

# 考虑声爆特性的超声速客机气动优化设计

刘少伟, 白俊强, 余培汛, 陈保, 周伯霄

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:**提高巡航气动效率和降低声爆强度是超声速客机设计的关键。首先建立了基于RANS方程的近场CFD预测和基于波形参数法的远场预测相结合的高精度声爆评估方法,然后采用有限差分法求解声爆目标对设计变量的梯度,与由离散伴随方程法求解的气动目标函数的梯度进行组装,作为权重目标值的梯度,并耦合自由型面变形参数化技术、基于逆距离权重插值算法的网格变形技术和序列二次规划算法,搭建了考虑声爆特性的气动优化系统。对超声速公务机翼身组合体构型先后进行了考虑声爆的机头偏转气动优化设计和机翼精细化气动减阻优化设计,优化目标分别为声爆值和阻力系数的权重之和、超声速巡航点阻力系数。结果表明,优化后机头下偏削弱了头部向下传播的激波强度,从而减小了远场声爆最大过压值;机翼精细化设计后阻力减幅达9.5%,载荷内移,外翼段压差阻力减小,同时压力分布形态表现出逆压梯度减弱、压力恢复更加平缓的特征。气动声爆综合特性明显优于初始构型,验证了优化系统的有效性。

**关键词:**离散伴随方法;超声速客机;气动优化设计;声爆;波形参数法

中图分类号:V211

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2020)02-0271-08

随着全球经济迅猛发展,高亚声速民机已难以满足人们对快捷高效跨洋飞行的需求。在洲际飞行中,超声速客机相对于亚声速飞机能够节省约一半的时间<sup>[1]</sup>,因而受到研究机构的广泛关注。

超声速客机的发展面临2个主要问题:声爆和燃油使用效率。声爆问题使得超声速客机被限制不能飞越陆地上空,从而制约了发展。而提高巡航效率,从而增加燃油使用效率,也是超声速客机提高经济性的迫切需求。所以,精确预测并降低声爆强度和通过减小全机阻力来提高巡航效率是超声速客机研究的关键。

减阻对于提高巡航效率至关重要,而利用优化框架<sup>[2]</sup>进行气动优化设计是现如今飞机设计中快速有效的方法。其中优化算法按照是否需要目标函数的梯度信息分为梯度类优化算法和非梯度类优化算法。梯度类优化算法相对而言局部优化效率高,其中基于伴随方程法<sup>[3]</sup>的梯度算法可快速有效处理具有大规模设计变量和约束条件的气动优化设计问题,且计算量与设计变量个数基本解耦,计算代价

大大减小。因此,对于具有大规模设计变量的优化设计问题来说,伴随方法是不错的选择,但是目前采用该方法对超声速客机进行高精度气动优化设计的工作还不成熟。

声爆问题造成的经济性差导致了第一代超声速客机的商业失败<sup>[4]</sup>。巨大的声爆使其只能在海洋上空超声速飞行,而在陆地上空为了保证人们正常的生活则必须降低到亚声速飞行模式,从而降低了其速度优势同时增大了耗油率。特别是我国国内航线,几乎都是在陆地上空飞行,未来超声速客机必须具有陆上超声速巡航能力,才能充分发挥其速度优势,故声爆评估及其抑制技术成为其必须突破的核心<sup>[5]</sup>。

近年来,国内外学者对于超声速客机构型做了大量研究工作。国际研究委员会提出了超声速运输机的设计挑战和关键解决措施<sup>[6]</sup>。湾流公司的Henne<sup>[7]</sup>对超声速公务机的市场需求和发展趋势进行了详细研究。冯晓强<sup>[8]</sup>进行了一系列基于CFD和波形参数法的声爆评估及设计研究。李立等<sup>[9]</sup>

对超声速客机机翼进行了基于伴随方法的气动优化设计。目前国内外在对超声速客机构型进行设计时,气动求解器和声爆评估主要采用较低精度的方法。评估方法精度不高,带来的问题是优化结果可信度不高;且大都只是针对气动或声爆特性进行单学科设计,少有考虑多学科之间的耦合作用。本文对气动声爆特性的评估,均采用基于 RANS 方程的高精度 CFD 求解,可以对近场非线性效应进行精确分析,同时,将声爆梯度与基于离散伴随方程的气动优化设计框架进行耦合,既发挥了离散伴随方法在求解大规模设计变量和约束时高效的优势,又能同时考虑气动声爆之间的耦合直接对几何外形进行梯度优化,在评估手段精度和设计方法上都有较大突破。

本文对基于离散伴随方程的高精度气动优化框架进行了改进,通过有限差分法求解声爆值的梯度,然后与气动目标对设计变量的梯度组装,并耦合 FFD 参数化方法、基于逆距离权重插值的动网格算法、序列二次规划算法等搭建了一套考虑声爆特性的气动优化设计系统,能够对声爆和气动的权重组合目标进行梯度优化。利用该系统,对超声速公务机翼身组合体构型先后进行了两轮优化,分别是考虑声爆的机头偏转气动优化和机翼精细化气动减阻优化设计,并利用基于 RANS 方程的流场求解器和建立的基于近场 CFD 求解和远场波形参数法相结合的高精度声爆评估方法对优化前后的构型进行了气动、声爆特性的评估。

## 1 声爆评估方法

### 1.1 声爆理论

声爆(sonic boom)是飞行器在超声速飞行过程中产生的一种特有的声学现象。从形成过程来看声爆可分为近场(near field)、中场(mid field)和远场(far field)。

声爆预测是指对飞机超声速飞行时产生的声爆水平进行评估,包括对近场、中场以及远场地面的声爆水平进行计算。其核心是气动声学、非线性声学以及几何声学<sup>[10]</sup>。综合考虑计算量和计算精度,基于 CFD 和声学的预测方法成为目前主流的声爆评估方法。该方法以近场 CFD 求解后的过压分布为扰动信号,通过声学的方法模拟远场声波信号。本文采用基于弱激波理论的波形参数法来对远场信号

进行预测,实现计算精度和计算效率的结合。

### 1.2 高精度数值模拟方法

流场数值模拟方法是优化系统中的基础环节,通过 CFD 获得流场控制方程的解,从而为气动优化设计提供目标函数的值。本文采用雷诺平均 N-S 方程进行数值模拟求解,其守恒形式的表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_2}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}_3}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}_1}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_2}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_3}{\partial z} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{U} = \{\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E\}$  为流场守恒变量;  $E$  为单位质量气体的总能量;  $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2, \mathbf{F}_3$  表示无黏通量项;  $\mathbf{G}_1, \mathbf{G}_2, \mathbf{G}_3$  代表黏性通量项。本文采用团队的基于三维 RANS 方程的求解器 TeAMAD 进行计算<sup>[11]</sup>。

### 1.3 基于波形参数法的声爆远场预测

波形参数法<sup>[12]</sup>最早由 Thomas 提出,该方法基于几何声学推导而成,采用一系列参数对声爆的波形进行描述。在数学上,该方法与 F 函数方法等价。通过 CFD 计算得到近场过压值后,波形参数法模拟压力脉动的大气传播过程,同时考虑大气温度和风的干扰,得到传播到地面的远场声爆信号。基本原理如图 1 所示。

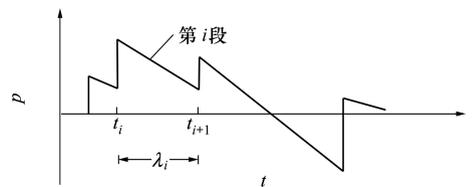


图 1 波形参数法原理示意图

### 1.4 声爆标模预测

本文采用了 SBPW-2(the second sonic boom prediction workshop)会议<sup>[13]</sup>提供的标准算例 LM1021 来校核程序。作为洛克西德马丁公司设计的一款超声速客机构型,该算例具有完整的飞行参数、近场及大气数据,可以准确设置波形参数法的各项输入参数。

风洞测得的近场过压值分布(周向角 = 0°, -30°)如图 2 所示。采用 SBPW 官方给出的标准大气参数对远场声爆水平进行评估。

图 3 和图 4 分别给出了波形参数法程序在 0°和 -30°周向角下计算得到的地面波形与 SBPW-2 参会数据<sup>[14]</sup>的对比,大气条件为标准大气。可以发现,二者预测的地面波形外形基本重合,验证了本程序能够精确评估声爆水平。

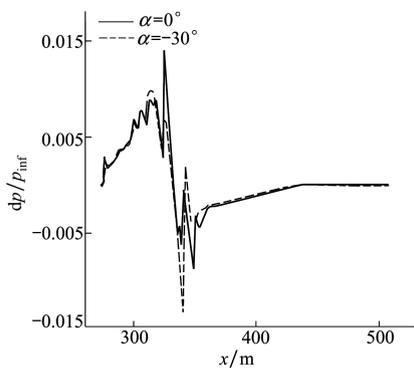


图 2 LM1021 近场过压值分布

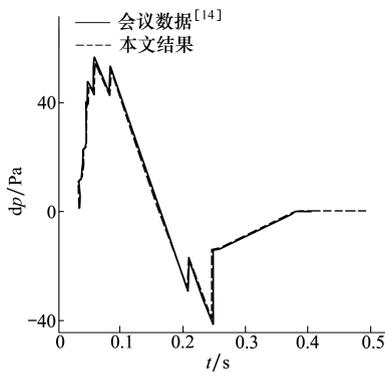


图 3 0°周向角地面声爆波形

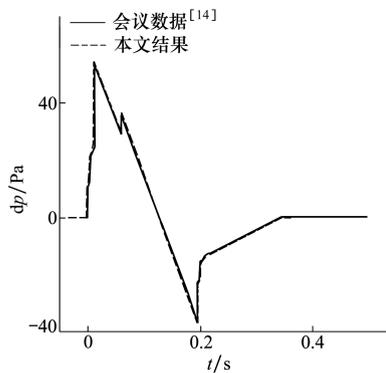


图 4 -30°周向角地面声爆波形

## 2 考虑声爆的气动优化设计系统

### 2.1 优化设计系统

本文对基于离散伴随方程的气动优化设计系统进行了改进。通过高精度声爆评估方法求得远场声爆值后,采用有限差分法求解声爆值对外形设计变量的梯度,与由离散伴随方法求解的气动力的梯度进行组装,作为权重组合的目标函数的梯度,并耦合自由变形方法 (free form deform, FFD)、基于被扰动的表面网格采用逆距离权重插值算法 (inverse distance weighting, IDW)<sup>[15]</sup>、序列二次规划算法<sup>[16]</sup>等搭建了考虑声爆特性的高可信度气动外形优化设计系统,优化流程如图 5 所示。

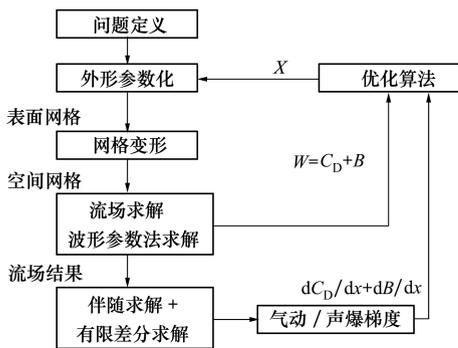


图 5 优化设计流程

### 2.2 离散伴随方程

超声速客机气动优化问题往往涉及大规模设计变量,反复调用 CFD 求解使得高精度气动优化问题消耗大量计算时间和成本。而离散伴随方程法直接采用离散的目标函数和控制方程构造离散形式的伴

随方程然后进行求解,可以得到目标函数的精确导数,因此本文选取基于离散伴随的梯度方法求解气动目标函数对设计变量的导数。

在气动优化设计中,目标函数  $H$  通常是力系数、力矩系数等的组合,且  $H$  是关于表面网格、流场变量和设计变量的函数,因此可构建如下目标函数表达式

$$H = H(U(x), G(x)) \quad (2)$$

式中:  $x$  为一组关于气动外形的设计变量,通常为参数化控制点的位移量;  $G(x)$  表示 CFD 计算网格;当设计变量  $x$  确定时,由参数化方法和动网格算法可以相继确定描述外形的表面网格和空间网格,最终可求解获得流场解向量  $U(x)$ ,故气动目标函数  $H$  写为(2)式形式。通过构造伴随方程,将大规模矩阵求逆项转化为求解线性方程组,最终得到目标函数对  $x$  的导数

$$\frac{dH}{dx} = \left( \frac{\partial H}{\partial G} - \Psi^T \frac{\partial R}{\partial G} \right) \frac{dG}{dx} \quad (3)$$

式中,  $R$  为流场残差,  $\Psi$  为伴随变量,通过求解线性方程组(4)得到

$$\left( \frac{\partial R}{\partial U} \right)^T \Psi = \left( \frac{\partial H}{\partial U} \right)^T \quad (4)$$

### 2.3 声爆梯度求解

为了搭建考虑声爆特性的气动优化伴随框架,需要求解权重组合的目标函数  $F = C_D + \varepsilon \cdot B$  对设计变量的梯度值,其中的权重因子  $\varepsilon$  用来协调声爆值使其对总的目标函数的贡献与阻力系数相当,  $B$  代表远场声爆目标,即通过高精度声爆评估方法求解得到的远场时域过压分布中的最大过压值。

即求解如下梯度值:

$$\frac{\partial F}{\partial x} = \frac{\partial C_D}{\partial x} + \varepsilon \cdot \frac{\partial B}{\partial x} \quad (5)$$

其中前一项气动目标对设计变量的梯度值通过离散伴随方法由(3)式求解,而后一项声爆目标的梯度值采用有限差分法求解。采用该方法的原因如下:首先,有限差分法梯度求解方便,足够反映目标函数随参数变化的规律;其次,低声爆设计,更偏重对总体布局的设计。可以发现设计参数如机翼位置、机舱半径、机头偏角通过影响主要激波形态而影响全机声爆特性,而精细化设计参数如机翼翼型、扭转角等对全机声爆强度影响相对较小,故设计变量数目可控,用简单易操作的有限差分法便足够解决问题。

采用有限差分法公式计算声爆梯度值  $\partial B/\partial x = (B_{new} - B_{ini})/\Delta x$ ,通过计算不同扰动步长求解得到最优步长。

有限差分法<sup>[17]</sup>求解精度受差分步长影响很大,这里先对最优步长的选取进行了研究,对图 6 头部 FFD 控制框站位下偏设计变量  $D_{ef2}$  分别进行  $10^{-1}$ ,  $10^{-2}$ , ...,  $10^{-10}$  不同大小的扰动,通过之前搭建的高精度声爆评估方法对被扰动的构型进行远场声爆的评估,最终选择  $10^{-5}$  为最优步长。

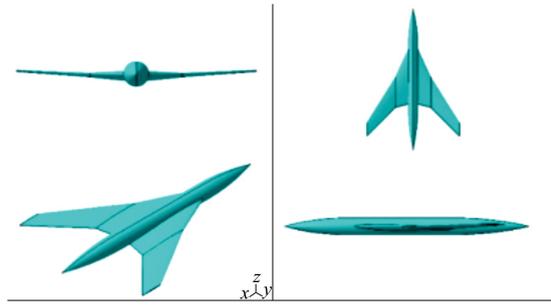


图 7 初始构型

表 1 初始构型几何参数

几何参数	数值
前缘后掠角/(°)	65.5
后缘后掠角/(°)	58
参考面积/m <sup>2</sup>	129.816
半展长/m	9.34
外翼上反角/(°)	3
展弦比	2.7

设计点巡航马赫数为 1.6,升力系数为 0.116,海拔高度为 18 km,雷诺数  $Re = 32.4 \times 10^6$ 。

通过 Andrea<sup>[19]</sup>针对超声速公务机开展的几何参数敏感性分析,可知对于翼身组合体来说,声爆特性受机头偏角影响很大,故对翼身组合体机头偏角进行了考虑声爆特性和气动特性的权重优化,旨在得到兼顾气动特性的声爆强度改善构型。

优化前后构型分别命名为 Ini、Opt1。优化问题定义如表 2 所示。FFD 控制框如图 6 所示,设计变量为控制框垂直于 X 方向 5 个剖面控制点沿 Z 方向整体的移动量。

表 2 优化设计模型

模型	字符表示	含义	数量
目标函数	$\text{Min}(C_D + \varepsilon * B)$	阻力系数和声爆值权重之和	1
设计变量	$\alpha$	巡航迎角	1
	$D_{ef}$	剖面 Z 方向位移	5
约束	$C_L = 0.116$	定升力系数	1

### 3 超声速公务机优化算例

#### 3.1 考虑声爆的机头偏转气动优化设计

为了验证建立的考虑声爆特性的气动优化设计系统具有解决实际问题的能力,对一款超声速公务机<sup>[18]</sup>简化的翼身组合体构型,先后进行了考虑声爆的机头偏转气动优化设计、机翼翼面扭转气动减阻优化设计,并对优化出的构型进行了气动特性和远场声爆特性的校核。

初始翼身组合体构型三视图如图 7 所示,几何参数见表 1。

目标函数中调节系数  $\varepsilon = 0.1$ 。优化后 5 个设计变量基本均使机头站位向下平移,使得机头呈现下偏,并且从机头向机身方向,位移量有减小的趋势,

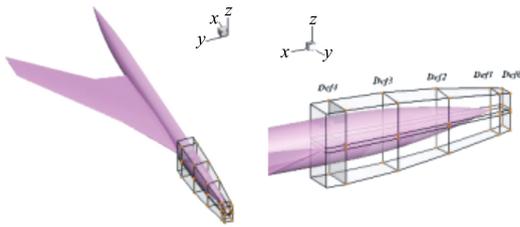


图 6 FFD 控制框

保证了型面过渡的光顺和一定的工程实用性。

优化前后几何型面对比如图 8 所示,优化后构型机头下偏,且由于站位控制面的整体上下移动,保证了最大厚度,同时型面足够光顺。

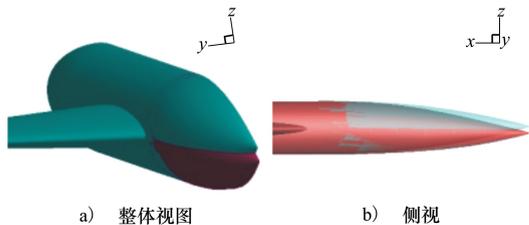


图 8 优化前后几何型面对比

通过波形参数法得到的远场声爆信号,性能评估结果见表 3。机头下偏导致前缘最大过压峰值降低了 0.96 Pa,整体声爆强度有所降低。

表 3 优化前后气动声爆性能对比

构型	升力系数 $C_L$	攻角 $\alpha / (^\circ)$	阻力系数 $C_D / (10^{-4})$	过压峰值 $\Delta p / \text{Pa}$
Ini	0.116	2.52	168.3	27.29
Opt1	0.116	2.51	166.1	26.33

机头一定程度的下偏,导致地面信号持续时间减小。低声爆构型的总信号持续时间是 110 ms,相较于初始构型也有所改善。通过表 3 可知优化前后气动特性和声爆特性均有所改善。

### 3.2 机翼精细化气动减阻优化设计

基于 3.1 节优化后的构型,进一步探索其减阻潜力。对机翼部分布置 FFD 控制框(见图 9),机翼厚度约束示意图如图 10 所示。优化目标为阻力系数  $C_D$  最小,优化设计变量包括来流攻角  $\alpha$ 、控制机翼的 FFD 控制点的 Z 向位移和 7 个 FFD 控制剖面的偏转角。此外,在气动设计中考虑工程实际,必须

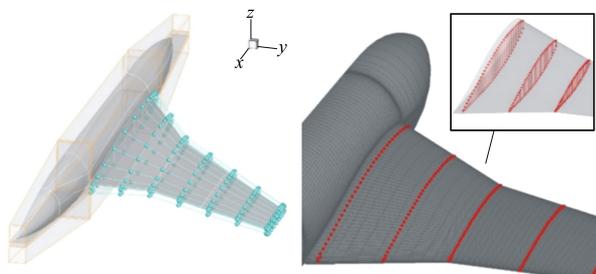


图 9 FFD 控制框

图 10 翼身组合体构型的机翼剖面厚度约束示意图

对机翼的厚度进行约束,以满足一定结构和容积要求。本文施加了 245 个厚度约束,分布在沿半翼展的 8 个展向位置,每个剖面沿弦向均布 35 个,保证每一个约束处的相对厚度  $t$  不小于初始值  $0.9t_{ini}$ 。综上,该优化问题的数学模型可描述如表 4 所示。

表 4 气动优化设计模型

模型	字符表示	含义	数量
目标函数	$C_D$	阻力系数	1
	$\alpha$	巡航迎角	1
设计变量	$X_{wing}$	FFD 控制点的 Z 向位移	224
	$T_w$	机翼扭转角	7
	$C_L = 0.116$	定升力系数约束	1
约束	$t \geq 0.9t_{ini}$	机翼厚度约束	245
	$T_{w0}$	翼根扭转角约束	1

优化前后构型分别命名为 Opt1、Opt2。优化前后全机构型的气动特性对比如表 5 所示,可以看出,经过优化,全机总阻力系数减少了  $15.8 \times 10^{-4}$ ,减幅达到 9.5%,而升阻比达到 7.72;图 11a)为优化前后扭转角分布对比,内翼段扭转角增大,外翼段扭转角有明显的减小,扭转角从翼根到翼梢呈现逐渐减小的趋势,载荷内移,有利于诱导阻力的减小。图 11b)为优化前后的相对厚度对比,可以看到各个站位相对厚度均有所减小,有利于减小压差阻力。

表 5 优化前后气动力系数对比

构型	$Ma$	$C_L$	$C_D$	$C_{DP}$	$K$
Opt1	1.6	0.116	0.016 61	0.011 52	6.98
Opt2	1.6	0.116	0.015 03	0.009 94	7.72

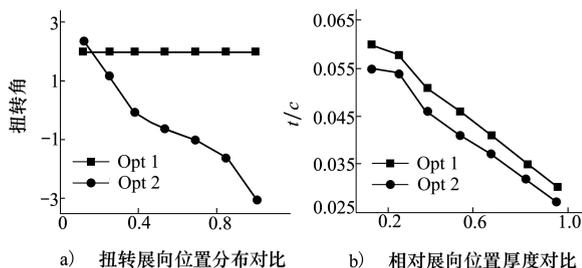


图 11 优化前后特性对比

超声速巡航状态下,优化构型与初始构型机翼上表面压力系数云图如图 12 所示,表面压力梯度云图如图 13 所示。能够看到,通过优化中外翼段低压区减小,内翼段前缘因压力峰值增加而产生了新的

低压区,此处压力梯度较大。由于翼型头部半径的增加,吸力峰值提高,吸力峰后的逆压梯度也明显增强,使得优化构型内翼段前缘的等压线汇集。

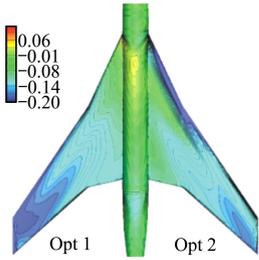


图 12 初始构型和优化构型表面压力分布

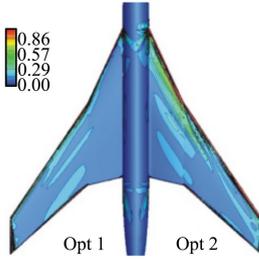


图 13 初始构型和优化构型表面压力梯度分布

通过机翼典型剖面的压力分布对比图 14 可以看出,整体趋势是:载荷向内翼段移动,外翼段逆压梯度降低,压力恢复相对更加平缓。从细节来看,优化构型的载荷内移,导致了内翼段前缘吸力峰值增强,如图 14a) 所示。而外翼段逆压梯度相对初始有所减小,站位图 14c), 压力恢复相对更加平缓;图 14d) 站位吸力峰值降低,且前缘 20% 范围内产生了一个小顺压区,逆压梯度也小于初始构型,这也说明了外翼段压差阻力的减小,最终有效实现全机减阻。

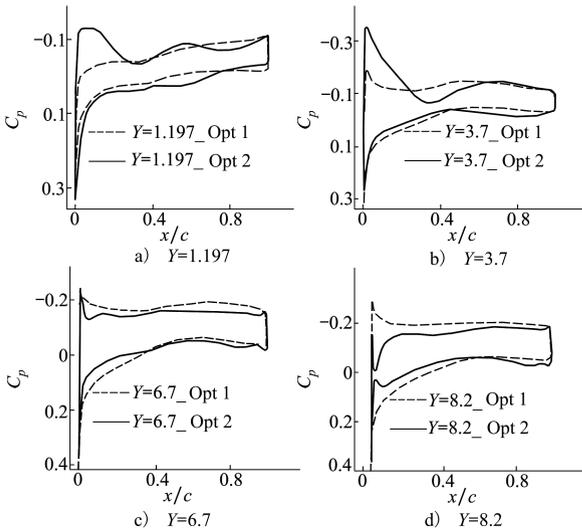


图 14 典型剖面站位压力系数分布

对图 15 进行了初始构型和 2 个优化构型的近场压力分布及远场声爆信号对比。近场压力分布对比图 15a) 能够看出,在头部激波位置,因为 Opt1 与 Opt2 构型头部下偏幅度相同,故最大过压峰值相较于 Ini 均有下降;第二道激波位置处, Opt2 相比 Opt1 构型,通过对机翼扭转角和型面的优化,在气

动特性上的收益使声爆特性有一定损失,压力峰值相较于 Opt1 有所增加,但与 Ini 构型相比基本相当。

从图 15b) 远场声爆信号对比图中,可以看到,头部最大过压峰值, Opt2 相较于 Ini 有所降低,这与近场压力分布规律相同。整体来看, Opt2 构型相较于 Ini 构型,在气动得到明显减阻收益的同时,声爆强度减小,气动和声爆特性均优于初始构型。

对于超声速客机构型来说,气动和声爆特性是相互权衡博弈的关系,通过本节算例,可以发现气动特性的改善会带来声爆特性的一定程度损失,故在超声速客机设计中,应进行综合考虑气动和声爆特性的多目标优化设计,合理考虑权重的分配,根据设计指标的需求对设计约束进行调整。

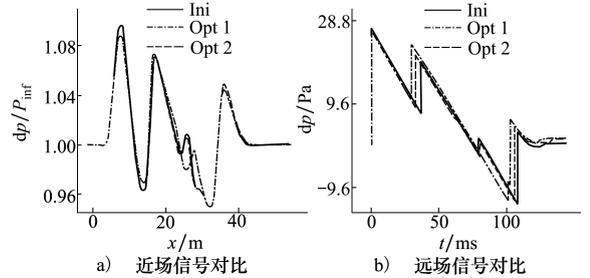


图 15 近场压力分布及远场声爆信号对比

### 4 结 论

1) 对基于离散伴随方程的气动优化设计系统进行了改进,采用基于近场 CFD 求解和远场波形参数法相结合的高精度声爆评估方法求得远场声爆值,并将有限差分法求解的声爆梯度与由离散伴随法求解的气动力的梯度进行组装,作为权重目标函数对设计变量的梯度,并耦合自由变形参数化方法、网格变形算法、序列二次规划算法等搭建了考虑声爆特性的高可信度气动外形优化设计系统。

2) 利用搭建的优化设计系统,对某型超声速公务机简化后的翼身组合体构型进行了考虑声爆的机头偏转气动优化设计,优化目标为声爆值与阻力系数的权重之和。通过对机头偏转的优化,改变了机头向下传播的激波形态,从而减小了远场声爆最大过压值,同时维持了一定气动效率,证明了所搭建系统有同时对气动和声爆特性进行梯度优化的能力。

3) 基于声爆强度改善构型,对机翼进行了考虑大规模设计变量和几何约束的精细化气动减阻设计,设计结果表明全机气动阻力有效减小,载荷内

移,表面压力分布形态改善,外翼段压差阻力减小。同时发现机翼处气动优化带来的减阻收益会造成声

爆特性一定的损失,但仍优于初始构型,证明了优化系统的有效性。

## 参考文献:

- [1] 昂海松. 大型飞机的总体布局设计分析[J]. 航空制造技术, 2009(2): 38-43  
ANG Haisong. General Layout Design Analysis of Large Aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(2): 38-43 (in Chinese)
- [2] KIM H J, SASAKI D, OBAYASHI S, et al. Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method[J]. AIAA Journal, 2001, 56: 1011-1020
- [3] REUTHER J, ALONSO J J, RIMLINGER M J, et al. Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation on Distributed Memory Parallel Computers[J]. Computers & Fluids, 1999, 28(4): 675-700
- [4] National Research Council. High Speed Research Aeronautics and Space Engineering Board U.S. Supersonic Commercial Aircraft: Assessing NASA's High Speed Research Program[M]. Washington, D C, National Academy Press, 1997
- [5] 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 Xiaoqiang, SONG Bifeng, LI Zhanke, 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)
- [6] SAKATA K. Supersonic Experimental Airplane(NEXST) for Next Generation SST Technology[R]. AIAA-2002-0527
- [7] JOHN Morgenstern, NICOLE Norstrud, MARC Stelmack. Final Report for The Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period[R]. NASA/CR-2010-216796
- [8] 冯晓强. 超声速客机低声爆机理及设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 2014: 15  
FENG X Q. The Research of Low Sonic Boom Mechanism and Design Method of Supersonic Aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014: 15 (in Chinese)
- [9] 李立,白俊强,郭同彪. 基于伴随方法的超音速客机气动优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2017, 36(12): 3785-3797  
LI Li, BAI Junqiang, GUO Tongbiao. Aerodynamic Optimization Design of the Supersonic Aircraft Based on Discrete Adjoint Method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 36(12): 3785-3797 (in Chinese)
- [10] MARTINS J R, LAMBE A B. Multidisciplinary Design Optimization: a Survey of Architectures[J]. AIAA Journal, 2013, 51(9): 2049-2075
- [11] 陈颂. 基于梯度的气动外形优化设计方法及应用[D]. 西安:西北工业大学, 2016  
CHEN Song. Gradient Based Aerodynamic Shape Optimization Design and Application[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese)
- [12] THOMAS C L. Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method[R]. NASA TND-6832, 1972
- [13] RALLABHANDI S, LOUBEAU A. Summary of Propagation Cases of the Second AIAA Sonic Boom Prediction Workshop[R]. AIAA-2017-3257
- [14] PARK M A, NEMEC M. Near Field Summary and Statistical Analysis of the Second AIAA Sonic Boom Prediction Workshop[R]. AIAA-2017-3256
- [15] LUKE E, COLLINS E, BLADES E. A Fast Mesh Deformation Method Using Explicit Interpolation[J]. Journal of Computational Physics, 2012, 231(2): 586-601
- [16] NOCEDAL J, WRIGHT S J. Numerical Optimization[M]. New York: Springer, 1999: 526-572
- [17] NADARAJAH S, JAMESON A. A Comparison of the Continuous and Discrete Adjoint Approach to Automatic Aerodynamic Optimization[J]. AIAA Paper, 2000, 667: 2000
- [18] CHAMBERS J. Innovation in Flight Research at the NASA Langley Research Center on Revolutionary Advanced Concept for Aeronautics[R]. NACA SP-2005-4539
- [19] ANDREA Minelli. Aero-Acoustic Shape Optimization of a Supersonic Business Jet. Analysis of PDEs[D]. Nice, France: Université Nice Sophia Antipolis, 2013

# Aerodynamic Optimization Design on Supersonic Transports Considering Sonic Boom Intensity

LIU Shaowei, BAI Junqiang, YU Peixun, CHEN Bao, ZHOU Boxiao

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

**Abstract:** It is key points to improve the aerodynamic efficiency and decrease the sonic-boom intensity for the supersonic aircraft design. Sonic-boom prediction method with high precision combining the near-field sonic-boom prediction based on Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations and the far-field sonic-boom prediction based on waveform parameter method is firstly established. Then the gradient of sonic boom with respect to the design variables is calculated by the finite difference method and is combined with the gradient of the aerodynamic object by the discrete adjoint technique, acting as the gradient of the weighed object function. Assembling two gradients, the optimization system couples Free Form Deform method, the dynamic mesh technique based on Inverse Distance Weighting interpolation method, the gradient-based optimization algorithm based on the sequential quadratic programming. Using the aerodynamic optimization system considering the sonic boom intensity, the paper conducts a nose angle deflection optimization design and an elaborate aerodynamic optimization including huge design variables and constraints on a supersonic business jet, while the optimization objects are the weighed object and the supersonic cruise drag coefficient. The results show that the nose is deflected downward and the shock wave pattern is changed, leading to a lower far-field maximum overpressure; the drag is decreased by 15.8 counts, and the wing load is moved inboard, also, the pressure drag of the outer wing reduces. Meanwhile, the pressure distribution in the outer wing has a weaker adverse pressure gradient and a more gentle pressure recovery. After optimization, the low-drag and low-sonic boom configuration is obtained, which verified the effectiveness of the optimization system.

**Keywords:** discrete adjoint method; supersonic aircraft; aerodynamic optimization design; sonic boom; waveform parameter method