

# 典型低音爆构型的近场音爆计算研究

徐悦\*, 宋万强

中国航空研究院 航空数值模拟技术研究应用中心, 北京 100012

**摘要:** 音爆的预测是超声速民用飞机设计的关键技术。采用多块结构化网格有限体积法求解 Euler/N-S 控制方程, 对 Seeb-ALR 旋成体和三角翼两个典型低音爆构型国际标准算例的近场音爆进行了计算, 与风洞试验数据进行了对比分析。结果表明, 对于上述标准算例的简单绕流场进行近场音爆计算时, 流场黏性效应不是必须考虑的因素; 随着方位角的变化, 三角翼尾部激波从单个激波演变为多激波; 来流攻角的变化不影响头部激波强度, 机翼前缘激波强度随攻角的增加而逐渐增强。

**关键词:** 超声速客机; 音爆; 低音爆构型; 近场; 激波

中图分类号: V221.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 07-0012-05

世界上首款超声速客机协和号于 2003 年因音爆导致的高昂运营成本而停飞<sup>[1]</sup>。音爆是超声速客机研制过程中必须要解决的难题。为了设计低音爆超声速客机, 必须发展精确的音爆预测方法, 建立对复杂波系环境下音爆准确预测的能力。例如, Rallabhandi 等<sup>[2]</sup> 发展了一种混合精度的计算流体力学 (CFD) 低音爆设计方法, 用于设计和评估低音爆飞机构型。Elmiligui 等<sup>[3]</sup> 对  $2Ma$  来流条件下, 几个高度上的音爆声压信号进行了计算, 计算结果和风洞试验数据吻合的较好。Wintzer 等<sup>[4]</sup> 开发了一个多层次的低音爆飞机设计框架。Ishikawa 等<sup>[5]</sup> 发展了一种结构/非结构网格方法对音爆进行预测, 机体周围采用非结构网格, 结构网格用于预测近场声压信号。2008 年, NASA 组织了近场音爆预测研讨会<sup>[6]</sup>, 采用 3 个非升力体模型和 2 个升力体构型, 对不同求解器的计算结果进行了评估。2014 年, AIAA 首届音爆预测研讨会<sup>[7]</sup> 对近场音爆预测的技术状态进行了评估, 相关研究人员在未提供试验数据的前提下采用研讨会提供的标准网格对 3 个标准音爆模型进行了大量的盲算对比, 总体来看数值预测的结果和试验数据具有很好的一致性。国内对超声速客机的研究起步相对较晚, 音爆预测方面的研究极为少见, 冯晓强等<sup>[8]</sup> 利用简化音爆预测 (SSBP) 方法对超声速客机的音爆问题进行了初步研究, 实现了音爆特征的定

量计算分析。

本文采用基于多块结构化网格有限体积法, 对 Seeb-ALR 旋成体和三角翼两个典型低音爆构型的近场音爆进行了计算, 结合风洞试验数据对近场音爆特征进行了对比分析研究。

## 1 数值方法

### 1.1 音爆预测的混合模型

音爆信号从飞行器传播至地面的距离超过 10000m, 计算域过大, 难以在统一的计算模型下准确预测地面音爆。目前常用的方法是采用基于 CFD 的近场音爆计算和基于线性/非线性传播的远场音爆计算相结合的混合模型预测方法<sup>[6]</sup>, 如图 1 所示。飞机周围的激波形成区域为近场, 该区域受到非线性环境的强烈影响, 如激波干扰、横向流等, 因此采用基于 Euler/N-S 方程的 CFD 方法对近场区域进行求解, 得到近场压力扰动, 并将提取的近场过压  $dp/P$  (其中,  $dp=Ps-P$ ,  $Ps$  为当地静压,  $P$  为参考压力) 作为远场计算的初始条件。音爆由近场向地面传播过程为远场传播, 即飞机本身几何尺度的影响远小于大气扰动和分子弛豫等影响。近场至地面的音爆传播通过波形参数法或求解伯格方程来实现, 最后将地面音爆信号转换为感觉噪声级。

收稿日期: 2016-04-19; 退修日期: 2016-05-09; 录用日期: 2016-05-10

\* 通讯作者. Tel.: 010-84933571 E-mail: xuyue@cae.ac.cn

引用格式: XU Yue, SONG Wanqiang. Near field sonic boom calculation on typical LSB configurations [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (07): 12-16. 徐悦, 宋万强. 典型低音爆构型的近场音爆计算研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (07): 12-16.

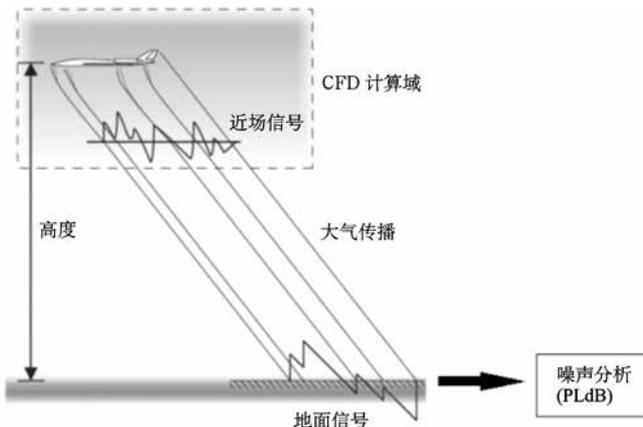


图1 音爆预测混合模型示意图

Fig.1 Hybrid model for sonic boom prediction

## 1.2 基于结构化网格的近场音爆计算方法

近场音爆计算是音爆预测混合模型的基础和核心环节。近场音爆求解采用基于多块结构化网格有限体积法对 Euler/RANS 控制方程进行求解,无粘通量采用矢量通量差分分裂 Roe 格式离散,利用三阶迎风插值格式构造界面中心值,时间推进采用双时间步隐式方法得到稳态解,为提高收敛速度,采用了残值光滑技术以及多重网格加速收敛技术。

近场音爆预测的精确与否关键在于近场激波的精确捕捉,因此,将计算域设计为马赫锥构型,锥体马赫角  $\beta$  由来流马赫数  $Ma_0$  确定 ( $\sin \beta = 1/Ma_0$ ),计算网格为后掠的六面体结构化网格,拓扑结构如图 2 所示。对于黏性求解需求,对近模型壁面处进行网格加密,保证  $y^+ \leq 1$ 。计算模型均采用了半几何构型,展向中心平面采用对称边界条件。

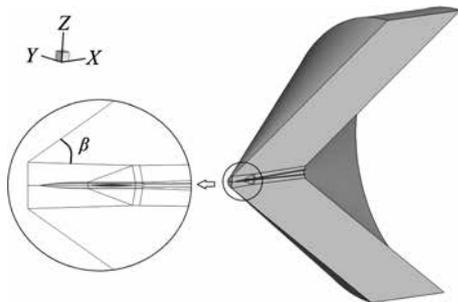


图2 近场音爆预测的计算域拓扑结构

Fig.2 Mesh topology for near field sonic boom prediction

## 2 结果和讨论

### 2.1 旋成体标模 SEEB-ALR

轴对称 SEEB-ALR 模型<sup>[7]</sup>是低音爆低阻力的非升力旋成体,代表了典型的超音速飞机头部构型,主要用于音爆风

洞试验的测量标定。SEEB-ALR 的几何构型如图 3 所示,参考长度  $L=44.8\text{cm}$ ,圆柱段的直径  $3.54\text{cm}$ 。马赫锥构型的计算域内共划分了 75 个拓扑块,总网格量约 1580 万网格点,对近壁面网格处进行了加密,使  $y^+ < 1$ ,满足 Euler/RANS 方程求解要求。



图3 SEEB-ALR 模型的几何构型

Fig.3 Details of the SEEB-ALR geometry

计算参数对应风洞试验条件,攻角  $\alpha=0^\circ$ ,来流马赫数  $Ma=1.6$ ,雷诺数  $Re=6.42 \times 10^6$ 。图 4 是求解 Euler 方程得到的对称面上过压分布云图,可以清晰看到头部激波、弱膨胀波和过压平台等基本音爆特征。

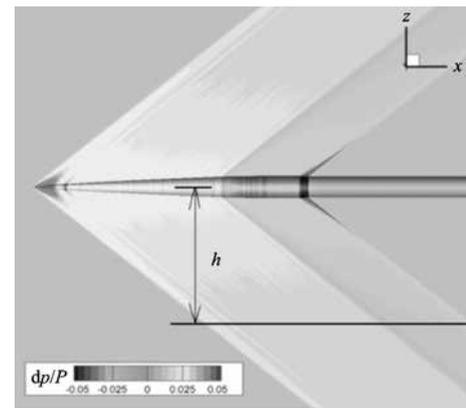


图4 对称面上的过压分布云图

Fig.4 Overpressure contour on symmetry plane

在沿锥体轴线的垂直距离  $h$  处(见图 4)提取近场过压信号。图 5 是  $h/L=1.2$  处不同黏性模型的计算结果与实验数据<sup>[9]</sup>的对比,计算中分别选取了 Euler 模型、Spalart-Allmaras 模型和 Menter  $k-\omega$ SST 模型。结果表明,计算结果与试验数据在头尾激波、压力膨胀段、过压平台等位置的吻合程度较好,头部激波和压力膨胀段与实验曲线均非常贴合,对尾部激波强度的预测相比实验数据略微偏大。最大偏离出现在膨胀区末端的近似小平台区,计算结果和试验曲线的相对误差约为 10%。头部激波后的过压平台区,理论上其过压信号为常值,但是试验数据和计算结果均显示出了小振幅的压力扰动(见图 5 中的局部放大图),这是因为实验模型并非完全轴对称且存在加工瑕疵<sup>[7]</sup>,几组计算结果均比较准确地捕捉到了这个压力扰动现象。对黏性影响的研究中发现,Euler 方程和 RANS 方程的计算结果相互之间的符合程度很高,在激波位

置和强度上有很好的—致性,两组湍流模型的计算结果几乎完全重合。在过压平台区,无黏模型的波动曲线更贴近实验数据,而在近似小平台区,黏性模型的计算结果稍好一些。可见,考虑黏性影响没能提高近场音爆的计算精度,甚至在某些位置 Euler 方程对过压信号的描述更为准确。

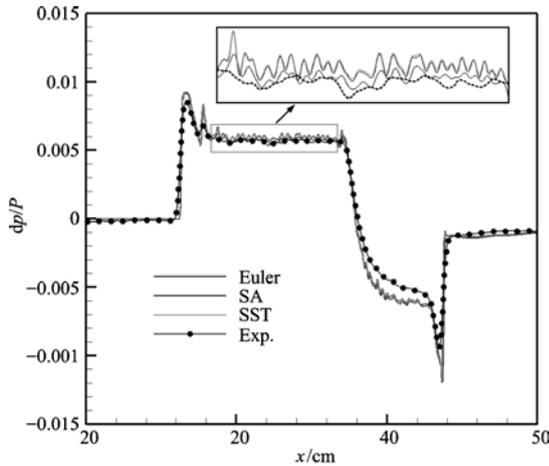


图5  $h/L=1.2$  处过压的计算结果与试验数据对比

Fig.5 Experimental data of overpressure compared with computations at  $h/L=1.2$

图6是  $h/L=1.75$  处的近场过压计算结果与试验数据的对比。除了过压信号强度的衰减外,计算与实验数据对比规律及音爆特征和  $h/L=1.2$  处保持一致。

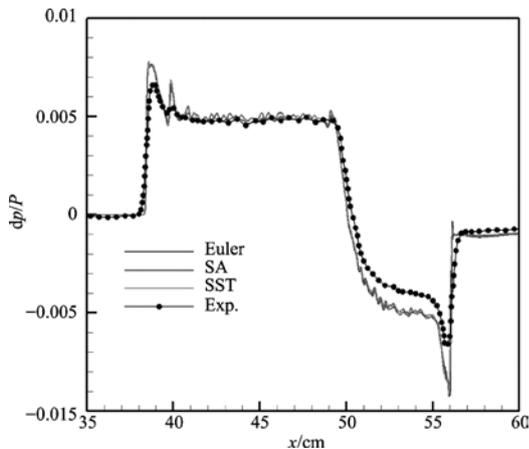


图6  $h/L=1.75$  处过压的计算结果与试验数据对比

Fig.6 Experimental data of overpressure compared with computations at  $h/L=1.75$

## 2.2 三角翼标模

前缘后掠角  $69^\circ$  的三角翼构型由简化的轴对称机身和菱形机翼两部分组成,属于简化的升力体构型<sup>[7]</sup>,其特点在于沿机身旋转轴的周向近场音爆特征是变化的,因此该模型主要用于分析攻角和方位角对近场音爆信号的影响。其几

何构型如图7所示,模型参考长度  $L=17.52\text{cm}$ 。

计算域共划分了10个拓扑块,总网格量约1115万网格点,用于 Euler 方程求解。计算条件为来流马赫数1.7,雷诺数  $Re=2.43 \times 10^6$ ,攻角计算范围  $0^\circ \sim 4.74^\circ$ 。图8是以三角翼轴线为旋转中心,在不同旋转半径处截取的过压计算结果云图,可以明显看出不同方位角  $\phi$  的过压分布变化。

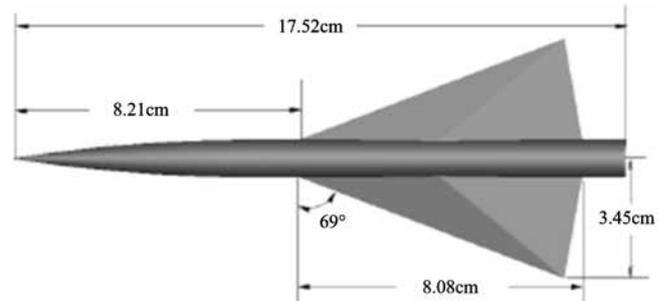


图7 三角翼的几何构型

Fig.7 Details of the delta wing geometry

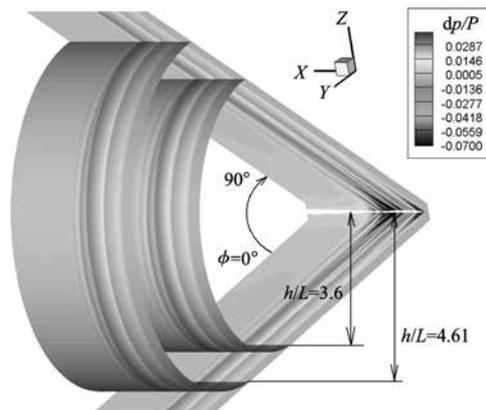


图8 不同半径处提取的过压计算结果剖面

Fig.8 CFD calculation data extractions of delta wing at different radii

图9是  $\alpha=0$ ,  $h/L=3.6$  工况下不同方位角 ( $\phi=0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ ) 的过压计算结果和试验数据<sup>[9]</sup>的对比。计算结果表明,包括尾支杆在内的各方位角的过压计算结果和实验对比吻合较好,头部激波的强度与实验值非常一致。相对于头部激波,机翼前缘激波和尾部激波的峰值预测值偏大,这可能是实验模型加工时,对机翼的各个边缘处做了光滑处理<sup>[9]</sup>而降低了激波强度,而计算模型中并没有进行相应修型。随着方位角的变化,尾部激波从单个激波演变为多激波的演变过程均与实验曲线表现的变化规律基本一致。另外,头部激波后膨胀段试验曲线存在一个随方位角略有变化的轻微凹陷(见图9(a)中的局部放大图),而计算结果呈现的是光滑过渡,二者所用模型头部外形的拟合曲线不一致<sup>[9]</sup>是导致曲线偏离的主要原因。

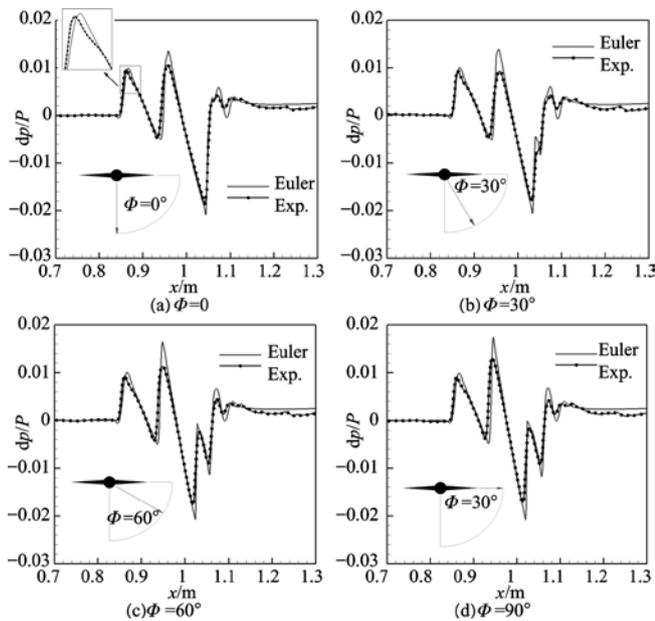
图9 过压计算结果与实验数据的对比 ( $\alpha=0, h/L=3.6$ )Fig.9 Experimental data of overpressure compared with computations at  $\alpha=0$  and  $h/L=3.6$ 

图10是 $\alpha=0, h/L=4.61$ 条件下不同方位角的过压计算结果和试验数据的对比。随着声压传播距离变大,得到的音爆特征和 $h/L=3.6$ 处是一致的。另外,计算结果与试验数据的相对误差值与 $h/L=3.6$ 处相比没有明显变化,可见在此传播范围内,除了正常的过压信号衰减外,并没有出现明显的计算耗散。

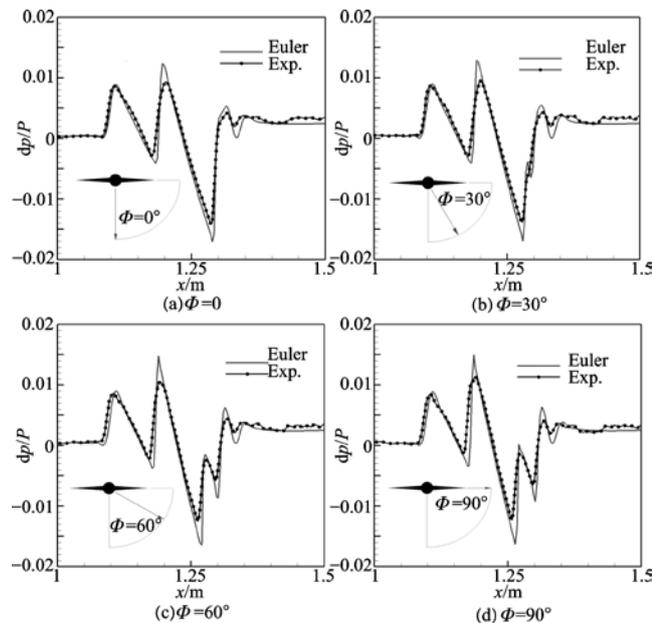
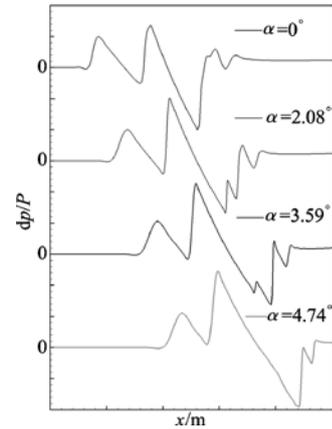
图10 过压计算结果与实验数据的对比 ( $\alpha=0, h/L=4.61$ )Fig.10 Experimental data of overpressure compared with computations at  $\alpha=0$  and  $h/L=4.61$ 

图11是不同攻角( $\alpha=0\sim 4.74^\circ$ )下 $\Phi=0, h/L=3.6$ 处的过压曲线。可以看到,随着攻角的增加,过压信号整体向飞行器尾部移动,头部激波的波形和强度几乎保持不变,机翼前缘激波的波形不变,其强度随攻角增加而增强,尾部激波受到支杆弱激波扰动影响使得变化规律比较复杂,单个激波演变为多激波之后再次融合成单激波。

图11 不同攻角下 $h/L=3.6$ 处的过压计算结果Fig.11 Overpressure at  $h/L=3.6$  with different angle of attack

### 3 结论

本文对2个典型低音爆构型的近场音爆特征进行了计算分析,计算结果和试验数据具有很好的一致性,甚至准确地反映出了实验模型的不对称和修型处理等结构差异。结果表明,在对SEEB-ALR等标准模型的绕流场进行近场音爆计算时,由于这类标模的构型简单,且不存在分离流等复杂流动现象,因此在求解过程中流场黏性效应不是必须考虑的因素,但是如果考虑对带发动机吊舱的全机进行近场音爆预测,飞机后体区域的结构和流动较为复杂且相互干扰严重,采用Euler方程进行流场求解的结果必然很不理想,此时必须引入高精度的N-S方程流场求解器。对于三角翼构型,随着方位角的变化,尾部激波从单个激波演变为多重激波。来流攻角对头部激波的强度影响很小,机翼前缘激波强度随攻角的增加而逐渐增强。

AST

### 参考文献

[1] 朱自强,吴宗成,陈迎春,等. 民用飞机空气动力学设计先进技术[M]. 上海:上海交通大学出版社,2013.

ZHU Ziqiang, WU Zongcheng, CHEN Yingchun, et al. Advanced technology of aerodynamic design for commercial

- aircraft[M]. Shanghai; Profile of Shanghai Jiao Tong University Press, 2013. (in Chinese)
- [2] Rallabhandi S K. Advanced sonic boom prediction using augmented burgers equation[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48 (4): 1278.
- [3] Elmiligui A, Cliff S, Wilcox F, et al. Numerical predictions of sonic boom signatures for a straight line segmented leading edge model[C]// Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7) . Ha waii, 2012.
- [4] Wintzer M, Kroo I, Aftosmis M, et al. Conceptual design of low sonic boom aircraft using adjoint-based CFD[C]// Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7) . Hawaii, 2012.
- [5] Ishikawa H, Tanaka K, Makino Y, et al. Sonic-boom prediction using Euler CFD codes with structured/unstructured overset method[C]// 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [6] Michael A P, Michael J A, Richard L C. Summary of the 2008 NASA fundamental aeronautics program sonic boom prediction workshop[R]. AIAA 2013-0649, 2013.
- [7] Michael A P, John M M. Summary and statistical analysis of the first AIAA sonic boom prediction workshop[R]. AIAA 2014-2006, 2014.
- [8] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机音爆问题初步研究 [J]. 飞行力学, 2010, 28 (6): 21-27.  
FENG Xiaoqiang, LI Zhanke, SONG Bifeng. Preliminary analysis on the sonic boom of supersonic aircraft[J]. Flight Dynamics, 2010, 28 (6): 21-27. (in Chinese)
- [9] Susan E C, Donald A D, Alaa A E. Computational and experimental assessment of models for the first AIAA sonic boom prediction workshop[J]. AIAA 2014-0560, 2014.

#### 作者简介

徐悦 (1979— ) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 气动声学。

Tel: 010-84933571

E-mail: xuyue@cae.ac.cn

## Near Field Sonic Boom Calculation on Typical LSB Configurations

XU Yue\*, SONG Wanqiang

*Numerical Simulation Center, Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China*

**Abstract:** Sonic boom prediction is a key issue to be addressed in supersonic commercial transport design. The finite volume method base on multi-block structured grids was applied to solve Euler/N-S governing equations for predicting near field signatures of sonic boom. Two benchmark cases of typical LSB (Low Sonic Boom) configurations were calculated, including SEEB-ALR model and Delta wing model. The predicted results were compared with experimental data. The results show that Navier-Stokes computations are not always necessary for simple flow-fields. The tail shock changes from a single to multiple-shock waveform from on-track to off-track. There is very few influence of the attack of angle on the intensity of the bow shock. The shock starting from the leading edge of wing becomes stronger as the attack of angle increases.

**Key Words:** supersonic airliner; sonic boom; LSB configuration; near field; shock wave

Received: 2016-04-19; Revised: 2016-05-09; Accepted: 2016-05-10

\*Corresponding author. Tel. : 010-84933571 E-mail: xuyue@cae.ac.cn