

# 静音锥对超声速民机低声爆效果的影响

李占科, 刘秧, 丁玉临, 雷知锦, 马博平

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 声爆问题是制约超声速客机商业运营的重要因素之一。为抑制声爆,湾流公司提出了安装于机头的静音锥方案,取得了一定的效果。但静音锥方案也存在一定的不足,主要体现在难以配平以及作动机构复杂的问题。针对此问题提出了一种改进的圆滑过渡静音锥方案,并使用基于雷诺平均(RANS)方程的CFD求解器HUNS3D和基于Thomas波形参数法的远场FL-BOOM声爆传播程序,验证了所提方案对于抑制超声速飞机声爆的有效性,并就静音锥的多项特征对其降低声爆效果的机理进行了分析,证明了影响多级静音锥降爆效果的主要因素是长度而不是级数,但长度增加对低声爆效果也有利。研究结果对超声速飞机静音锥设计具有重要的参考价值。

**关键词:** 声爆预测;超声速民机;静音锥;波形参数法

**中图分类号:** V211.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2019)01-0203-08

声爆问题是制约未来超声速民机在商业运营的关键问题,声爆抑制是新型超声速民机研制的技术瓶颈。美国湾流公司针对这一问题,提出一种降低超声速公务机声爆的方案——“静音锥(quiet spike)”,通过在机头安装一根可伸缩的、具有多级间断的截面来获得降低声爆的效果<sup>[1]</sup>。相对Busemann双层翼<sup>[2]</sup>等尚在探索中的新概念声爆抑制技术,静音锥技术可在非新概念布局飞机甚至已有的飞机平台(例如F-15B<sup>[3]</sup>)上应用,在消减声爆前激波强度上具有充分的可操作性。

国内关于静音锥的已有研究甚少,沈沉等进行了实质相同的机头“长杆状物体”近场气动噪声(声爆)分析,冯晓强、李占科等开展了针对静音锥临界长度、级数、头部形状的研究,验证了静音锥技术在降低声爆方面的效果。尽管静音锥技术具有上述突出优点,但仍存在不足。首先,超声速飞行器在突破声障时气动焦点会向后偏移,常用的配平方案是向后方调配燃油以移动重心。然而,长达数米甚至数十余米、具有相当结构强度并配备作动机构的静音锥在突破声障时需要向前伸展,这将导致全机重心进一步前移,增大了配平难度。对此,湾流公司曾设想通过利用静音锥伸出时其内部空间能增大有效容

积来解决这个问题<sup>[1]</sup>,但从F-15B的实验来看,这是难以实现的。除此之外,多级静音锥技术需要在空中打开,作动机构复杂。对此,本文提出了一种改进的圆滑过渡静音锥方案来代替湾流的多级伸缩静音锥方案,以高精度CFD方法计算得到的近场数据为输入,通过修正线化理论的远场外推计算来验证此方案在消减声爆方面的可行性。由此获得一种既可消减声爆功能,又能避免上述配平和复杂作动机构问题的新设计思路。

## 1 数值方法

当前预测声爆地面特征通常分为2步,首先通过风洞实验或CFD数值模拟得到飞行器附近(通常可取2~10倍机体为止)的过压-空间位置曲线。随后以此为输入,根据Whitham发展的修正线化理论<sup>[4]</sup>或Blackstock团队发展的Burgers或Tricomi非线性声学方程<sup>[5]</sup>计算地面声爆特征,最后在频域分析地面波形信号的噪声级。

噪声级有多种衡量标准,不同衡量标准间的差异较大<sup>[6]</sup>。然而地面声爆波形特征(主要是激波上

升时间和前激波最大过压)可以直接反映某些感觉性的指标<sup>[7]</sup>。本文将分别通过 CFD 计算和修正线性传播方法对声爆的近场和远场(地面)特征进行数值分析,并根据上述准则定性比较声爆的影响。

### 1.1 CFD 计算数值方法

本文中数值模拟使用自研的、基于非结构混合网格的 RANS 求解器 HUNS3D<sup>[8-10]</sup>。在 HUNS3D 中,无量纲控制方程通过格心格式有限体积法进行离散。HUNS3D 包含多种空间离散格式,包括迎风格式 Roe<sup>[11]</sup>、AUSM<sup>[12]</sup> 系列格式、嫡守恒格式(EC)<sup>[13]</sup>、E-CUSP<sup>[14]</sup> 和中心格式<sup>[15]</sup>。以上迎风格式都和 Venkatakrisnan 斜率限制器<sup>[16]</sup> 配合使用以保证总变差减小(TVD)特性。对于黏性计算,HUNS3D 包含多种湍流模型,包括一方程 Spalart-Allmaras(SA)湍流模型<sup>[17]</sup>、两方程 MSST 湍流模型<sup>[18]</sup> 和混合 DES 模型。

### 1.2 声爆远场分析数值方法

本文中远场分析使用自研的、基于 Whitham<sup>[4]</sup> 修正线化理论、Thomas 波形参数法、几何声学 and MARK-VII 感觉噪声级计算过程的 FL-BOOM 综合声爆信号传播与分析工具。Whitham 修正线化理论的原理是考虑远距离扰动传播速度当地压强变化这一规律,在细长体假设前提下,将超声速线化理论中的特征线

$$y = x - \beta r \quad (1)$$

$$\text{修正为} \quad \begin{cases} x = \beta r - kF(y) \sqrt{r} + y \\ y = x_0 - \beta r_0 \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $F(y)$  为根据线化理论水平方向速度分量积分式近似出的 Whitham “F-函数”。根据线化 Bernoulli 方程可获得激波,其强度为

$$\Delta p/p_0 = \gamma M (2\beta r)^{-1/2} F(y) \quad (3)$$

从而在远场捕捉声爆。这种方法可相当准确地反映 Blokhintzev 守恒导致的近距离衰减。

修正线化理论下曾产生 TRAPS 等多个代码。Thoma 改进了修正线化理论,使 F-函数计算隐式化以接受来自风洞或 CFD 的近场波形,获得了被称为“波形参数法”的通用方法。冯晓强、雷知锦基于几何声学与 Thomas 波形参数法原理、MARK-VII 方法噪声级和 Taylor 激波型理论,研发和改进了 FL-BOOM 远场传播工具,可采用 Plotkin 提出的“3/p”定理<sup>[18]</sup> 和稳态解假设(tanh 方法)<sup>[19]</sup> 增加上升时间,并采用了新的 ISO 9613-1 大气模型和射线寻迹检验算法,解决了 Thomas 代码鲁棒性较差和寻迹不

够准确的问题。

## 2 数值方法的验证

本文首先使用 LM 1021 标模,以 SBPW-1 的参与者提交结果为参考,对所用的近、远场传播工具在预测地面声爆可感声级水平评估的正确性进行了验证。在此基础上,针对湾流文献[20] 给出的一个二级静音锥模型以 HUNS3D 计算得到的近场 CFD 结果为输入,使用 FL-BOOM 将其传播到远场,进行了近场输入信号采样对远场传播的无关性分析。

### 2.1 近远场预测工具的正确性与一致性验证

LM 1021 是 Lockheed-Martin 公司设计的超声速民机方案,在 SBPW-1 大会上作为声爆计算标模,其模型外形如图 1 所示。风洞模型参考长度为 0.568 9 m,实验来流条件为马赫数 1.6,迎角 2.3°。

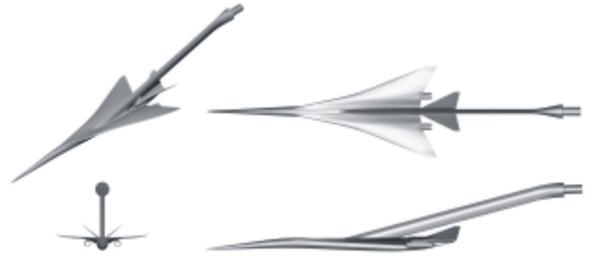
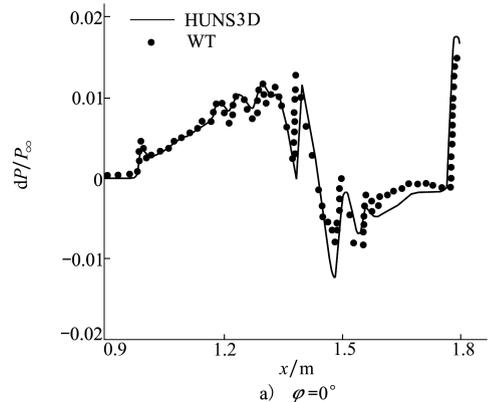


图 1 LM1021 标模外形

HUNS3D 计算的近场结果在  $H/L=1.42$  位置以及周向角  $0^\circ$  和  $30^\circ$  过压的 CFD 计算结果和风洞实验结果的对比如图 2 所示。



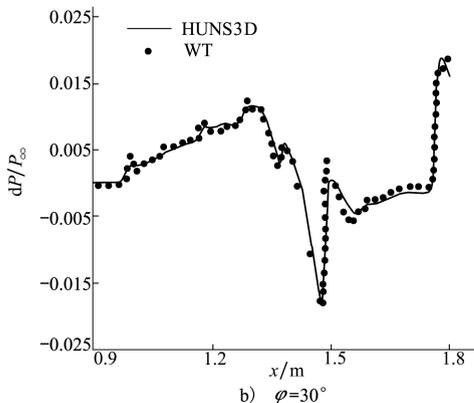


图 2 HUNS3D 近场结果对比

由图 2 可以看出, HUNS3D 求解器对于复杂全机构型 LM1021 近场声爆超压预测波形的计算结果与风洞实验测量值基本吻合, 可以用于后续构型近场 CFD 计算。

以上述近场计算结果为输入, 使用表 1 中的远场外推传播条件在 FL-BOOM 中计算, 其计算结果与 SBPW-1 的结果对比如图 3 所示, 图中黑色实线结果是为使用 FL-BOOM 预测的远场波形, 其余以 s 开头命名的为 SBPW-1 参会者提交的结果。

表 1 远场传播条件

| 飞行器真实尺寸/m | 巡航高度/m | 巡航马赫数 | 飞行迎角 |
|-----------|--------|-------|------|
| 71.46     | 16 764 | 1.6   | 0.0  |

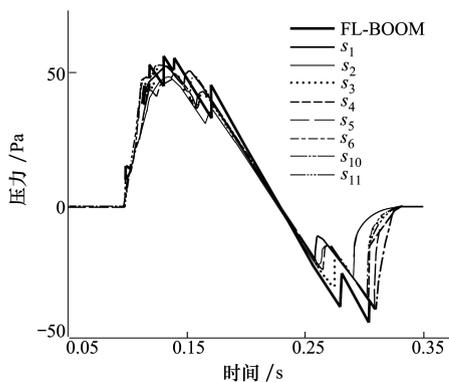


图 3 远场计算与 SBPW-1 结果对比

由图 3 可以看出, FL-BOOM 预测的地面波形在关键指标上(包括上升时间和前激波过压峰值)几乎完全相同, 表明 FL-BOOM 可以用于后续构型远场声爆波形的预测计算。

### 2.2 FL-BOOM 远场传播模块的采样无关性验证

FL-BOOM 通过弱激波理论将近场声爆波形传

到远场, 其输入数据主要是一系列表示过压分布的离散点。本文中传播到远场的近场过压分布均以 CFD 计算结果为输入, 远场输入采样可能会引入失真; 加上通过弱激波理论防止多值解会导致长距离传播后点在激波上堆积, 采样点不足时也可能改变波形, 因此有必要通过实际算例进行远场波形对采样点数的无关性分析。

图 4 所示为二级静音锥模型<sup>[1,21]</sup>及其近场声爆预测波形图与风洞实验及文献使用的 NASA Overflow CFD 计算结果对比。图中细虚线为 HUNS3D 计算结果, 粗实线为风洞实验测量结果。为研究采样点数对远场计算结果的影响, 在此使用 FL-BOOM(共由 175 个离散点描述)分别作间隔 1 点抽点(保留 87 个采样点)、间隔 2 点抽点(保留 58 个点)、间隔 3 点抽点(保留 43 个点)和间隔 4 点抽点(保留 35 个点)处理, 并传播到  $H/L = 333$  处, 并以 FL-BOOM 传播风洞测量波形的结果作为对比, 结果见图 5。

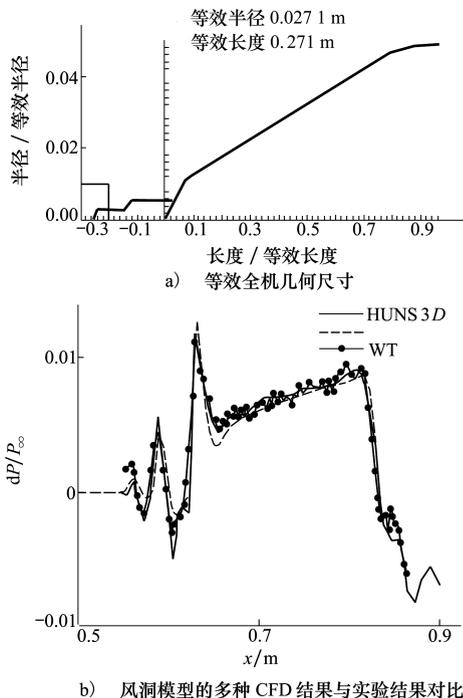


图 4 湾流 QJSJ 二级静音锥(包含 QJSJ 本体的带升力等效截面积机身)几何参数与外观

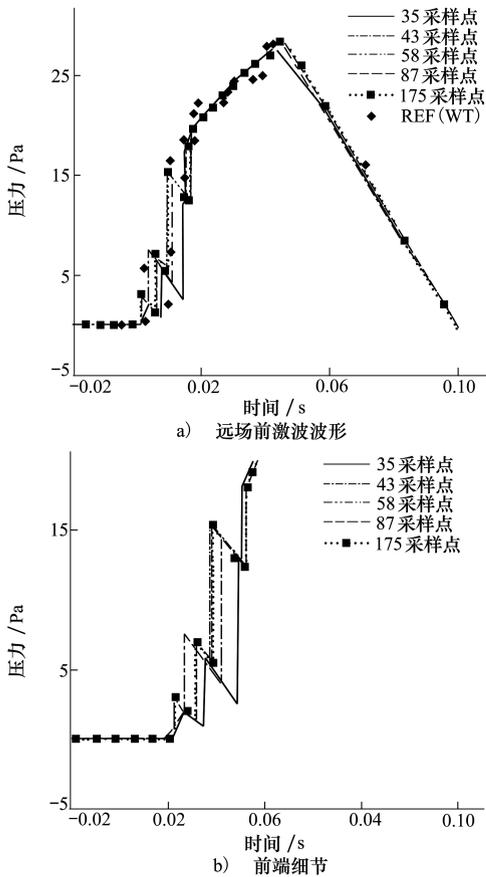


图 5 FL-BOOM 传播图 4 中 HUNS3D 远场数据结果受采样率的影响分析

图 5b) 显示,对原始波形数据和 4 种不同采样率下的输入波形传播的  $H/L=333$  处远场结果与作为参考的文献[24]用风洞传播的结果相互均大体接近,但是采样点低于 58 后,前激波部分出现显著的失真,且失真随着采样率下降而增大。此外,当采样率低至一定程度时,最大峰值也出现了失真。因此对于本问题,当均匀采样点数不低于上述数目(占总数的 1/3)时,因 FL-BOOM 传播引起的远场失真即可忽略不计,即结果对采样点数无关。

### 3 计算模型

#### 3.1 QSJ 二级静音锥模型及对照

本文研究机头光滑程度对声爆抑制效果的影响,验证四个对照模型,如图 6 所示。

基础模型 QSJ 为 QSJ 超声速民机的机体(等效为旋成体),单位长度为 50.29 m。对照 1(stg2)为湾流设计的二级静音锥,对照 2(ctn2)、对照 3

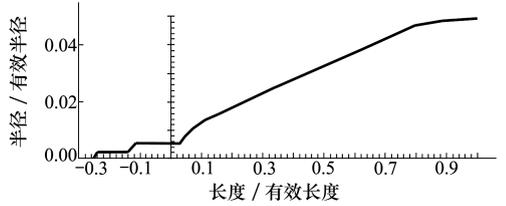


图 6 QSJ 二级静音锥与连续机头对照尺寸示意

(csm2)与对照 1 长度相同、连续变化截面并过对照 1 关键点,2 与 3 的解析表达式均满足一、二阶导数连续,但后者一阶导数单调为负,即后者更为平滑。计算条件为  $Ma=1.8$ ,迎角为  $0^\circ$ 。

#### 3.2 QSJ 三级与四级静音锥模型及对照

文献[24]表明,四级锥较三级锥构型所对应的总上升时间增大。为研究此效果是来自锥体级数的增加还是来自总长度的增大,本文验证 5 个对照模型,如图 7 所示。包括湾流 QSJ 三、四级静音锥,三级长度的四级静音锥,以及对应三级和四级长度并过关键点的截面光滑过渡长机头。计算条件为  $Ma=1.8$ ,高度为 12 192 m,迎角为  $0^\circ$ 。

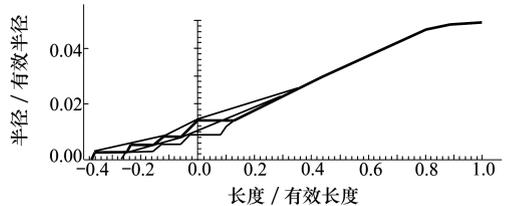


图 7 QSJ 三、四级静音锥与连续机头对照尺寸示意

#### 3.3 F-15B 实际静音锥模型及对照

为研究非轴对称静音锥各个方向上的降低声爆效果是否有区别,不同截面变化率对声爆消减的影响以及不同高度的台阶是否更加有利于总体噪声的降低。由于偏离正下方时,存在“声爆走廊”现象导致的最大离轨角(方位角)限制,将超出限制的角度传播到远场并无意义,因此本节验证只计算近场特征。截取的方位图如图 8 所示。

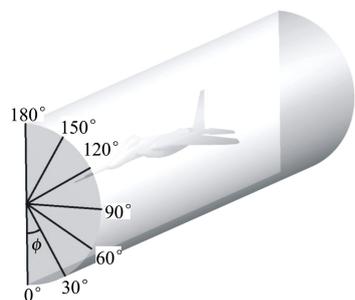


图 8 方位角的定义与取值

每个  $30^\circ$  截取一个距离 28.9 m (2 倍 F-15B 原始机体) 位置的结果。验证 2 个对照模型,如图 9 所示。

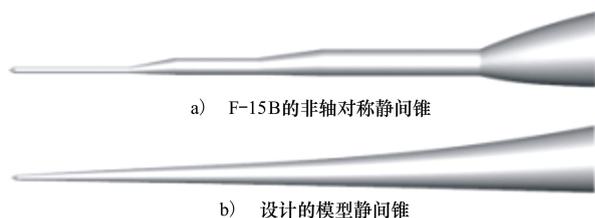


图 9 湾流 QSJ 实际静音锥与设计的对比模型外观图

表 2 计算模型的名称及主要信息

| 序号 | 计算模型     | 图例名   | 特征                              | 全长/m | 锥长/m  | 马赫数 | 近场距离/m | 网格单元数     |
|----|----------|-------|---------------------------------|------|-------|-----|--------|-----------|
| 1  | QSJ 等效全机 | qsj   | 2~9 的对照,反映无静音锥效果                | 50.2 | 0     | 1.8 | -100   | 4 798 828 |
| 2  | 二级静音锥    | stg2  | Gulfstream 设计的二级静音锥             | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 4 163 826 |
| 3  | 二级连续(1)  | ctn2  | 截面连续过渡,通过 stg2 关键点,保留弯曲         | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 5 646 137 |
| 4  | 二级连续(2)  | esm2  | 截面连续平滑过渡,通过 stg2 关键点,接近均匀增长     | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 5 466 628 |
| 5  | 三级静音锥    | stg3  | Gulfstream 设计的三级静音锥             | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 6 058 969 |
| 6  | 三级连续     | ctn3  | 截面连续平滑过渡,通过 stg3 关键点            | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 4 462 366 |
| 7  | 四级静音锥    | stg4  | Gulfstream 设计的四级静音锥             | 69.0 | 18.8  | 1.8 | -100   | 5 113 754 |
| 8  | 四级连续     | stn4  | 截面连续过渡,通过 stg4 关键点              | 69.0 | 18.8m | 1.8 | -100   | 5 346 525 |
| 9  | 短四级静音锥   | stg43 | 将 stg4 等比例压缩到 stg3 长度           | 62.8 | 12.6  | 1.8 | -100   | 4 833 167 |
| 10 | F-15B 锥  | spk1  | 非轴对称,在正下方到正上方                   | 26.5 | 7     | 1.4 | -100   | 2 189 664 |
| 11 | F-15B 连续 | ctn1  | $180^\circ$ 范围内每隔 $30^\circ$ 截取 | 26.5 | 7     | 1.4 | -100   | 2 598 398 |

## 4 结果与分析

### 4.1 机头光滑程度对将爆效果的影响研究

图 10 显示了 QSJ 等效机身 (qsj)、湾流设计的二级静音锥 (stg2) 与 2 种连续变化截面的机头 (ctn2 和 esm2) 在正下方 100 m 处截取的波形结果的对比。由图 9a) 可知,QSJ 原型的前激波过压峰值高达大气压的近 1%,上升时间极短,在图 10b) 中所示的远场波形形成了一个强激波。3 种改进机头的近场波形均改善了前激波上升时间,并使最大过压下降。注意到,ctn2 机头截面积增长虽然连续但不单调,使其近场结果仍然出现了正/负压的抖动,而且台阶后位置的近场过压峰值反而高于 qsj 基

其中四级锥为湾流公司为 F-15B 设计的非轴对称静音锥,精确几何尺寸可在文献[3]中查到。参考同一文献,近场计算条件为  $Ma=1.4$ ,高度 12,192 m,迎角为  $0^\circ$ 。

综合以上 3 节所述,除验证模型外,所有计算模型名称、图例名、特征、尺寸和网格量见表 2。所有网格为无黏结构网格,计算采用 HUNS3D 求解 Euler 方程,离散格式为 AUSM+-UP 迎风格式。

准,但这一特征并未保持到远场,而近场波形峰值与基准相同的 stg2 和 ctn2 传到远场后峰值均高于基准值。相比之下,截面积单调增长的 esm2 机头给出了较好的近场和远场结果,激波基本被修改为压缩波,而且绝大部分压缩波特征一直保持到地面。

图 11 与图 12 分别显示了 QSJ 三级和四级静音锥各自与其截面积平滑增长的对照模型的近场与地面信号对比结果。可见光滑机头在上升时间和前激波峰值 2 个关键指标上,均优于相同长度的静音锥。注意到四级静音锥 stg4 及其对应连续机头 stn4 的前激波峰值明显优于三级锥 stg3 和连续机头 ctn3,由于 stg4/ctn4 比 stg3/ctn3 长近 7 m,近场声爆特性的改善主要源于长度还是增加的级数需要进一步分析。

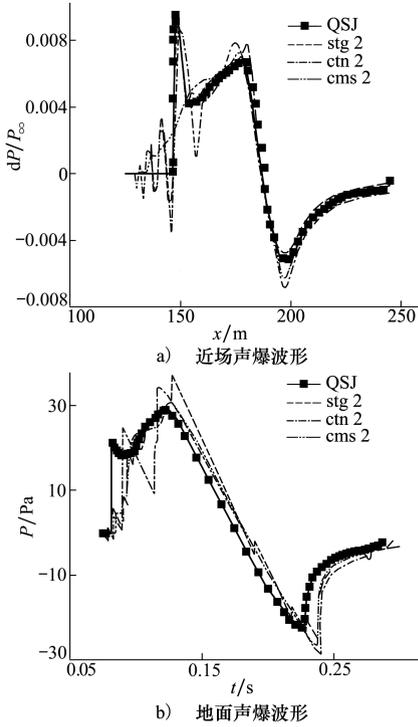


图 10 静音锥与连续长机头对 QSJ 二级静音锥效果的影响

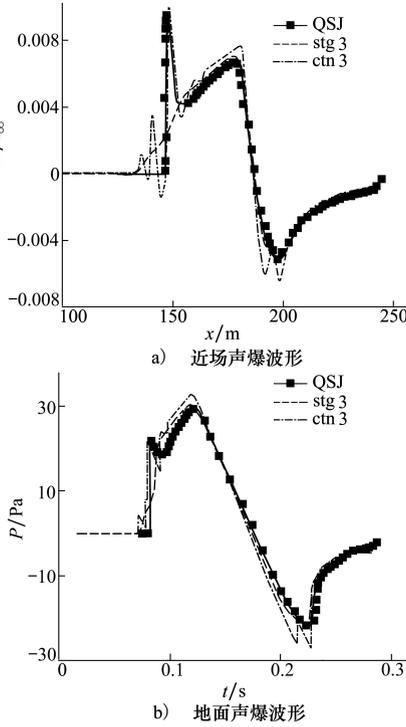


图 11 静音锥与连续长机头对 QSJ 三级静音锥效果的影响

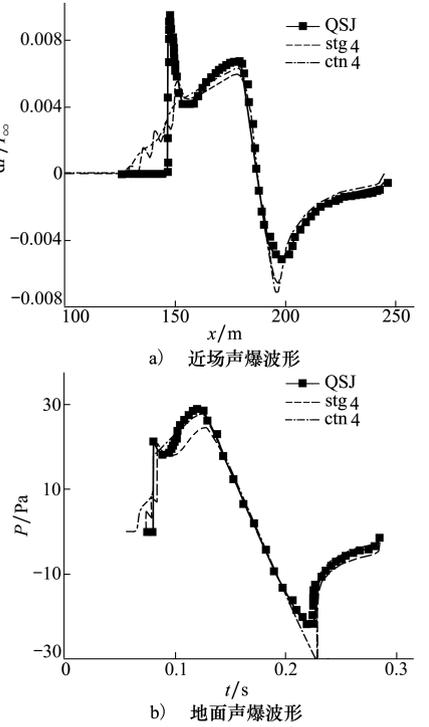


图 12 静音锥与连续长机头对 QSJ 四级静音锥效果的影响

### 4.2 级数对静音锥降爆效果的影响研究

图 13 显示了相同长度的 QSJ 二级 stg2、三级 stg3 和四级 stg4 静音锥降爆效果的对比,其中 stg4 静音锥是将湾流设计的 stg4 静音锥按比例缩短至 stg2、stg3 长度(后二者长度相等)而成的。可以注意到,在同样长度下,四级静音锥的近场波形和地面特征确实均优于三级静音锥。因此在 2~4 个静音锥级数的范围内,级数增加对降低声爆有利。

### 4.3 长度对静音锥降爆效果的影响

图 14 显示了湾流三级静音锥、四级标准静音锥和三级锥长度的短四级锥的近场和地面声爆特征。近场特征中,短四级锥的特征开始位置比四级锥晚,激波上升时间更短,并在地面波形中积累成一道强激波。标准 4 级锥 stg4 近场波形处的信号产生提前量在传播到地面后已经被抹平,地面特征开始时间与短 4 级基本相同,但前端尚未完全归并为一个激波,而是由 3 个小激波组成的,相对来说优于短 4 级锥。由此得出结论,在 2~4 级长/短静音锥的长度范围内,长度增加对低声爆效果有利,且影响多级静音锥降爆效果的主要因素是长度而不是级数。

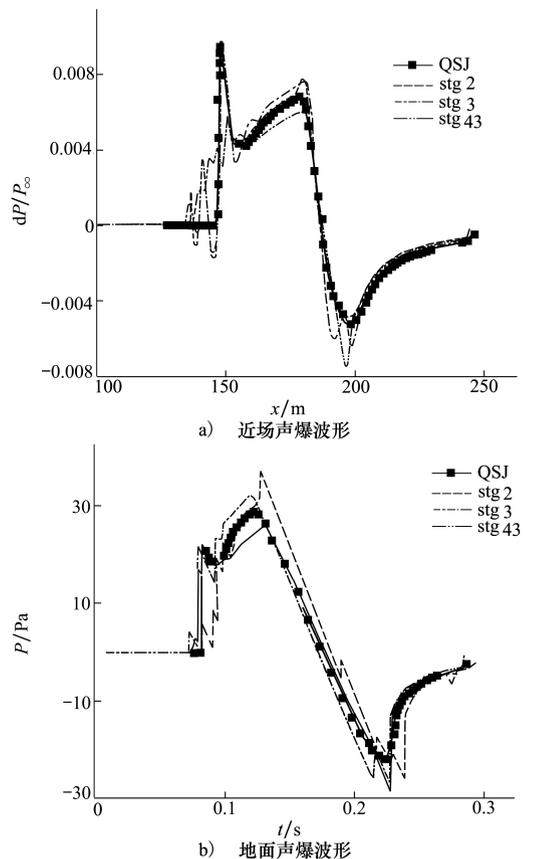


图 13 级数对静音锥效果的影响

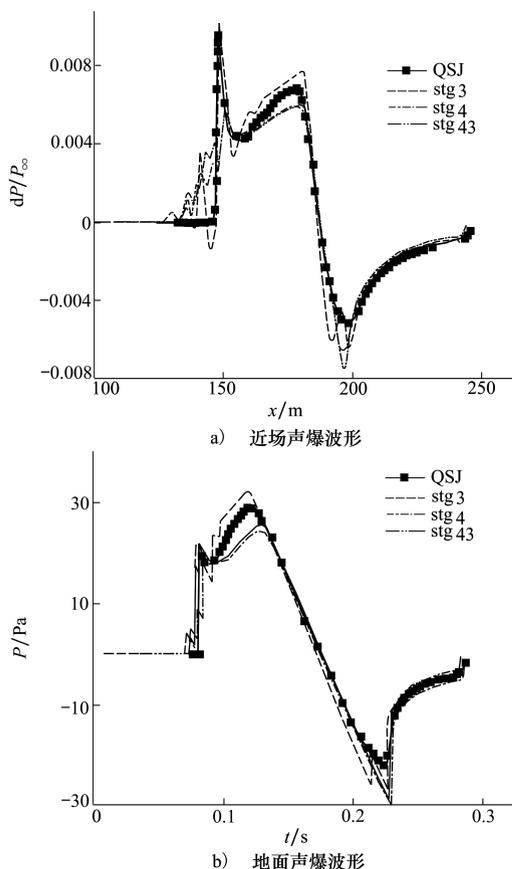


图 14 静音锥长度与级数对地面的声爆影响

## 5 结 论

本文提出了一种改进的圆滑过渡的静音锥方案,并使用基于雷诺平均(RANS)方程的 CFD 求解器 HUNS3D 和基于 Thomas 波形参数法的远场 FL-BOOM 声爆传播程序,验证了所提方案对于抑制超声速飞机声爆的有效性,并就静音锥的多项特征对其降声爆效果的机理进行了分析。

根据近、远场波形特征进行的初步分析得出以下结论:连续过渡曲面如果保持表面曲率单调改变,可使静音锥的近场波形过压峰值更低,远场传播效果也更好。虽然静音锥的间断数(级数)增加确实改善了近场声爆特征,但静音锥的降低声爆效果主要来源于总体长度的增大而不是间断数(级数)的增大。轴对称几何体上下表面的近远场声爆特征相同,而对非轴对称几何体而言,截面积总变量的减小确实有助于改善地面声爆波形总量。连续变换截面积的机头确实有利于改善地面声爆强度,且飞机的下表面越平滑(截面积总改变量越小),越有利于地面声爆强度的控制。

本研究的结论值得进一步验证,可改进的地方包括用高精度 F-15B 模型和网格代替长圆柱,根据稳态解理论增加双曲正切上升时间,从而对远场波形进一步开展噪声级研究、得出噪声指标等。

## 参考文献:

- [1] DONALD Howe, FRANK Simmons, DON Freund. Development of the Gulfstream Quiet Spike TM for Sonic Boom Minimization [R]. AIAA-2008-0124
- [2] HUA R, YE Z. Drag Reduction Method for Supersonic Missile Based on Busemann Biplane Concept[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2012, 29(5): 535-541
- [3] FREUND D, HOWE D, SIMMONS F, et al. Quiet Spike Prototype Aerodynamic Characteristics from Flight Test [R]. AIAA-2008-0125
- [4] WHITHAM G. The Flow Pattern of a Supersonic Projectile[J]. Communications on Pure and Applied Mathematics, 1952, 5(3): 289-301
- [5] RALLABHANDI S K. Advanced Sonic Boom Prediction Using the Augmented Burgers Equation[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(4): 354-360
- [6] PARK M A, MORGENSTERN J M. Summary and Statistical Analysis of the First AIAA Sonic Boom Prediction Workshop [J]. Journal of Aircraft, 2015, 98(1): 569-578
- [7] FARHATT C, ARGROW B, NIKBAY M, et al. Shape Optimization with F-Function Balancing for Reducing the Sonic Boom Initial Shock Pressure Rise[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2004, 3(3): 348-361
- [8] LI C, YE Z, WANG G. Simulation of Flow Separation at the Wing-Body Junction with Different Fairings [J]. Journal of Aircraft, 2015, 45(1): 340-358

- [9] MA B, WANG G, REN J, et al. Near Field Sonic Boom Analysis with HUNS3D Solver[R]. AIAA-2017-0038
- [10] MIAN H H, WANG G, RAZA M A. Application and Validation of HUNS3D Flow Solver for Aerodynamic Drag Prediction Cases [C]//International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology, 2013:18-20
- [11] ROE P L. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 350-357
- [12] LIU Mengsing. Ten Years in the Making-AUSM-Family[R]. AIAA-2001-2521
- [13] ISMAIL Farzad, PHILIP L. Affordable, Entropy-Consistent Euler Flux Functions II: Entropy Production at Shocks[J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(15): 365-410
- [14] ZHA G C, SHEN Y, WANG B. An Improved Low Diffusion E-CUSP Upwind Scheme[J]. Computers & Fluids, 2011, 48(1): 20-21
- [15] JAMESON A, SCHMIDT W, TURKEL E. Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge Kutta Time Stepping Schemes[R]. AIAA-1981-1259
- [16] VENKATAKRISHNAN V. Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(118): 111-120
- [17] SPALART P, ALLMARAS S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows[J]. La Recherche Aéronautique, 1992, 439(1): 5-21
- [18] PLOTKIN K J. Review of Sonic Boom theory[R]. AIAA-1989-1105
- [19] CLEVELAND R O. Propagation of Sonic Booms through a Real, Stratified Atmosphere[D]. Austin, The University of Texas at Austin, 1995
- [20] HOWE D. Improved Sonic Boom Minimization with Extendable Nose Spike[R]. AIAA-2005-1014
- [21] WOLZ R. A Summary of Recent Supersonic Vehicle Studies at Gulfstream Aerospace[R]. AIAA-2003-0558

## Influence of Quiet Spike on Supersonic Transport for Low Boom Effect

LI Zhanke, LIU Yang, DING Yulin, LEI Zhijin, MA Boping

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

**Abstract:** One of the biggest technical challenges of supersonic flight is the mitigation of sonic boom. To deal with this problem, the Gulfstream Aerospace Corporation came up with the spike concept, and it showed to be efficient. However, there also remain several problems, the first one is that installing the spike makes it harder to balance for supersonic transport and the another one is that the movement equipment is complex. In this paper, a new concept by replacing the multi-stage of the normal spike with smooth transition cones is proposed. The concept simultaneously uses the CFD solver HUNS3D based on the Reynolds average (RANS) equation and the far-field FL-BOOM sound explosion propagation program based on Thomas waveform parameter method. The effectiveness of the present scheme to suppress supersonic aircraft sound explosion is verified according to the concept. It is proved that the increased length is good for low blast and the main factor affecting the blast reduction effect of multistage mute cone is length rather than series by the analysis. The results have important reference value for the silent cone design of supersonic aircraft.

**Keywords:** sonic boom prediction; supersonic civil transport; quiet spike; waveform parameter method