



兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化

刘峰博 郝海兵 李典 梁益华

Adjoint-based design optimization considering both aerodynamic and near-field sonic boom

LIU Fengbo, HAO Haibing, LI Dian, LIANG Yihua

引用本文:

刘峰博, 郝海兵, 李典, 等. 兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5): 48–58. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0388

LIU Fengbo, HAO Haibing, LI Dian, et al. Adjoint-based design optimization considering both aerodynamic and near-field sonic boom[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(5): 48–58. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0388

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0388>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

超声速飞行器声爆/气动综合设计技术研究

Investigation of supersonic low sonic boom aerodynamic configuration design

空气动力学学报. 2020, 38(5): 858–865 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0051>

基于广义Burgers方程的超声速客机远场声爆高精度预测方法

Sonic boom prediction method for supersonic transports based on augmented Burgers equation

空气动力学学报. 2019, 37(4): 663–674 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0267>

超声速飞行器低声爆气动布局优化设计研究

Optimization design research on low sonic boom configuration for supersonic transport

空气动力学学报. 2018, 36(2): 327–333 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0047>

史蒂文斯响度在超声速民机低声爆设计中的应用

Application of Stevens' loudness in low-boom design of supersonic civil aircraft

空气动力学学报. 2019, 37(4): 683–689 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0285>

超声速民机声爆理论、预测和最小化方法概述

Overview of sonic boom theory, prediction and minimization methods for supersonic civil aircraft

空气动力学学报. 2019, 37(4): 646–654, 645 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0294>

飞行器气动外形设计方法研究与进展

Aerodynamic shape design methods for aircraft: status and trends

空气动力学学报. 2017, 35(4): 516–528 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0058>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com
网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2023)05-0048-11

兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化

刘峰博*, 郝海兵, 李典, 梁益华

(中国航空工业集团公司 西安航空计算技术研究所 航空气动数值模拟重点实验室, 西安 710065)

摘要:发展气动/声爆伴随优化设计方法对于研制新一代超声速客机具有重大意义。典型的气动/声爆伴随优化设计方法分为两种:近场信号的伴随优化和远场声爆预测耦合伴随设计优化。将最新发展的基于离散伴随理论的近场声爆信号反设计与气动特性优化结合,提出兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化策略。首先,概述了伴随方程梯度求解和提出的基于信号射线方法的近场过压提取及目标过压装配过程,并验证了优化流程中近场信号及地面波形预测的准确性。其次,针对超声速民机标模,开展了低阻优化、近场低声爆反设计、兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化三种策略的对比研究,结果表明兼顾气动和近场声爆特性优化策略的伴随优化在综合提升气动和低声爆特性上表现更优。最后与文献中相同算例的优化结果进行对比分析,进一步证明了该优化策略在超声速民机设计中的应用潜力。

关键词:超声速客机; 计算流体力学; 气动优化; 离散伴随方法; 声爆优化; 反设计

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0388

Adjoint-based design optimization considering both aerodynamic and near-field sonic boom

LIU Fengbo*, HAO Haibing, LI Dian, LIANG Yihua

(Aeronautical Key Laboratory of Computational Fluid Dynamics, Xi'an Aeronautics
Computing Technique Research Institute, AVIC, Xi'an 710068, China)

Abstract: The development of aerodynamic&sonic boom accompanied optimization design method is of great significance to the development of the generation of supersonic passenger aircraft. The typical aerodynamic&sonic boom accompanying optimization design methods are classified as two types: the adjoint inverse design optimization of the near-field signal and the far-field sonic boom prediction coupling adjoint design optimization. Combining the latest development of discrete adjoint method near-field signal inverse design optimization with aerodynamic characteristics optimization, a near-field sonic boom adjoint inverse design strategy that takes into account aerodynamic characteristics is proposed. Firstly, it summarizes the solution of the adjoint equation gradient and the proposed near-field overvoltage extraction and target overvoltage assembly process based on the signal ray method, and verifies the accuracy of the near-field signal and ground waveform prediction during the optimization process. Secondly, for the standard model of supersonic civil aircraft, a comparative study of three optimization strategies was carried out: low drag optimization, near-field low-boom inverse design, and near-field low-boom inverse design with aerodynamic characteristics. The results show that the near-field low-boom inverse design with aerodynamic characteristics strategy performs better in the comprehensive improvement of aerodynamic and low-boom characteristics, and further proves the application potential of the proposed optimization strategy in the design of supersonic civil aircraft.

Keywords: supersonic aircraft; computational fluid dynamics; aerodynamic optimization design; discrete adjoint method; low-boom optimization; inverse design

收稿日期: 2021-11-26; 修订日期: 2022-02-24; 录用日期: 2022-02-24; 网络出版时间: 2022-04-22

基金项目: 航空科学基金(2019ZA031002)

作者简介: 刘峰博*(1992-), 男, 陕西咸阳人, 工程师, 研究方向: 计算流体力学及气动优化设计. E-mail: lfbo0115@outlook.com

引用格式: 刘峰博, 郝海兵, 李典, 等. 兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5): 48-58.

LIU F B, HAO H B, LI D, et al. Adjoint-based design optimization considering both aerodynamic and near-field sonic boom[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(5): 48-58(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0388

0 引言

近些年, 在全球经济飞速发展及人们对飞行效率的极致追求驱动下, 新一代超声速客机的研制又被重新提上日程^[1]。在对小型超声速公务机的市场需求及技术支持的深入探索过程中, 国外的航空公司及研究机构总结提炼出新一代超声速民机的关键技术^[2-3], 其中对气动效率及声爆强度水平的严苛要求, 仍是最大的挑战。

当下基于计算流体力学(CFD)的分析及优化设计技术已大量应用于飞行器的气动外形研发设计, CFD和声学相结合的声爆预测方法也在超声速飞行器低音爆设计方面凸显优势^[4]。其中进行单独低音爆优化设计的国内外研究成果有: Makino等^[5]对低声爆优化鲁棒目标函数的选取研究; Farhat等^[6]基于Whitham理论和梯度算法的低声爆优化设计研究; 国内的郝璇等^[7]采用遗传算法的超声速公务机低声爆布局优化设计研究; 乔建领等^[8]发展的基于代理模型的低声爆优化设计方法研究; Zhang等^[9]采用本征正交分解方法进行声爆的反设计研究。这些研究更多关注的是低声爆特性的提升, 而超声速飞行器设计中追求高气动效率、低声爆的设计特点, 决定其设计过程要向包含多个学科的多目标精细化设计过程演变, 这就促使超声速飞行器气动和声爆综合设计方法, 特别是优化设计方法必须得到改进。目前国内外基于遗传启发式的气动和声爆综合优化设计研究较多, 其典型代表有: Rallabhandi等^[10]将修正线化理论声爆预测方法、速势方程求解器与遗传算法相结合, 对升阻比和声爆特性开展了多目标的综合优化设计; Chung和Alonso^[11]基于代理模型的优化算法对超声速公务机进行了优化设计, 设计目标考虑了气动升力和远场声爆过压值; Chan^[12]运用单纯型法结合遗传算法对超声速飞机进行了低声爆和低阻综合优化设计; Choi等^[13]建立气动力和声爆响应的代理模型, 开展了低阻低声爆的综合优化研究; Kirz^[14]采用基于代理模型的遗传优化驱动CFD流场求解器和远场声爆预测程序, 对JAXA翼身组合体标模开展了减阻和降低低声爆的多目标优化设计; 国内的冯晓强等^[15]形成的低声爆布局混合优化方法, 通过遗传算法优化得到满足气动升力约束下的机体容积和声爆两个目标的pareto解。这些研究成果都有通过不同手段降低启发式优化带来的计算量。而随着当前设计对设计精度和设计变量规模需求的增长, 这种基于遗传启发式的优化在提升效率和设计维度上都难以为继, 特别在工

程型号任务中难以满足设计效率要求, 此时基于伴随理论的梯度优化就显现出绝对优势和潜力。

超声速飞行器气动声爆伴随梯度优化设计是通过梯度数值优化技术得到同时兼备较高气动效率和较低声爆响应的外形。国内外已在气动声爆伴随梯度优化设计方面开展了较多的研究。国外方面有: Nadarajah等^[16]基于结构网格SYN88-MBC软件, 采用气动/近场声爆伴随方法对翼身组合体构型开展了优化研究; Aftosmis等^[17]和Ordaz等^[18]分别基于笛卡尔网格的Cart3D软件进行了近场声爆伴随优化; Munguia等^[19]利用SU2软件, 采用基于线性理论声爆预测方程的耦合伴随开展了低声爆优化设计; Rallabhandi^[20]开发了基于Burgers声爆预测方程的耦合伴随开展地面信号的低声爆优化, 相关成果已集成在FUN3D软件中。国内关于气动声爆伴随优化的研究相对较少, 中国空气动力研究与发展中心的黄江涛等^[21]在自研结构化网格RANS求解器基础上, 开展了流场/声爆耦合伴随方程求解研究, 并成功完成了超声速公务机低声爆优化设计。通过上述研究文献分析可以看出, 在气动声爆伴随优化方面, 研究路径主要分两个方向: 近场声爆信号的伴随反设计方法和远场声爆预测耦合伴随设计方法。

在新一代的超声速客机设计中, 严苛的设计指标使得气动特性与声爆特性的矛盾更加难以平衡, 而近场声爆信号伴随反设计凭借直接、高效、与气动外形(气动特性)紧密耦合的特点, 在设计过程中的优势愈发明显。因此, 开展近场信号伴随反设计与气动特性相结合的综合优化设计及应用研究具有一定的价值及参考意义。本文利用自研并行非结构网格流场求解及伴随求解软件(WiseCFD-UG), 发展了近场声爆信号伴随反设计方法, 提出了一种基于离散伴随方法的气动特性优化和近场声爆反设计结合的设计策略。采用典型超声速标模, 分别开展低阻、近场低声爆反设计及兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化, 通过优化方案对比, 展示了该设计策略在超声速飞行器气动/声爆优化设计方面的应用潜力。

1 近场声爆伴随反设计方法

1.1 离散伴随方程和敏感性导数求解

对于近场声爆信号反设计问题, 若采用数值优化的思想, 可将反设计过程转换为求解如下目标函数最小化的过程:

$$f = \frac{1}{2} \sum_{\phi} \left[W_s \int (p - p^*)^2 dS_{\phi} \right] \quad (1)$$

式中: p_∞ 为来流静压, ϕ 为近场过压信号所在位置, p 为近场过压, p^* 为近场目标过压信号值, W_s 为权重系数。

对于上述最小化问题,若采用梯度算法进行求解寻优,用高效的伴随方法来进行梯度求解会更加高效。关于上述目标有如下关系: $f(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X})$, 其中 \mathbf{D} 为设计变量、 \mathbf{Q} 为流动变量、 \mathbf{X} 为计算网格。在定常流动计算收敛的条件下,空间离散残值 $\mathbf{R}(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}) = \mathbf{0}$ 。同时考虑线弹性体网格变形方程 $\mathbf{G}(\mathbf{D}, \mathbf{X}) = \mathbf{0}$ 。将其引入如下拉格朗日函数:

$$L(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}, \Lambda_f, \Lambda_g) = f(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}) + \Lambda_f^T \mathbf{R}(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}) + \Lambda_g^T \mathbf{G}(\mathbf{D}, \mathbf{X}) \quad (2)$$

式中: f 为优化目标函数,可为气动力系数及其组合、近场声爆目标信号等; Λ_f 和 Λ_g 均为拉格朗日算子。将上式拉格朗日函数对设计标量变分整理有:

$$\frac{dL}{d\mathbf{D}} = \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{D}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{D}} + \Lambda_g^T \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{D}} \right) + \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{Q}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right) \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{D}} + \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} + \Lambda_g^T \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right) \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{D}} \quad (3)$$

由于 Λ_f 和 Λ_g 可取任意值,为避免 $\partial \mathbf{Q} / \partial \mathbf{D}$ 和 $\partial \mathbf{X} / \partial \mathbf{D}$ 带来的海量计算,可令:

$$\begin{cases} \frac{\partial f}{\partial \mathbf{Q}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} = 0 \\ \frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} + \Lambda_g^T \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

方程组(4)的两式分别称为离散流场伴随方程和离散网格伴随方程,其求解过程与设计变量个数无关。其中,流场伴随方法的右端项的构造及推导是伴随方程求解的核心,涉及对流项、人工黏性项、黏性项,以及边界和限制器的处理。本文采用的伴随求解器,右端项具体推导过程与文献[22]采用方法基本一致。上述方程采用隐式时间推进并行求解,离散所得线性方程组采用 GMRES 方法求解。求得 Λ_f 和 Λ_g 之后,代入式(5)便可得到目标函数对设计变量的导数:

$$\frac{dL}{d\mathbf{D}} = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{D}} + \Lambda_f^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{D}} + \Lambda_g^T \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{D}} \quad (5)$$

可见,采用伴随方法求敏感度,在流场求解基础上还需求解一次流场伴随方程,其计算量与流场求解相当。对于近场声爆伴随反设计问题,程序需要自动完成近场过压提取和目标过压装配,从而构成相应的目标函数,并完成敏感性导数求解。

1.2 近场过压提取及目标过压装配方法

近场声爆伴随反设计与物面压力分布伴随反设

计^[23]的思路及途径基本是一致的,相比于物面压力分布伴随反设计方法,近场声爆伴随反设计的难点在于:如何解决优化过程中,因物面网格变形引起的空间网格单元变形及移动给近场过压信号的自动提取及装配带来的困难。这点在混合网格中表现得更加明显。为此采用定义信号射线的方法,进行相应的信号提取及装配。具体实现过程如下:

1) 根据设计问题,首先由设计位置坐标 $(x_{\min}, x_{\max}, y, z)$ 生成由 n 个均匀点组成的信号射线,如图1中蓝色实线所示。

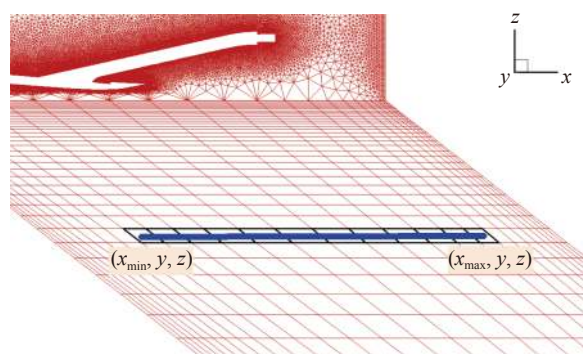


图1 近场过压信号提取及装配示意图

Fig. 1 Sketch of near-field pressure signal extraction and assembly

2) 将信号射线点在网格中进行遍历,找到包含信号点的网格单元,并标注网格单元类型及单元号作为贡献单元,如图1中黑色网格单元。

3) 将贡献单元节点信息(压强)向信号射线点上插值,从而实现近场过压的提取。

4) 将提供的目标信号按信号射线坐标进行插值,得到与信号射线的 n 个点 x 坐标相对应的信号值,实现近场目标过压的装配。

对提取的近场过压和装配的目标过压求均方根,从而得到反设计目标函数。

1.3 兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化流程

根据自研非结构流场解算器(WiseCFD-UG.Flow)及离散伴随解算器(WiseCFD-UG.Adjoint),建立了兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化流程。其中流场解算器采用基于格点的二阶有限体积法数值求解雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程和 SA 湍流模型方程,实现工程复杂湍流模拟。空间离散基于包含四面体、六面体、三棱柱、金字塔等单元类型的混合网格,以适应复杂外形的数值模拟能力需求。无黏通量离散采用 Roe 格式,并采用非结构重构来实现二阶精度,黏性通量离散采用中心格式,梯度计算采用 Green-Gauss 方法。为更好地捕捉近场声爆过压信号

(特别是对声爆特性影响较大的激波区域), 上述离散格式与 Venkatakrisnan 限制器搭配使用求解。本文的流场求解器和离散伴随解算器也已广泛应用于相关优化设计研究^[23]。

将近场声爆信号以反设计目标或约束方式引入离散伴随气动优化设计中, 可以实现近场声爆与气动特性的综合优化。图 2 为兼顾气动和近场声爆特性

的伴随优化流程, 整个流程由优化算法、几何参数化、网格变形、流场求解、伴随求解、压力信号提取及装配等模块组成。采用气动优化设计与近场声爆信号反设计相结合的设计思路, 将学科目标通过权重进行兼顾, 达到一种权衡综合设计的目的, 从而实现具有较高效率和精度的超声速民机气动/声爆综合优化设计。

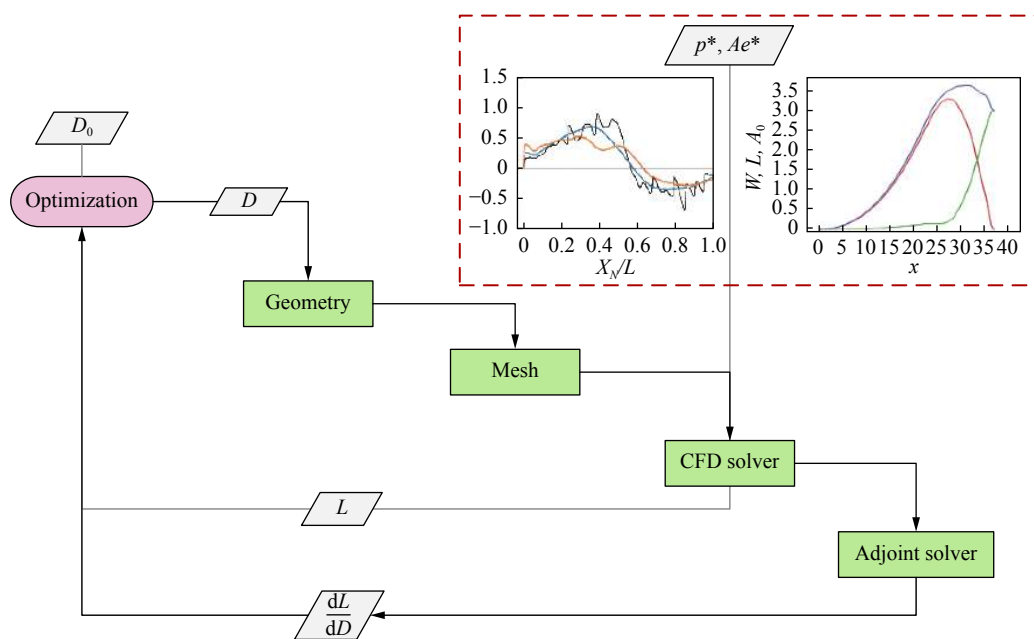


图 2 兼顾气动和近场声爆特性的伴随反设计流程

Fig. 2 Flow chart of aerodynamic optimization design with pressure distribution constraints

离散伴随解算器对于气动设计目标梯度的求解精度已在文献^[24]中得到充分验证。而对于近场声爆的目标函数伴随梯度求解精度验证, 通过求解旋成体构型的 15 个设计变量(可改变圆柱直径)对近场过压反设计目标函数(如式(1), 其中 $p^* = 0$)的梯度来实现。图 3 给出了伴随梯度求解结果与差分步长为 0.001 的有限差分对比结果。

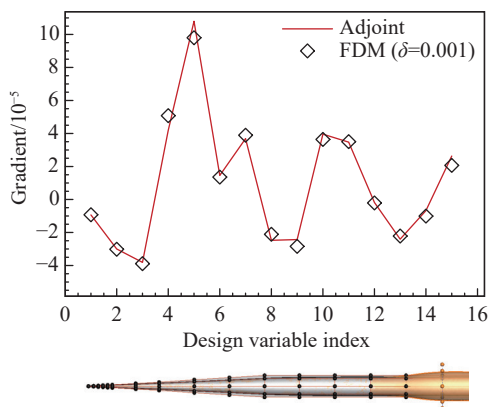


图 3 设计变量伴随梯度法与差分法的近场过压信号对比

Fig. 3 Comparison of gradient of near-field pressure signal on design variables with differential method

2 近场信号及地面波形计算验证

LM1021 模型是美国 Lockheed-Martin 公司设计的超声速民机标模, 也是第一届声爆预测研讨模型, 具有详细的风洞试验数据可供参考对比^[25]。因此, 本节采用 LM1021 全机构型, 对其近场过压分布进行计算, 并使用基于波形参数法的地面波形预测工具将近场信号传播至远场, 得到地面波形。分别将计算结果与风洞试验值进行对比, 对优化流程中采用的声爆信号预测工具精度进行验证。

2.1 近场信号计算验证

模型采用混合网格进行数值计算, 半模网格单元规模为 1100 万, 计算状态为: 马赫数 1.6、迎角 2.3° (计算网格中已按前缘点旋转, CFD 计算迎角为 0°)、 $Re = 8.40 \times 10^6$ 。图 4 为模型水平轴下方 $H/L = 1.42$ 处、周向角 0° 和 50° 下的近场信号 CFD 计算结果与试验值的对比, 可以看出 CFD 计算结果与试验值吻合较好, 说明近场过压信号计算精度满足后续优化设计要求。

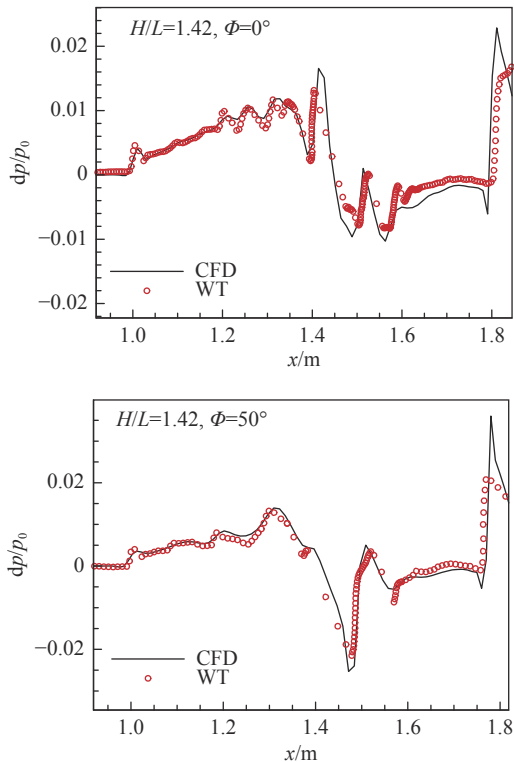


图4 LM1021构型近场过压信号CFD计算与试验对比

Fig. 4 Comparison between LM1021 configuration near-field pressure CFD results and test data

2.2 地面波形预测验证

本文地面波形预测及声压级评估作为优化结果的评估工具,对优化结果的性能评估具有直接影响。为此将上述 $H/L = 1.42$ 、 $\Phi = 0^\circ$ 处的 LM1021 构型近场过压信号转换到全机尺寸下并作为输入,通过采用基于波形参数法^[26]的远场传播工具,计算得到地面过压分布,将计算结果与 SBPW-1 提交的 RANS 计算结果数据(S01 为 FUN3D+Sboom^[27]、S06 为 USM3D + Sboom)进行对比,对比结果如图 5 所示。可以看到本文预测计算与组委会提交的 S06 地面波形在波形结构、最大过压及持续时间上吻合较好。在通过

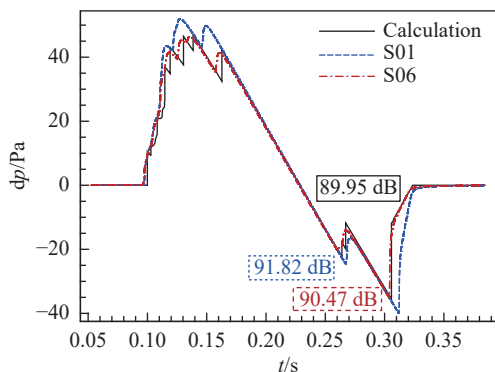


图5 LM1021构型地面过压信号CFD计算与试验对比

Fig. 5 Comparison between LM1021 configuration ground pressure signatures CFD results and test data

PL(Steven's Mk VII perceived level)^[28]对地面过压信号进行声压级评估时,考虑到时间采样率的影响,对波形进行线性插值,确保时间采样率不低于 100 KHz,再对得到的波形进行分析,所得计算结果为 89.95 dB,与组委会提交结果差别不大。至此可以判断,采用地面波形预测及声压级评估工具满足优化结果的评估精度。后文中对优化结果的分析会更加关注优化前后声压级差量的变化。

3 典型超声速标模优化

本节选取典型超声速标模 JWB(JAXA wing body)构型^[29]作为优化构型开展研究,此模型为美国航空航天学会组织的第二届声爆预测研讨会发布的模型,具有一定的研究价值。

本节选取非结构混合网格;半模网格节点规模为 1500 万量级;网格拓扑为模型附近包含圆柱区域,圆柱区域以外按照马赫角进行 x 方向拉伸,形成马赫锥构型。图 6 为计算网格示意图。

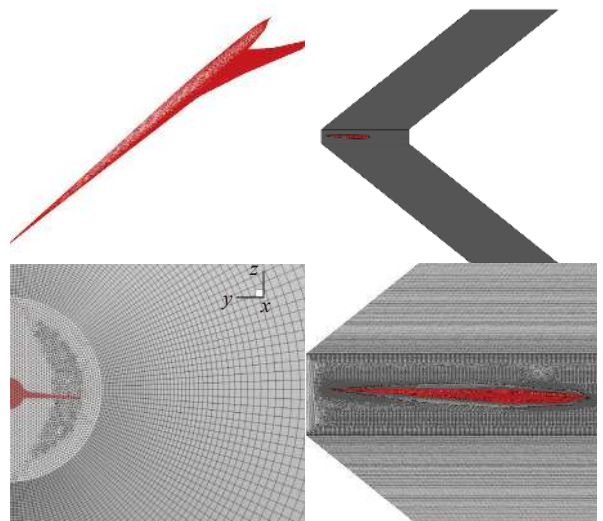


图6 JWB构型网格示意图

Fig. 6 Sketch of mesh grids of JWB configuration

采用三维基于 NUBERS 基函数的 FFD 参数化方法^[30]对 JWB 构型进行控制,FFD 控制框如图 7 所示。通过 4 个不同站位下的 FFD 控制点对其机翼进行变形控制;除翼根外的 3 个 FFD 截面分别定义 3 个扭转角变量、3 个后掠角变量、3 个上反角变量,并以 4 个 FFD 截面上的 32 个黄色控制点作为翼型控制设计变量,共计 42 个设计变量。此外考虑优化结果的合理性,沿控制截面定义前缘、后缘及最大厚度约束,共计 12 个。

3.1 JWB 模型低阻优化

首先针对 JWB 模型开展仅考虑气动特性的低阻

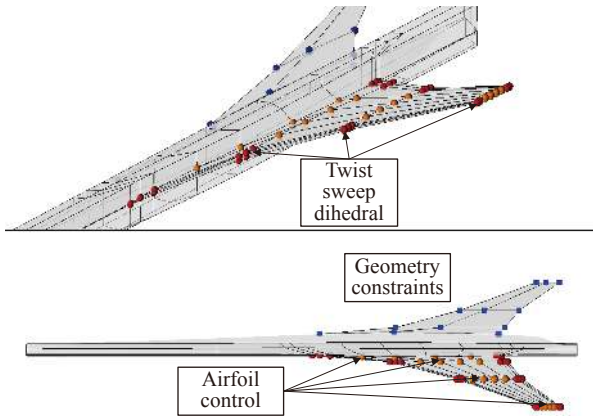


图 7 JWB 构型 FFD 参数化示意图

Fig. 7 Sketch of FFD parameterization of JWB configuration

优化, 主要目的是探究该模型优化的减阻潜力, 以及低阻构型对声爆特性的影响等。其中优化目标为 $Ma = 1.6$ 、 $Re = 5\,700\,000$ 状态下全机的阻力系数, 优化过程中保持升力约束及设置的厚度约束。对应优化问题的数学模型如下:

$$\begin{cases} \min f = C_D \\ \text{s.t.} \begin{cases} C_L = 0.0728 \\ T_i \geq T_{i,\text{initial}} \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

图 8 给出了低阻优化前后的外形及近场、远场声爆信号对比。通过对比可以看出, 优化后机翼的后掠角增大; 内翼翼型弯度增大, 外翼翼型弯度减小, 有

向对称翼型发展的趋势; 机翼的展向升力分布向内翼转移, 接近椭圆分布。分别截取近场压强信号 ($H/L = 0.85$ 和 $H/L = 2.55$) 进行对比, 可以看出低阻优化后在 75 m 和 160 m 处的激波明显增强, 当这样的近场信号传播至地面时, 使得地面过压信号的尾激波明显增强。

表 1 给出了 JWB 构型低阻优化前后的性能参数对比。优化之后, 升力系数值保持不变, 阻力减小约 6.26% (7.4 counts, 阻力单元); 地面声爆强度采用 PL (Steven's Mk VII perceived level) 进行衡量, 低阻优化后声爆强度增加了 3.69% (3.32 PLdB)。虽然气动特性取得了不错的收益, 特别是阻力系数, 但优化构型的声爆强度明显增强, 对于超声速客机的设计, 这显然是不能接受的。

表 1 JWB 构型低阻优化前后性能参数对比

Table 1 Comparison of parameters between baseline and low drag optimal JWB configuration

	C_L	C_D	PLdB
Baseline	0.0728	0.011863	89.89
Low drag	0.0728	0.011120	93.21
Difference	0	-6.26%	3.69%

3.2 JWB 模型低声爆近场反设计

上一小节仅考虑气动特性的低阻优化, 造成近场过压信号激波强度增强, 地面声压级明显提升。本小节开展 JWB 模型的低声爆近场反设计, 探究近场声

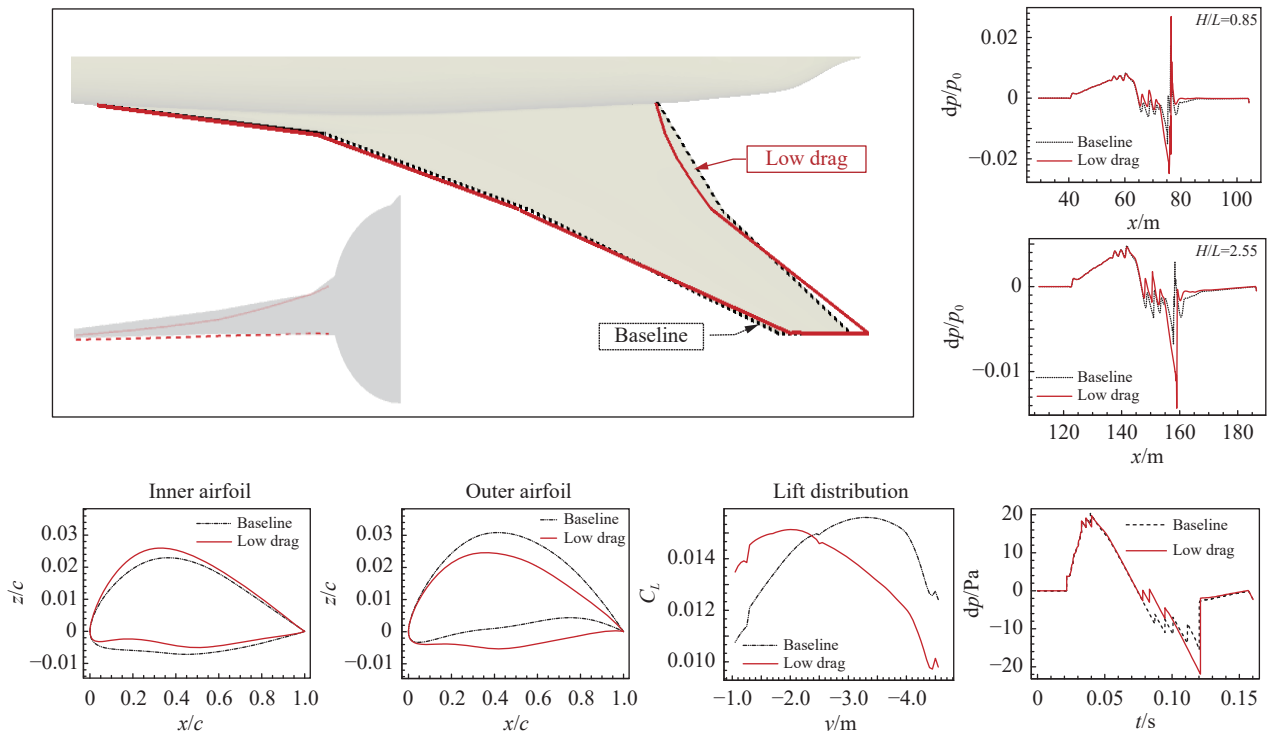


图 8 JWB 构型低阻优化前后结果对比

Fig. 8 Comparison of low drag optimization results between baseline and optimal JWB configurations

爆反设计方法对该模型的降爆潜力。优化设计变量定义、升力约束及厚度约束与3.1节保持一致。优化目标为近场过压信号与近场目标过压信号之差的平方和。相应优化问题的数学模型为：

$$\begin{cases} \min f = \sum_{i=1}^2 \omega_i \left(\frac{p}{p_0} \Big|_i - \frac{p}{p_0} \Big|_i^* \right)^2 \\ \text{s.t.} \begin{cases} C_L = 0.0728 \\ T_i \geq T_{i,\text{initial}} \end{cases} \end{cases} \quad (7)$$

式中, ω_i 为权重系数, 本文取1.0; $\frac{p}{p_0} \Big|_i^*$ 为近场目标过压信号。

对于近场目标过压信号的提出, 文献[31, 32, 33]

中已有详细而深入的研究, 本文参考文献[17]采用光滑和抑制激波的试凑方法处理近场目标过压信号。图9为给出的近场目标过压信号示意图, 文中选取周向角 $\Phi = 0^\circ$ 的两个站位处 ($H/L = 0.85$ 和 $H/L = 2.55$) 的近场过压信号作为反设计目标。由于优化时未在机身部件处设置设计变量, 构型的变化主要集中在模型中后段(机翼部件), 所以可以看到给出的近场目标过压主要是对信号的中后段进行了修型处理。通过弱化该段激波来降低“N”型波尾激波的强度, 从而起到降爆的效果。对提出的近场目标过压信号, 采用声爆传播工具得到地面过压信号, 分析得出目标信号对应的地面声压级为84.58 PLdB。

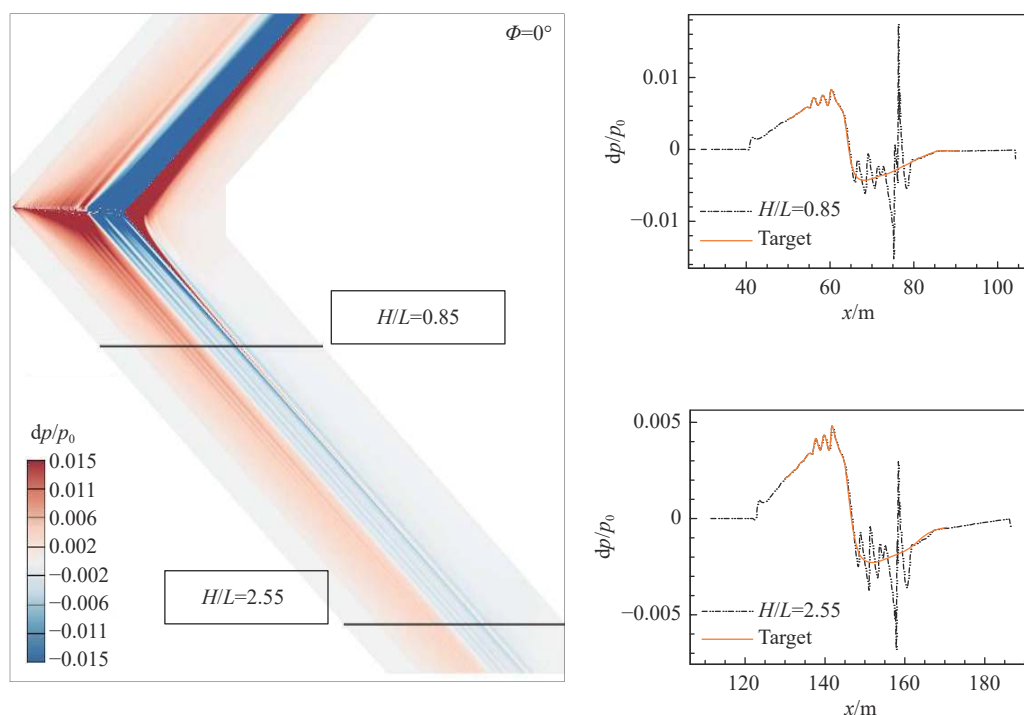


图9 近场目标过压信号示意图

Fig. 9 Sketch of near-field pressure target signal

图10为低声爆反设计前后的结果对比。优化后机翼后掠角与原始构型相比变化不大; 机翼的内翼翼型弯度减小, 外翼翼型弯度变大; 展向升力分布在翼根处变化不大, 主要表现为外翼向机翼中段小幅转移。对比 $H/L = 0.85$ 和 $H/L = 2.55$ 处的近场过压信号, 优化后近场信号的激波强度明显减弱, 特别是在75 m和160 m处尤为明显, 说明优化是往设定的目标信号发展。对比地面过压信号可以看出, 前后过压上升段与初始构型相比变化不大。这与构型前半部分不参与设计, 且机翼的平面形状变化较小有关。变化主要集中在90~100 ms区间。

表2给出了JWB构型低声爆反设计前后的性能

参数对比。低声爆反设计后升力系数略有减小, 阻力系数增加0.16%(0.2 counts); 优化构型的气动特性出现恶化, 声爆强度减小1.30%(1.17 dB), 声爆降低获得较大收益。

3.3 JWB模型兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化

3.1节与3.2节分别研究了低阻优化和低声爆反设计这种单学科目标在JWB构型气动及声爆特性优化方面的潜力及影响。这两种单学科目标的设定对提升气动特性和降低声爆均有较大的潜力及优势, 但同时带来其他性能恶化的影响也是非常明显的。新一代超声速客机在气动及声爆性能上均有严苛的设计要求, 这种仅考虑单学科目标来提升设计性能的方法

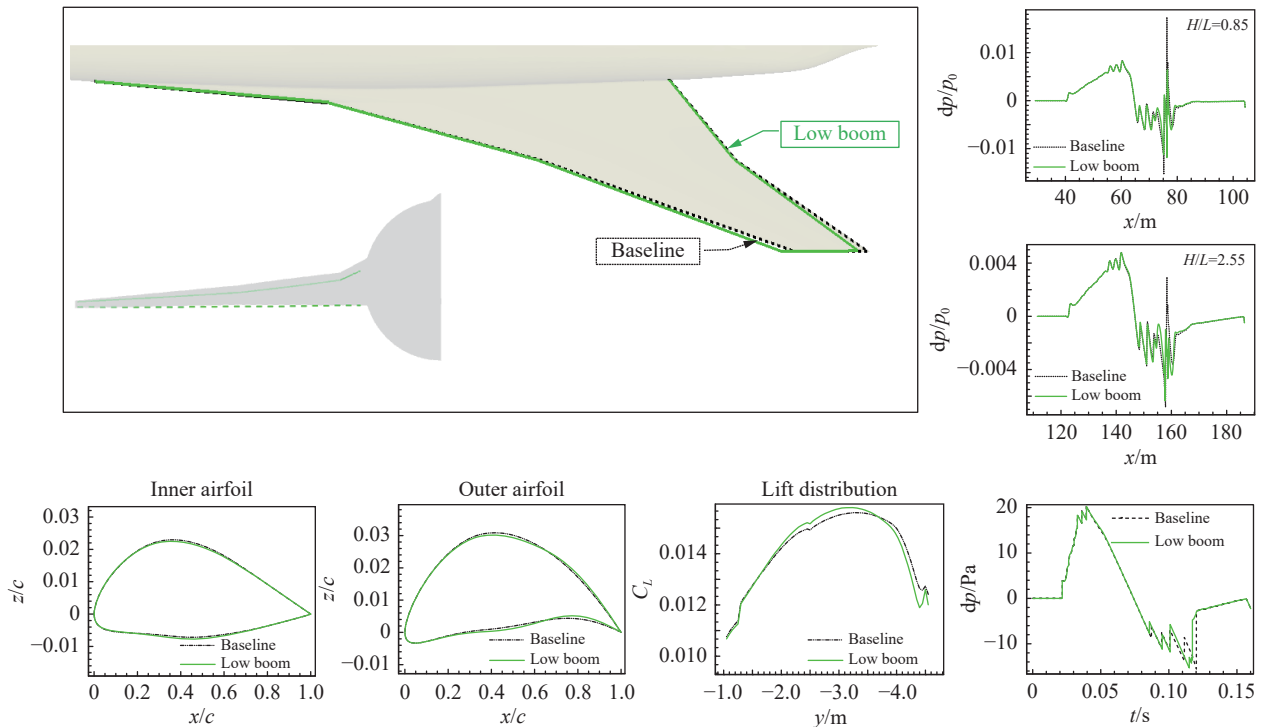


图 10 JWB 模型低声爆近场反设计前后结果对比

Fig. 10 Comparison of low sonic boom optimization results between baseline and optimal JWB configuration

表 2 JWB 构型低声爆反设计前后性能参数对比

Table 2 Comparison of parameters between baseline and low sonic boom optimal JWB configuration

	C_L	C_D	PLdB
Baseline	0.0728	0.011863	89.89
Low boom	0.0726	0.011882	88.72
Difference	-0.27%	0.16%	-1.30%

法和策略，显然是不能达到设计需求的。为此，本小节考虑两个学科目标，开展兼顾气动和声爆特性的伴随优化研究，探索这种多学科目标的权衡综合优化策略对 JWB 构型优化设计性能的影响。为了能与上述两种优化策略进行对比，优化设计变量定义、升力约束及厚度约束与之前保持一致。相应优化问题的数学模型为：

$$\begin{cases} \min f = C_D + \sum_{i=1}^2 \omega_i \left(\frac{p}{p_0} \Big|_i - \frac{p}{p_0} \Big|_i^* \right)^2 \\ \text{s.t.} \begin{cases} C_L = 0.0728 \\ T_i \geq T_{i,\text{initial}} \end{cases} \end{cases} \quad (8)$$

近场目标过压信号与 3.2 节保持一致。由于采用离散伴随梯度优化方法，所以两个优化目标采用线性加权，升力和厚度作为独立约束处理。

图 11 为权衡综合优化(兼顾气动和近场低声爆特性的伴随优化)前后的结果对比。优化构型机翼后掠角增大，机翼内翼翼型弯度增大，外翼翼型弯度减

小，这与低阻优化构型表现出的几何特征趋势一致；展向升力分布同样向内翼转移，但转移幅度不及低阻优化构型。对比 $H/L = 0.85$ 和 $H/L = 2.55$ 处的近场过压信号，激波强度降低，但降低程度不及低声爆反设计构型。对比地面过压信号分布可以看出，翼根几何的变化引起过压恢复区产生变化，过压变化主要集中在 $80 \sim 100 \text{ ms}$ 区间。表 3 为 JWB 构型权衡综合优化前后的性能参数对比，优化构型的气动升力系数保持不变，阻力系数减小约 1.31%(1.6 counts)，而地面声爆强度降低约 0.87%(0.78 dB)。气动特性和降爆均取得了不错的收益。

3.4 优化结果分析

本文为了验证兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化策略的优势及效果，同时为了具有可对比性，与文献 [14] 中选取的优化构型、优化部件及设计变量设置均保持一致。文献 [14] 中采用基于代理模型的全局优化方法开展综合优化设计研究，其中，几何参数化采用 B 样条方法，近场过压求解采用 TAU 软件基于欧拉方程计算，远场声爆预测采用基于线性理论的 TRAPS 计算程序，声压级评估采用 PLdB 方法。采用 80 个拉丁超立方采样并建立 Kriging 代理模型优化后，获得无黏阻力降低 6% 和声压级降低 0.55 PLdB 的收益。优化构型的几何外形变化及声压级降低量与本文优化设计结果基本一致，但本文的优化效率明

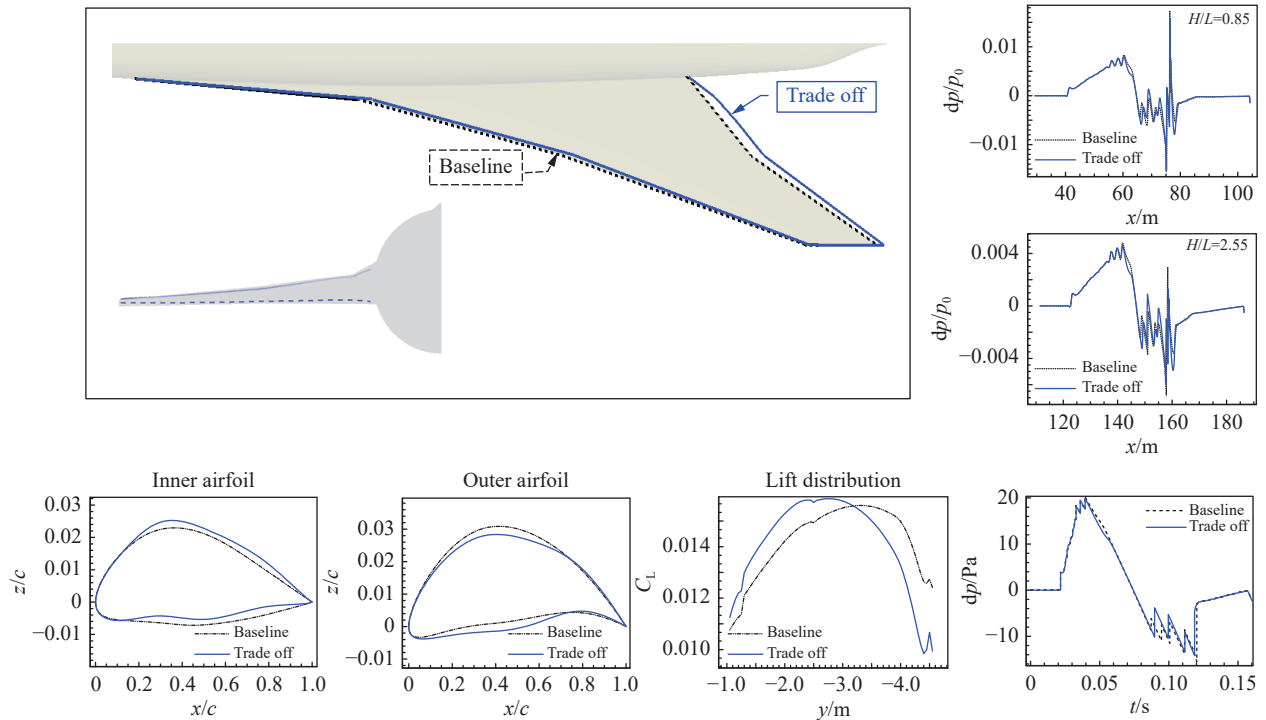


图 11 JWB 模型权衡综合优化前后结果对比

Fig. 11 Comparison of trade off optimization results between baseline and optimal JWB configurations

表 3 JWB 构型权衡综合优化前后性能参数对比

Table 3 Comparison of parameters between baseline and trade off optimal JWB configuration

	C_L	C_D	PLdB
Baseline	0.0728	0.011863	89.89
Trade off	0.0728	0.011708	89.11
Difference	0	-1.31%	-0.87%

显占优。

文献 [14] 的优化结果中及本文低声爆近场反设计和综合优化结果中的声爆抑制效果不太明显。分析其原因为: 声爆的产生是从飞机头部到尾部的整体波系的作用结果, 而本文与文献 [14] 仅对飞机机翼部件进行优化设计, 并未考虑对声爆影响较大的飞机头部、机身、尾部等部件的优化设计, 从而影响声爆抑制效果。在此基础上后续将会开展包含上述部件的全机整体设计。

4 结论

本文将最新发展的离散伴随方法近场信号反设计与气动特性优化结合, 提出了兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化策略; 并在超声速民机标模上开展了低阻优化、近场低声爆反设计、兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化三种优化策略的对比研究。获得以

下成果:

1) 采用定义信号射线的方法, 解决了在混合网格近场声爆信号伴随反设计中, 近场过压自动提取和目标过压装配的难题。

2) 针对 JWB 模型, 开展 3 种优化策略的对比研究: 在仅考虑气动特性的低阻优化中, 结果表明低阻优化可以获得 6.26% 的减阻收益, 但声爆特性变差; 在仅考虑近场低声爆反设计中, 在损失气动特性的前提下, 使得地面声爆声压级降低 1.30%; 在兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化中, 取得了气动和低声爆的双重收益, 使得优化构型减阻 1.31%、地面声爆声压级降低 0.87%。

3) 文中构建的兼顾气动和近场声爆特性的伴随优化策略, 与参考文献 [14] 采用的代理模型优化策略, 针对相同算例优化的结果趋势基本一致。这表明本文策略在新一代超声速民机设计中具有较强的应用前景。

本文的重点是探索兼顾气动和近场声爆特性的伴随反设计策略的适用性, 为后续研究奠定基础。虽然文中采用基于波形参数法的声爆预测方法可以得到相应的优化增量, 但在精度方面仍有欠缺, 特别是对上升时间的捕捉。因此, 下一步拟采用结合非线性 Burgers 方程的高精度声爆预测方法, 开展更加精细化的设计研究。另外, 本文直接对近场过压进行优

化,可操作性和难度较大,为了更好地适应超声速客机优化设计需求,下一步需开展兼顾气动特性的声爆全耦合伴随优化设计方法。

参 考 文 献:

- [1] 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
- [2] CHUDOBA B, COLEMAN G, ROBERTS K, et al. What price supersonic speed? -A design anatomy of supersonic transportation - part I[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2007: 851.
doi: 10.2514/6.2007-851
- [3] COWART R A, GRINDLE T. An overview of Gulfstream/NASA Quiet Spike™ flight test program: AIAA-2008-0123[R]. Reston, VA: AIAA, 2008.
- [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] MAKINO Y, KROO I. Robust objective functions for sonic-boom minimization[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(5): 1301-1306.
doi: 10.2514/1.19442
- [6] FARHAT C, MAUTE K, ARGROW B, et al. Shape optimization methodology for reducing the sonic boom initial pressure rise[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(5): 1007-1018.
doi: 10.2514/1.27607
- [7] 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/kqdlxb-2016.0047
- [8] 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
- [9] 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
- [10] RALLABHANDI S K, MAVRIS D N. Sonic boom minimization using inverse design and probabilistic acoustic propagation[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1815-1828.
doi: 10.2514/1.20457
- [11] CHUNG H S, ALONSO J. Design of a low-boom supersonic business jet using cokriging approximation models[C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 5598.
doi: 10.2514/6.2002-5598
- [12] CHAN M K. Supersonic aircraft optimization for minimizing drag and sonic boom[D]. Palo Alto: Stanford University, 2003.
- [13] CHOI S, ALONSO J, KROO I, et al. Multi-fidelity design optimization of low-boom supersonic business jets[C]//10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York. Reston, Virginia: AIAA, 2004: 4371.
doi: 10.2514/6.2004-4371
- [14] KIRZ J. Surrogate based shape optimization of a low boom fuselage wing configuration[C]//Proc of the AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2019: 3489.
doi: 10.2514/6.2019-3489
- [15] 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
- [16] NADARAJAH S K, JAMESON A, ALONSO J 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. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 5547.
doi: 10.2514/6.2002-5547
- [17] AFTOSMIS M J, NEMEC M, CLIFF S E. Adjoint-based low-boom design with Cart3D[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 3500.
doi: 10.2514/6.2011-3500
- [18] ORDAZ I, GEISELHART K A, FENBERT J W. Conceptual design of low-boom aircraft with flight trim requirement[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(3): 932-939.
doi: 10.2514/1.C033160
- [19] MUNGUÍA B C, ECONOMON T D, ALONSO J J. A discrete adjoint framework for low-boom supersonic aircraft shape optimization[C]//18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Denver, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 3326.
doi: 10.2514/6.2017-3326
- [20] RALLABHANDI S K. Sonic boom adjoint methodology and its applications[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 3497.
doi: 10.2514/6.2011-3497
- [21] 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): 46-56.
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): 46-56 (in Chinese).
doi: 10.7527/S1000-6893.2018.22505
- [22] NIELSEN E J, LU J, PARK M A, et al. An implicit, exact dual adjoint solution method for turbulent flows on unstructured grids[J]. *Computers & Fluids*, 2004, 33(9): 1131-1155.
doi: 10.1016/j.compfluid.2003.09.005
- [23] 刘峰博, 蒋城, 马涂亮, 等. 伴随压力分布反设计方法在大型客机气动优化中的初步探索[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 144-159.
LIU F B, JIANG C, MA T L, et al. Aerodynamic optimization design of large civil aircraft using pressure distribution inverse design method based on discrete adjoint[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*,

- 2020, 41 (5): 144–159 (in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2019.23372](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2019.23372)
- [24] 刘峰博, 郝海兵, 李典, 等. 离散伴随方法在气动优化设计中的应用[J]. *航空计算技术*, 2017, 47 (2): 33–36,40.
LIU F B, HAO H B, LI D, et al. Application of discrete adjoint method in aerodynamic shape optimization design[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2017, 47 (2): 33–36,40 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1671-654X.2017.02.009](https://doi.org/10.3969/j.issn.1671-654X.2017.02.009)
- [25] 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. Reston, Virginia: AIAA, 2014: 2138.
doi: [10.2514/6.2014-2138](https://doi.org/10.2514/6.2014-2138)
- [26] THOMAS C L. Extrapolation of sonic boom pressure signatures by the waveform parameter method: NASA TND-6832[R]. Washington, D. C. : NASA, 1972.
- [27] RALLABHANDI S K. Advanced sonic boom prediction using the augmented Burgers equation[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48 (4): 1245–1253.
doi: [10.2514/1.C031248](https://doi.org/10.2514/1.C031248)
- [28] STEVENS S S. Perceived level of noise by mark VII and decibels (E)[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1972, 51 (2B): 575–601.
doi: [10.1121/1.1912880](https://doi.org/10.1121/1.1912880)
- [29] UENO A, KANAMORI M, MAKINO Y. Multi-fidelity low-boom design based on near-field pressure signature[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 2033.
doi: [10.2514/6.2016-2033](https://doi.org/10.2514/6.2016-2033)
- [30] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. *ACM SIGGRAPH Computer Graphics*, 1986, 20 (4): 151–160.
doi: [10.1145/15886.15903](https://doi.org/10.1145/15886.15903)
- [31] WINTZER M, KROO I. Optimization and adjoint-based CFD for the conceptual design of low sonic boom aircraft[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee. Reston, Virginia: AIAA, 2012: 963.
doi: [10.2514/6.2012-963](https://doi.org/10.2514/6.2012-963)
- [32] RALLABHANDI S K. Application of adjoint methodology in various aspects of sonic boom design[C]//32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2014: 2271.
doi: [10.2514/6.2014-2271](https://doi.org/10.2514/6.2014-2271)
- [33] LI W, RALLABHANDI S. Inverse design of low-boom supersonic concepts using reversed equivalent-area targets[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51 (1): 29–36.
doi: [10.2514/1.C031551](https://doi.org/10.2514/1.C031551)

(本文责编: 周奇杰)