, S_t 是总强度, S_m 是响度最大值, $\sum S_i$ 是各个频段的响度和。进一步通过式(5)求出感觉噪声级(Perceived noise Level, PLdB):

$$P = 32 + 9 \log_2 S_t \tag{5}$$

经过优化后,声爆感知声压级从初始的 90.6 PLdB,降低到 79.8 PLdB,效果较为明显。

表 1 给出了指定权重系数的选择下,优化前后升阻力、声爆感觉噪声级的对比,优化后外形升力系数仅降低 0.005,同时阻力系数降低 0.000 34,验证了气动力/声爆一体化设计思路的可行性。

图 17(g~i)分别为优化前后等效面积分布、横截面积分布以及升力分布对比,其中各项分布无量纲化参考量均采用初始外形对应的最大值,优化后等效面积分布变化更为缓和,最大横截面积位置后移,尾部升力分布变大,带来尾激波强度大幅减小的效应。

表 1 初始与优化外形气动/声爆特性
Table 1 Aerodynamic/sonic boom feature of the initial and optimized configuration

	升力系数	阻力系数	感觉噪声级/PLdB
初始外形	0.106	0.012 63	90.6
优化外形	0.101	0.012 29	79.8

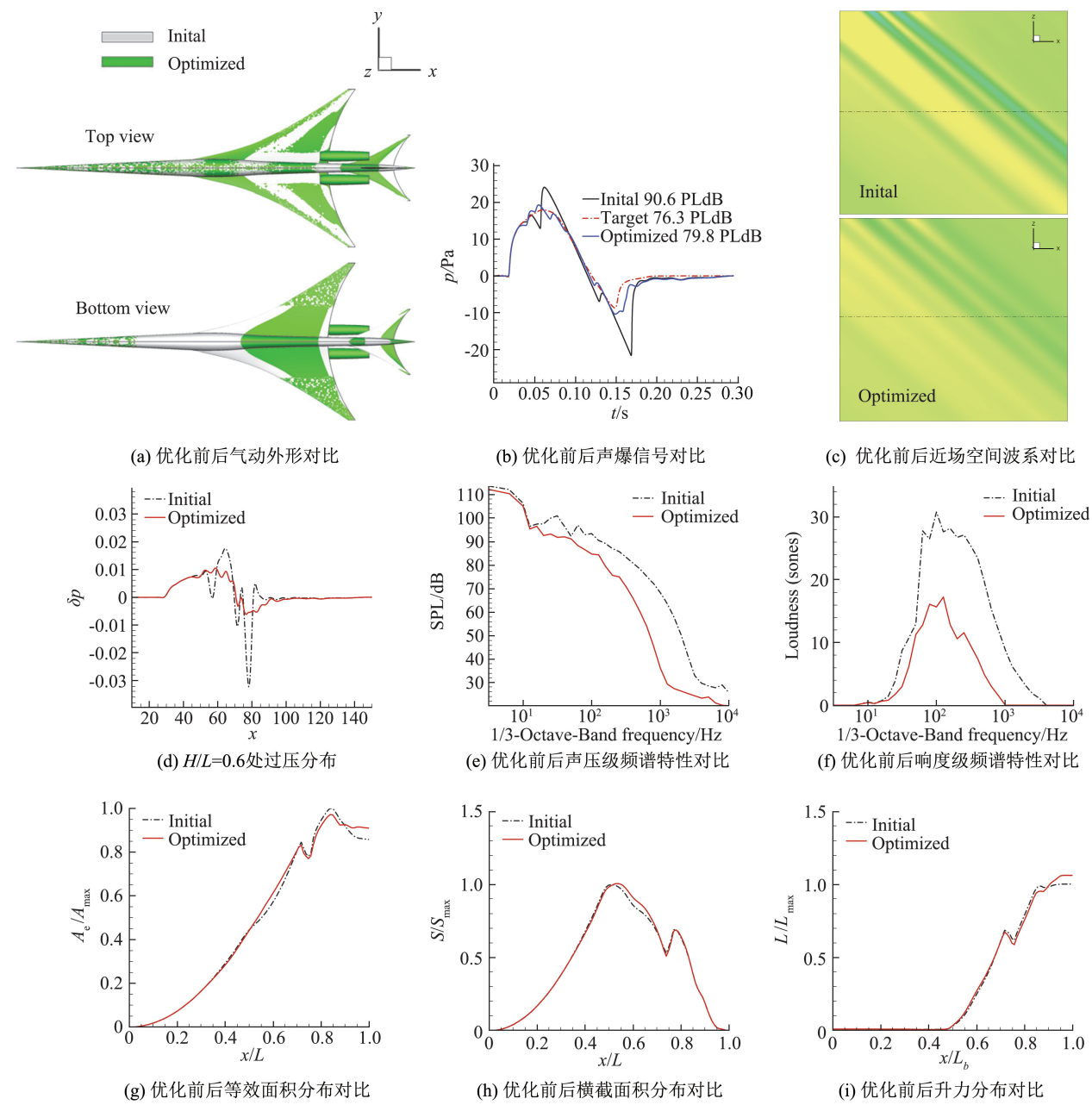


图 17 初始与优化外形初气动/声爆特性比较

Fig.17 Aerodynamic/sonic boom feature of the initial and optimized configuration

5 结 论

本文开展了全机气动/声爆综合优化工作,验证了考虑升阻力特性的综合设计技术的可行性,得到以下结论:

- 1) 连续变后掠机翼外形、弯曲机身轴线、最大横截面后移的面积分布是低声爆气动布局设计的关键。
- 2) 基于流场/声爆耦合伴随优化全机一体化声爆/气动力优化,感觉噪声降低 10.8 PLdB, 达到 79.8 PLdB, 优化效果明显。
- 3) 从优化前后近场、远场过压分布对比上看,尾

部机身形状、平尾扭转的变化对尾部激波具有明显的抑制作用;机身轴线进一步弯曲使第一道激波得到抑制,从而远场声爆强度显著下降。

4) 优化外形呈现多弱波系形态,平行弱波系在传播中得以迅速耗散,减小了声爆强度,在整个频段上响度、声压均得到有效抑制。

5) 综合优化后低声爆外形等效面积分布变化率更为缓和,最大横截面积位置后移,尾部升力分布变大。

文中将升力、阻力进行低权重加权进行,较大程度上是对声爆强度的优化,而低阻、低声爆设计对“面

积分分布”要求存在差异,不同“面积分布”与阻力/声爆之间相互作用机制与影响规律,是非常值得关注的一项研究内容,后续将结合声爆反演及其耦合伴随方程开展详细研究。

参 考 文 献:

- [1] NADARAJAH S, JAMESON A, ALONSO J. Sonic boom reduction using an adjoint method for wing-body configurations in supersonic flow [C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia: 2002.
doi: 10.2514/6.2002-5547
- [2] RALLABHANDI S K. Sonic boom adjoint methodology and its applications[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2011.
doi: 10.2514/6.2011-3497
- [3] MUNGUIA B C, ECONOMON T D, ALONS J J. A discrete adjoint framework for low-boom supersonic aircraft shape optimization[C]//18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Denver, Colorado: 2017.
doi: 10.2514/6.2017-3326
- [4] 张绎典, 黄江涛, 高正红. 基于增广 Burgers 方程的音爆远场计算及应用[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 96-107.
ZHANG Y D, HUANG J T, GAO Z H. Far field simulation and applications of sonic boom based on augmented Burgers equation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 96-107.(in Chinese)
doi: 10.7527/S1000-6893.2018.22039
- [5] ZHANG Y D, HUANG J T, GAO Z H, et al. Inverse design of low boom configurations using proper orthogonal decomposition and augmented Burgers equation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(6): 1380-1389.
doi: 10.1016/j.cja.2019.03.017
- [6] 乔建领, 韩忠华, 丁玉临, 等. 基于广义 Burgers 方程的超声速客机远场声爆高精度预测方法[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 663-674.
QIAO J L, HAN Z H, DING Y L, et al. Sonic boom prediction method for supersonic transports based on augmented Burgers equation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 663-674.(in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0267
- [7] 乔建领, 韩忠华, 宋文萍. 基于代理模型的高效全局低音爆优化设计方法[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 62-75.
QIAO J L, HAN Z H, SONG W P. An efficient surrogate-based global optimization for low sonic boom design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 62-75.(in Chinese)
doi: 10.7527/S1000-6893.2017.21736
- [8] 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.
FENG X Q, LI Z K, SONG B F. A research on inverse design method of a lower sonic boom supersonic aircraft configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1980-1986.(in Chinese)
- [9] 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[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1768-1777.
FENG X Q, SONG B F, LI Z K, et al. Hybrid optimization approach research for low sonic boom supersonic aircraft configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1768-1777.(in Chinese)
doi: 10.7527/S1000-6893.2013.0057
- [10] 王刚, 马博平, 雷知锦, 等. 典型模音爆的数值预测与分析[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 164-176.
WANG G, MA B P, LEI Z J, et al. Simulation and analysis for sonic boom on several benchmark cases[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 164-176.(in Chinese)
doi: 10.7527/S1000-6893.2017.21458
- [11] 王宇航, 徐悦. 史蒂文斯响度在超声速民机低声爆设计中的应用[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 683-689.
WANG Y H, XU Y. Application of Stevens' loudness in low boom design of supersonic civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 683-689.(in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0285
- [12] 郝璇, 苏诚, 刘芳, 等. 超声速飞行器低声爆气动布局优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 327-333.
HAO X, SU C, LIU F, et al. Optimization design research on low sonic boom configuration for supersonic transport[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 327-333.(in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0047
- [13] 冷岩, 钱战森, 刘中臣. 超声速条件下旋成体声爆典型影响因素分析[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 655-662, 689.
LENG Y, QIAN Z S, LIU Z C. Analysis on typical parameters of bodies of revolution affecting the sonic boom [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 655-662, 689.(in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0291
- [14] 朱自强, 兰世隆. 超声速民机和降低音爆研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2507-2528.
ZHU Z Q, LAN S L. Study of supersonic commercial transport and reduction of sonic boom [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2507-2528.(in Chinese)
doi: 10.7527/S1000-6893.2014.0207
- [15] 兰世隆. 超声速民机声爆理论、预测和最小化方法概述[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 646-654, 645.
LAN S L. Overview of sonic boom theory, prediction and minimization methods for supersonic civil aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 646-654, 645.(in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0294
- [16] 黄江涛, 张绎典, 高正红, 等. 基于流场/声爆耦合伴随方程的超声速公务机声爆优化[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 51-61.
HUANG J T, ZHANG Y D, GAO Z H, et al. Sonic boom optimization of supersonic jet based on flow/sonic boom coupled adjoint equations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 51-61.(in Chinese)
- [17] 黄江涛, 高正红, 余婧, 等. 大型民用飞机气动外形典型综合设计方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 52-62.
HUANG J T, GAO Z H, YU J, et al. A typical integrated design method for aerodynamic shape optimization of large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 52-62.(in Chinese)
- [18] RALLABHANDI S. Advanced sonic boom prediction using augmented Burger's equation [C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida: 2011.
doi: 10.2514/6.2011-1278
- [19] STEVENS SS. Perceived level of noise by mark VII and decibels (E)[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1972, 51: 575-601.
doi: 10.1121/1.1912880