

降低超声速飞行器声爆的一种主动控制方法

叶柳青, 叶正寅, 马博平

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 声爆抑制问题是新一代环保型超声速客机研发过程中亟需解决的关键技术瓶颈之一。提出了一种降低超声速飞行器声爆的主动控制方法, 主要是在翼型下表面前缘附近处开口进行吸气, 同时在翼型下表面后缘附近进行喷气, 且保持吸气量与喷气量相等。分别以菱形翼型和 NACA0008 翼型作为基准算例, 研究了吸气口与喷气口位置、气体质量流量以及飞行迎角对地面声爆最大过压、阻力系数以及升阻比的影响。结果表明该方法能够显著地降低超声速飞行器声爆水平以及阻力, 并且后缘处喷气比前缘处吸气更容易达到降噪的效果。将主动控制方法应用于基准菱形(NACA0008)翼型后, 当气流质量流量为 6.5 kg/s(7.5 kg/s) 时, 最大正过压值降低了 12.87%(12.85%), 最大负过压值的绝对值降低了 33.83%(56.77%), 阻力系数降低了 9.50%(10.96%)。可见文中提出的低声爆方法效果良好, 为新一代低声爆超声速客机的设计提供了有益的参考。

关键词: 超声速客机; 声爆; 激波; 吸喷气; 降噪

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2021)03-0566-10

声爆是飞行器在超声速飞行时特有的一种声学现象^[1-5]。飞行器超声速飞行时在其近场会产生以激波为主的一系列扰动波, 它们在大气层中自然非线性传播, 最终在远场演化为“N”形声波。这种“N”形声波表示压力信号的形状, 是由头部激波和尾部激波组成。激波的厚度很小, 经过激波后空气的压强、密度、温度都急剧升高, 速度急剧下降。被这两道激波扫过的任何空间中的物体都会感觉到强烈的变化, 人的耳膜受到突然的空气压强变化, 感觉是两声巨响, 这两声巨响即为声爆^[6-9]。

Seebass 等首次提出了基于线化理论 SGD(Seebass-George-Darden)方法来降低声爆, 为低声爆超声速客机设计奠定了理论基础^[10-11]。冯晓强等^[12]基于 SGD 方法, 首次提出一种“梭式”布局静音超声速客机方案。朱自强等^[13]对目前降低声爆的优化设计方法进行了详细的介绍与讨论。徐悦等^[14]通过求 Euler/N-S 方程计算了 2 个典型低声爆构型国际基准算例(即 SEEB-ALR 旋成体和三角翼)的近

场声爆信号, 他们指出在计算上述标准算例的简单绕流场近场声爆时, 流场的黏性效应不是必须考虑的因素。Howe^[15]提出了一个“静音锥”概念来降低声爆水平。主要是在机头上安装一个可伸缩的静音锥, 产生一系列弱激波, 从而达到降低声爆的目的。国内李占科等^[16]和冯晓强等^[17]研究了不同参数的单级和多级静音锥对超声速声爆水平的影响。在“静音锥”概念的启发下, 沈沉等^[18]和翟荣华等^[19]提出在超声速客机机头安装合适的细长杆来降低声爆的方案, 并基于 AUSM+格式和 Fluent 的准三维数值模拟手段对多组细长杆设计方案进行了模拟分析, 计算结果表明 6 m 长的 12.5°半锥角单级锥形细长杆具有明显的降噪效果。然而, 附加的静音锥或细长杆会显著增加飞机的质量, 必须配备足够的刚度以避免气动弹性不稳定。

吸喷气是常用于飞行器流动控制的一种较为成熟的技术手段^[20-22], 如合成射流技术^[20]、边界层吹吸气以及协同射流控制技术^[21-22]都采用吸喷气

收稿日期: 2020-12-08

基金项目: 民用飞机项目及国家数值风洞项目(NNW2019ZT3-A15)资助

作者简介: 叶柳青(1993—), 女, 西北工业大学博士研究生, 主要从事高超声速飞行器气动弹性及声爆研究。

通信作者: 叶正寅(1963—), 西北工业大学教授、博士生导师, 主要从事高超声速飞行器气动弹性及飞行器气动布局设计。

e-mail: yezy@nwpu.edu.cn

对流动进行控制。本文创新地将吸喷气应用于超声速声爆抑制中,主要是在翼型下表面前缘附近处开口进行吸气,同时在翼型下表面后缘附近处开口进行喷气,且保持吸气量与喷气量相等。这种方法不仅避免了质量损失、大幅度增加阻力,以及牺牲机身空间等不利影响,还具有操作简单、易于控制等优点。为了节约能源,当超声速飞机在人口密度较大的城市上空飞行时,吸气口和喷气口是打开的,而当飞机飞越海面或者沙漠时,吸气口和喷气口关闭。为了验证所提出的低声爆方法的有效性,将该主动控制方法应用于菱形翼型 NACA0008 翼型中,首先采用 CFD 方法求解 Euler 方程得到近场过压分布,再使用自研的远场传播工具将近场过压分布传播至地面,将最终得到的地面声爆波形与使用该主动控制方法之前的基准菱形翼型的 NACA0008 翼型进行对比。并进一步研究了吸气口与喷气口的位置、气体质量流量以及飞行迎角对地面声爆最大过压、阻力系数、升力系数以及升阻比的影响。

1 降低声爆的主动控制方法

本文创新地提出了一种可有效降低超声速飞行

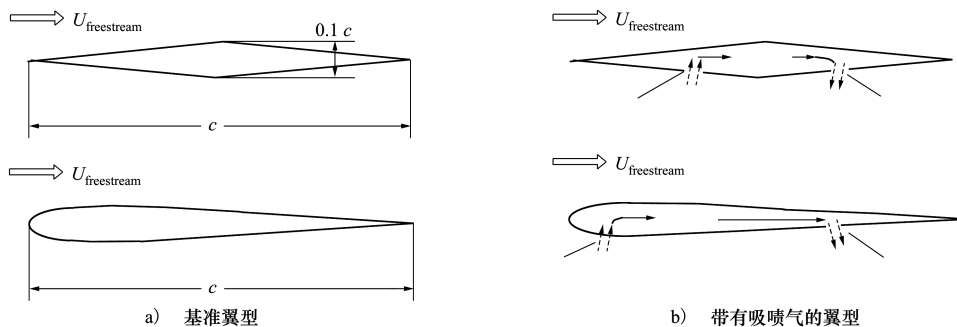


图1 基准翼型与带吸喷气的翼型

2 数值方法

精确地评估超声速飞行器飞行时地面感受到的声爆噪声水平是使用低声爆方法来降低声爆的先决条件^[1-2]。目前国际上主流的声爆预测策略主要分为2个步骤^[2]:①首先通过风洞试验或者 CFD 方法得到近场过压分布;②运用修正线化理论或非线性声学理论将近场的过压分布传播到远场,最终获得地面声爆的声压信号。噪声级有多种衡量标准,不

器声爆水平的方法,该方法主要是在翼型下表面前缘附近处开口进行吸气,同时在翼型下表面后缘附近处开口进行喷气,且保持吸气量与喷气量相等。该方法的气动原理是:飞行器超声速飞行时,翼型下表面前半部分的流场是由激波主导的,通过在翼型下表面前缘附近处开口进行吸气,产生一系列膨胀波,通过膨胀波与前缘激波相互作用,达到削减头部激波峰值的效果;翼型下表面后半部分的流场是由膨胀波区主导的,通过在翼型下表面后缘附近处喷气,产生激波来减弱后缘激波峰值。由于前后缘激波峰值的减小,传播到远场处的噪声值也会相应的降低。

为了说明本文提出的降低声爆的主动控制方法的有效性,这里选择菱形翼型和 NACA0008 翼型作为基准翼型。图 1a) 至 1b) 分别展示了基准翼型以及使用该主动控制方法后的翼型。 c 代表弦长。气流通过吸气口时,保持气流方向与吸气口所在表面垂直。同样地,气流通过喷气口时,保持气流方向与喷气口所在表面垂直。为了最大限度地降低功耗,从翼型前缘附近处吸入的气流流量与从后缘附近处喷出的气流流量相等。流动控制由泵进行驱动。

同衡量标准间的差异较大。在获得地面声爆波形后,作为远场 N 波的主要参数,许多国内外的研究者,如翟荣华等^[19] 和 Sun 等^[23] 均采用地面声爆波形中的最大过压值来量化声爆水平。因此,这里也将声爆最大过压作为声爆强度的主要指标。

2.1 近场 CFD 计算数值方法

采用商业 CFD 软件,即 Fluent,对二维欧拉方程进行求解,从而得到近场的压力分布。利用 ICEM 软件来生成结构网格。为了更加精确地捕捉激波特性,令网格面平行于激波面,并且对激波附近的网格

进行加密。本文求解 Euler 方程来实现近场声爆的预测,其二维守恒形式的 Euler 方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \mathbf{F}(\mathbf{U}) = 0 \tag{1}$$

式中, \mathbf{U} 为守恒变量,对流量 $\mathbf{F}(\mathbf{U}) = (\mathbf{f}(\mathbf{U}), \mathbf{g}(\mathbf{U}))$,表达式分别为

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v_1 \\ \rho v_2 \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \rho v_1 \\ \rho v_1 v_1 + P \\ \rho v_2 v_1 \\ \rho h v_1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{g} = \begin{bmatrix} \rho v_2 \\ \rho v_1 v_2 \\ \rho v_2 v_2 + P \\ \rho h v_2 \end{bmatrix}$$

式中: ρ 为密度; v_1 和 v_2 为 x, y 方向的速度分量; E 为单位总能; p 为压强; h 为单位总焓。

在进行数值计算中,选取 Density 基函数,求解法选择隐式,无黏通量项采用 Roe 格式。

2.2 声爆远场分析数值方法

在远场分析中,本文采用自研的基于 Whitham 修正线性化理论、Thomas 波形参数法和几何声学的综合声爆信号传播与分析工具 (FL-BOOM) 将近场声爆信号传播到远场。线性声爆预测理论是 Whitham 于 1952 年由线性超声速细长旋成体理论发展而来。Whitham 认为,线性超声速细长旋成体理论中关于特征线是相互平行的假设在声爆计算中不合理,于是对特征线方程进行非线性修正,提出了声爆的线性理论,并给出了精度较高的特征线描述。

由线性超声速细长旋成体理论可以得到旋成体的小扰动速度表达式,如(2)式所示

$$\begin{cases} \frac{\hat{u}}{V_\infty} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} = -\frac{1}{2\pi} \int_0^{x-Br} \frac{S''(\xi) d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - B^2 r^2}} \\ \frac{\hat{v}}{V_\infty} = \frac{\partial \varphi}{\partial r} = -\frac{1}{2\pi r} \int_0^{x-Br} \frac{S''(\xi)(x-\xi) d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - B^2 r^2}} \end{cases} \tag{2}$$

式中: \hat{u}, \hat{v} 为小扰动速度; V_∞ 为无穷远处的流动速度; φ 为速度势; x, r 为细长旋成体理论中的柱坐标; $B = \sqrt{Ma^2 - 1}, Ma$ 为来流马赫数; ξ 为积分变量; $S(\xi)$ 为旋成体在轴向位置处的截面积, $S''(\xi)$ 为截面的二阶导数。

修改特征线方程 $x - Br = \text{const}$ 为 $x - Br = y(x,$

$r)$,即 x 与 r 的关系不是简单的线性关系,而是与空间点坐标(x, r) 有关,于是(2) 式可写为

$$\begin{aligned} \frac{\hat{u}}{V_\infty} &= -\frac{1}{2\pi} \int_0^y \frac{S''(\xi) d\xi}{\sqrt{(y-\xi)(y-\xi+2Br)}} \\ \frac{\hat{v}}{V_\infty} &= -\frac{1}{2\pi r} \int_0^y \frac{S''(\xi)(y+Br-\xi) d\xi}{\sqrt{(y-\xi)(y-\xi+2Br)}} \end{aligned} \tag{3}$$

对于特征线方程的确定,这里给出特征线的表达式

$$\begin{aligned} x &= Br - kF(y) \sqrt{r} + y \\ y &= x_0 - Br_0 \\ k &= 2^{-1/2}(\gamma + 1)Ma^4 B^{-3/2} \end{aligned} \tag{4}$$

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

$$\Delta p/p_0 = \gamma Ma (2\beta r)^{-1/2} F(y) \tag{5}$$

式中: γ 为比热比, $\Delta p/p_0$ 为声爆过压, $\Delta p = p - p_0, p$ 为观测点当地压强, p_0 为环境压强。

3 结果与讨论

在数值计算中选取飞行马赫数为 1.7。翼型弦长 $c=1$ m。吸气口处的边界条件设置为压力出口边界条件,喷气口处的边界条件设置为速度入口边界。通过调整速度入口边界处的速度大小,来保持吸气口处的气流流量与喷气口处的气流流量一致。在翼型下方两倍于翼型弦长的位置(即 $H/L=2$,其中 $L=c$)采集近场过压信号。假定飞行器巡航高度为 16 764 m,飞行迎角为 0° ,用自研的 FL-BOOM 工具将近场过压信号传播到远场得到地面声爆波形。

3.1 近远场预测工具的正确性与一致性验证

表 1 给出了由不同方法计算的菱形翼型气动力系数。由表中数据可知,由商业软件 Fluent 计算得到的菱形翼型阻力系数为 0.029 18,理论方法计算得到其的阻力系数为 0.029 10,二者相比,误差仅为 0.27%,表明所使用的数值方法具有较高的精度,可以用来后续研究。

表 1 不同方法计算的菱形翼型气动力系数及其误差

迎角/ $(^\circ)$	阻力系数			升力系数		
	CFD	理论	误差/%	CFD	理论	误差/%
0	0.029 18	0.029 10	0.27	0	0	
2	0.032 97	0.032 64	1.01	0.103 5	0.101 6	1.8

为验证波形参数法的计算结果,本文使用声爆标模 LM1021 进行验证。远场传播条件如表 2 所示。图 2 为 FL-BOOM 计算的 LM1021 远场压力信号,作为对比的是 SBPW-1 参会代表提交的结果(图中以 S 开头的数据)对比。总体来看,本文计算的远场声爆波形与参会代表提交的结果吻合较好,表明 FL-BOOM 可用于后续的声爆远场波形预测。

表 2 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

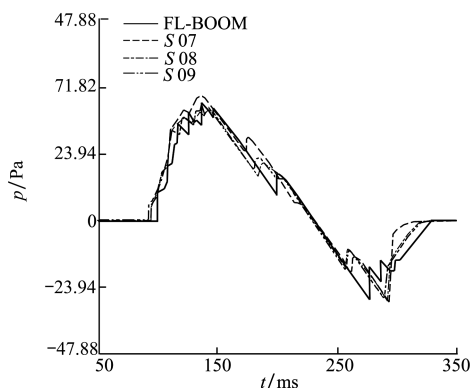


图 2 无黏条件下 FL-BOOM 计算验证

3.2 网格无关性验证

基于 ICM 软件,分别生成 3 套不同网格数量的结构网格,并将不同网格密度下带有吸喷气口的翼型的近场压力分布进行比较,以验证网格无关性,如图 3 所示。对于带吸喷气的菱形翼型,3 套网格的节点数分别为 190×200 , 290×400 和 390×800 分别对应于疏网格、中等网格和密网格。吸/喷气口分别位于距离前缘 21.0%/79.0% 弦长位置处。吸气口与喷气口的长度都为 2% 的弦长,并且质量流率都为 1 kg/s 。对于带吸喷气 NACA0008 翼型,3 套网格节点数分别为 190×206 , 380×412 , 760×823 。吸/喷气口分别位于距离前缘 16.1% 和 79.3% 弦长位置处。吸气口与喷气口的长度都为 2% 的弦长,并且质量流率都为 1.9 kg/s 。

从图 3 及其局部放大图可以看出,不同网格密度下,激波与膨胀波的位置基本保持一致。但是采用较密的网格得到的激波与膨胀波的峰值会更大,这是由于较密的网格数值耗散较小。对于带吸喷气的菱形翼型和 NACA0008 翼型来说,当网格节点数分别达到 290×400 和 380×412 时,网格数量对计算

结果的影响可以忽略。

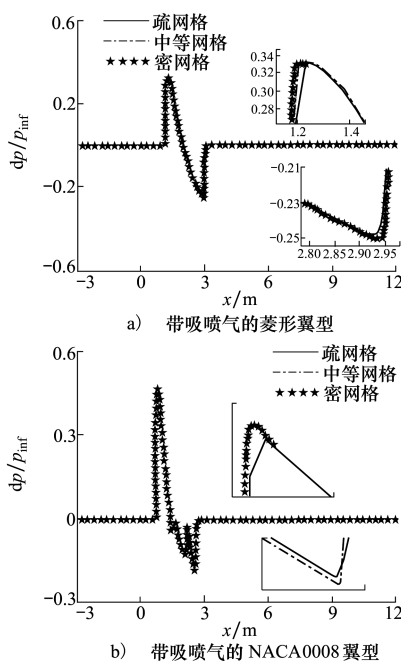


图 3 网格密度对近场压力分布的影响

3.3 吸气口与喷气口位置的影响

图 4 和图 5 分别表示以菱形翼型和 NACA0008 翼型作为基准翼型时,吸气口或者喷气口位置对地面声爆最大过压的影响。 Δp_o (maximum overpressure) 代表前缘激波处的最大过压,为正值。 Δp_u (maximum underpressure) 表示后缘激波处的最大过压,为负值。 x 代表开口(吸气口或者喷气口)中心距翼型前缘的距离。这里研究吸气口位置的影响时,关闭喷气口。同样的,研究喷气口位置的影响时,关闭吸气口。

对于基准翼型为菱形翼型来说,吸气口长度为 4% 的弦长,吸气口中心位置从距翼型前缘 0.04 m 到 0.46 m 变化,中间间隔为 0.02 m,吸气口处质量流率为 -6.428 kg/s 。从图 4a) 可以看出打开吸气口后,翼型前缘激波处的最大正过压值低于基准翼型,这表明在翼型前缘附近处吸气可降低声爆水平,并且当吸气口位于距前缘 0.3 m 位置处为最佳吸气口位置。关闭前缘附近吸气口,只打开后缘附近喷气口,喷气口的长度为 2% 的弦长,喷气口中心位置从距翼型前缘 0.53 m 到 0.97 m 变化,中间间隔为 0.02 m,喷气口处的质量流率为 2.5 kg/s 。从图 4b) 可以看出打开喷气口后的菱形

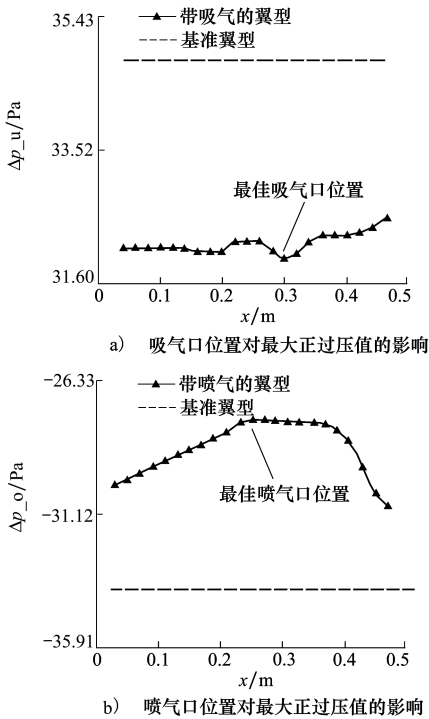


图 4 基准菱形翼型和带吸喷气菱形翼型最大过压的对比

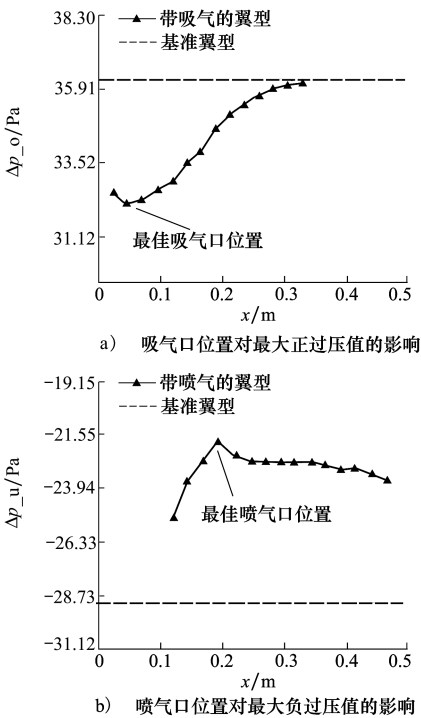


图 5 基准 NACA0008 翼型和带吸喷气 NACA0008 翼型最大过压的对比

其绝对值明显低于基准翼型,这表明在翼型后缘附近处喷气可降低声爆水平,并且当喷气口位于距前缘 0.75 m 时,翼型后缘激波处的最大负过压值绝对值最小,因此,喷气口位于距前缘 0.75 m 位置处为最佳喷气口位置。

对于基准翼型为 NACA0008 翼型来说,只打开前缘吸气口,吸气口长度为 2.4% 的弦长,吸气口中心位置从距翼型前缘 0.022 5 m 到 0.334 5 m 变化,中间间隔为 0.048 0 m,吸气口处的质量流率为 $-6.887 7 \text{ kg/s}$ 。图 5a) 展示了吸气口位置对最大正过压值的影响。关闭前缘吸气口,只打开后缘喷气口,喷气口长度为 2.4% 的弦长,喷气口中心位置从距翼型前缘 0.619 5 m 到 0.955 5 m 变化,中间间隔为 0.024 0 m,喷气口处质量流率为 $3.356 97 \text{ kg/s}$ 。图 5b) 展示了喷气口位置对最大负过压值的影响。类似于上面对基准翼型为菱形翼型的分析,从图 5 中可以确定最佳吸气口的位置为吸气口中心距离前缘 0.046 55 m 位置处,最佳的喷气口位置为距前缘 0.693 0 m 位置处。

总的来说,图 4 和图 5 的结果显示不论在翼型的前缘附近处吸气还是在后缘附近处喷气,都可有效地降低声爆水平。另外一方面,也可以看出本文提出的主动控制方法不仅适用于基准菱形翼型,也同样适用于基准 NACA0008 翼型。

3.4 气体质量流量的影响

吸气口与喷气口处气体的质量流量是一个重要的参数,会对最终降噪的效果产生影响。分别将吸气口与喷气口设置于 3.3 小节中确定的最佳位置处,同时打开吸气口与喷气口,并保持吸气口处气流的质量流量与喷气口处气流的质量流量相等。根据文献[21-22],为避免等质量吸气时在吸气口发生堵塞,吸气口长度应该大于喷气口的长度。这里,对于带吸喷气的菱形翼型,吸/喷气口长度分别取 4% 和 2% 的弦长。图 6 和图 7 展示了吸气口与喷气口处的气流质量流量对地面声爆波形、最大过压、阻力系数以及升阻比的影响。对于带吸喷气的 NACA0008 翼型,吸/喷气口长度分别取 4.8% 和 2.4% 的弦长。图 8 和图 9 展示了气流质量流量对地面声爆波形、最大过压、阻力系数以及升阻比的影响。

从图 6a) ~ 6b) 中可以看出,与基准菱形翼型相比,带吸喷气的菱形翼型的前缘激波处的最大正过压值变小,后缘激波处的最大负过压值变大,但其绝对值变小,这表明在菱形翼型前缘附近处吸气并同

翼型后缘激波处的最大负过压值高于基准翼型,但

时在翼型后缘附近喷气的方法可以有效降低声爆水平。从图中还可以看出,随着吸喷气口处气体的质量流量的增大,前缘激波处的最大正过压值不断减小,后缘激波处的最大负过压值不断增大,但其绝对值仍不断减小,这表明增大吸喷气口处气体的质量流量可以增强降噪效果。从图 6c) 中可以看出,与基准菱形翼型相比,带吸喷气的菱形翼型的阻力系数变小,并且随着气流质量流量的增大,阻力系数不断减小。在气体质量流量为 6.5 kg/s 时,前缘激波处的最大正过压值降低了 12.87%,后缘激波处最大负过压值的绝对值降低了 33.83%,阻力系数降低了 9.50%。从图 6d) 可以看出,随着气流质量流量的增

大,升阻比也不断增大。这说明本文提出的主动控制方法不但能够有效降低声爆水平,而且还会带来气动特性的显著提升。对于主动流动控制而言,若评判其气动效率如升阻比 L/D ,应该将喷吸气的功耗也考虑进来,参考文献[21-22]中功耗的计算方法,图 6e) 给出了不同气流质量流量下菱形翼型吸喷气消耗的功率系数。从图中可以看出,气流质量流量越大吸喷气消耗的功率系数也越大。因此,结合上面的分析可知,若想达到降低音爆的最佳效果,应该在功耗允许范围内尽可能地提高吸喷气口处的气流质量流量。

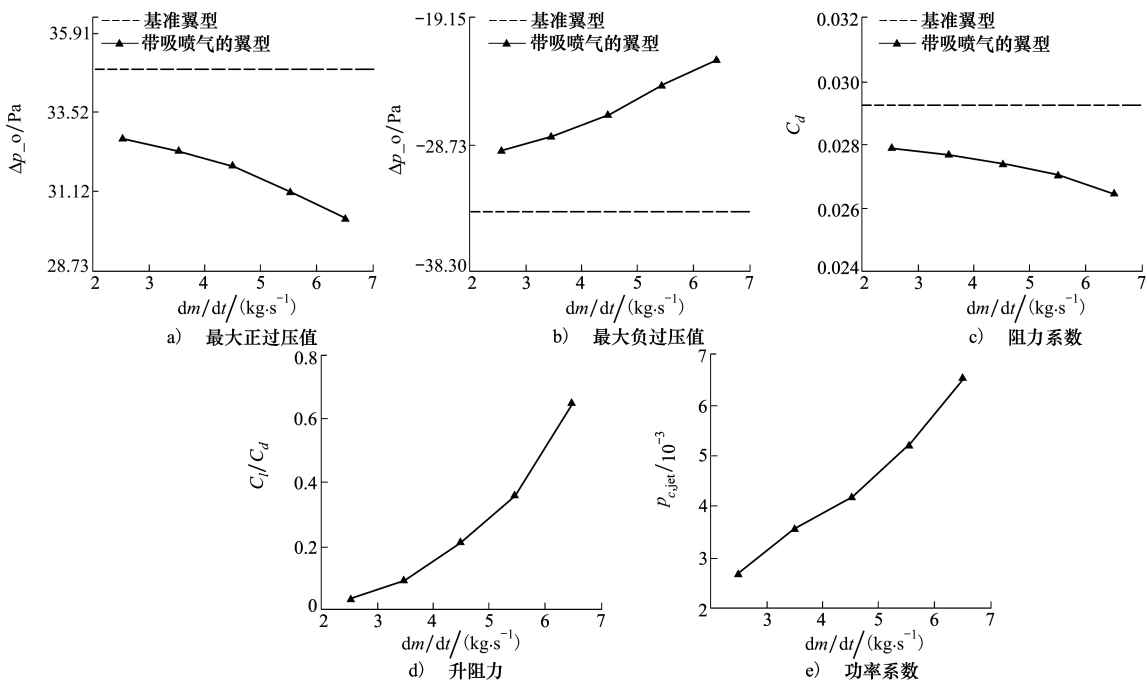


图 6 不同质量流量下基准菱形翼型与带吸喷气的菱形翼型的计算结果对比

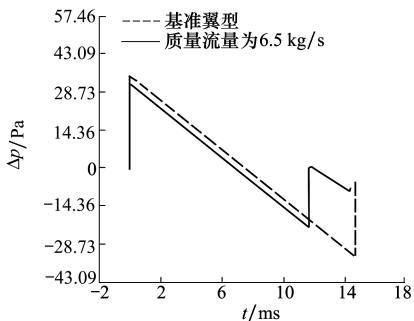


图 7 在质量流量为 6.5 kg/s 时基准菱形翼型与带吸喷气的菱形翼型的地面声爆波形对比

从图 8 和图 9 中可以看出,吸喷气口处气体的质量流量对基准翼型为 NACA0008 翼型的地面声爆波形、最大过压、阻力系数以及升阻比的影响规律与菱形-SI 翼型基本一致,这里就不展开描述。对带吸喷气的 NACA0008 翼型来说,当气体质量流为 7.5 kg/s 时,前缘激波处的最大正过压值降低了 12.85%,后缘激波处的最大负过压值的绝对值降低了 56.77%,阻力系数降低了 10.96%。

总的来说,增加吸喷气口处气体的质量流量会导致声爆水平与阻力的进一步降低,并且后缘附近处喷气比前缘附近处吸气更容易达到降噪的效果。

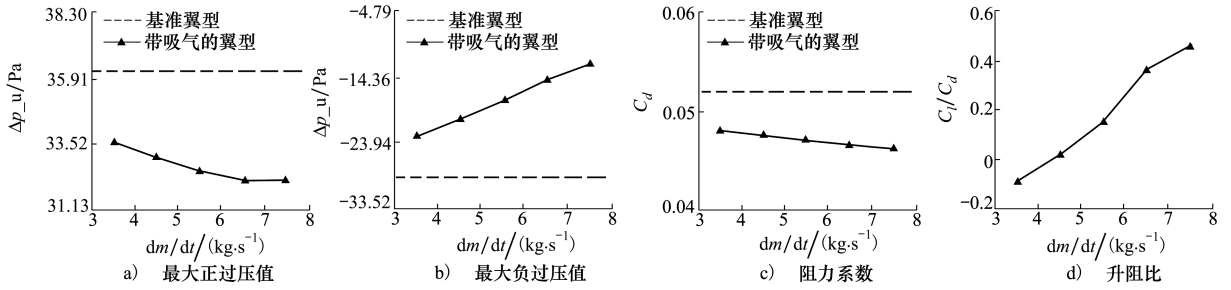


图 8 不同质量流量下基准 NACA0008 翼型与带吸喷气的 NACA0008 翼型的计算结果对比

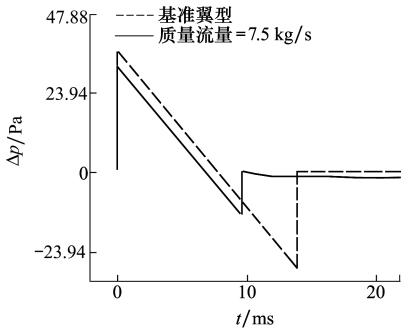


图 9 在质量流量为 7.5 kg/s 时基准 NACA0008 翼型与带吸喷气的 NACA0008 翼型的地面声爆波形对比

因此,在使用本文提出的降低声爆的主动控制方法时,若想要达到较好的降噪效果,可尽量提高吸

气口与喷气口处气体的质量流量。

3.5 飞行迎角的影响

图 10 和图 11 展示了在不同迎角时,将本文提出的主动控制方法应用于菱形翼型与 NACA0008 翼型时的降噪效果和气动性能。同时打开翼型前缘附近处的吸气口与翼型后缘附近处的喷气口,将吸/喷气口分别放置在其对应的最佳位置处,并保持吸气口处气流的质量流量与喷气口处气流的质量流量相等。其中,对于带吸喷气的菱形翼型来说,吸/喷气口长度分别为 2% 和为 4% 的弦长;对于带吸喷型还是带吸喷气 NACA0008 翼型,吸/喷气口长度分别为 2.4% 和为 4.8% 的弦长。无论对于菱形翼型还是 NACA0008 翼型气体的质量流量都为 3.5 kg/s。

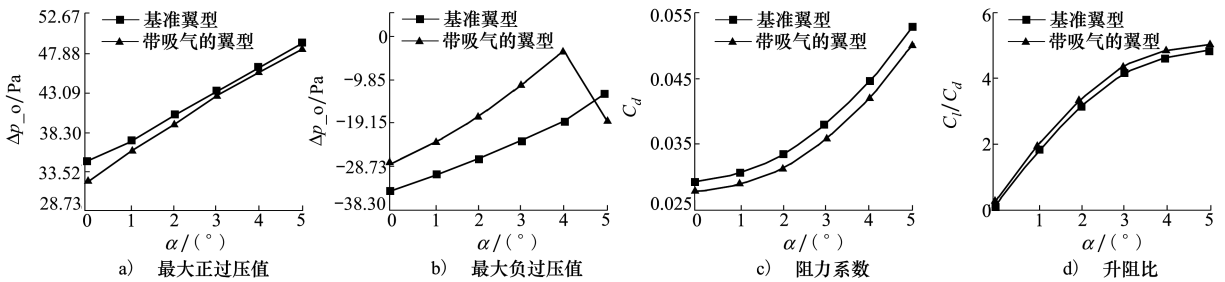


图 10 不同迎角下带吸喷气的菱形翼型与基准菱形翼型的计算结果对比

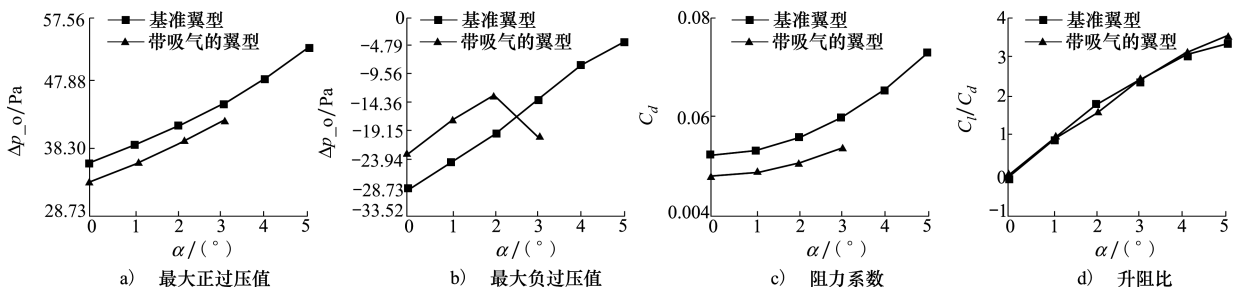


图 11 不同迎角下带吸喷气的 NACA0008 翼型与基准 NACA0008 翼型的计算结果对比

图 10 和图 11 的结果显示,在不同的飞行迎角下,与相对应的基准翼型相比,带吸喷气的菱形翼型与带吸喷气的 NACA0008 翼型的前缘激波处的最大正过压值略微降低,而后缘激波处的最大负过压绝对值显著降低,阻力系数明显降低,升阻比基本不变。然而,从图 10b) 和图 11b) 还可以看出,当迎角增大到 5° 时,带吸喷气的菱形翼型后缘激波处的最大负过压绝对值超过了基准菱形翼型;当迎角为 3° 时带吸喷气的 NACA0008 翼型后缘激波处最大负过压绝对值也超过了基准 NACA0008 翼型。这说明本文提出的降低声爆的主动控制方法适用于小迎角范围。

为了验证本文进行近场声压信号采集的位置(即 $H/L=2$)是合适的,这里选取不同的位置进行近场声压信号采集,再将其传播到远场得到地面声爆信号,如图 12 所示。将吸/喷气口分别放置在其对应的最佳位置处。对于带吸喷气的菱形翼型,吸/喷气口长度分别为 $0.02c$ 和 $0.04c$,吸喷气口处气体的质量流量为 6.5 kg/s 。对于带吸喷气的 NACA0008 翼型,吸/喷气口长度分别为 $0.024c$ 和 $0.048c$,吸气喷气口处气体的质量流量为 7.5 kg/s 。从图 12 可以看出,由位置 $H/L=2$ 处得到的地面声爆波形中的最大过压与 $H/L=5$ 以及 $H/L=7$ 得到的结果是基本一致的。这说明本文进行近场声压信号采集的位置(即 $H/L=2$)是合适的。

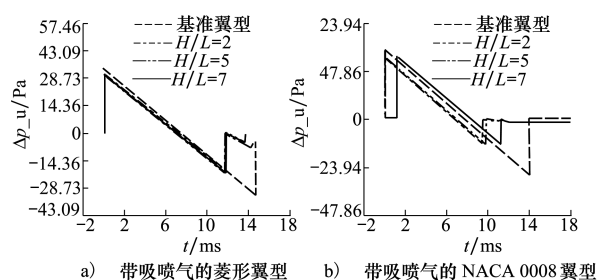


图 12 不同位置处采集近场压力信号得到的地面声爆波形对比

4 结 论

本文创新地提出了一种可降低超声速飞行器声爆的主动控制方法,具体为翼型下表面前缘附近处开口进行吸气,同时在翼型下表面后缘附近处开口进行喷气,且保持吸气量与喷气量相等。为了验证所提出低声爆方法的有效性,将该主动控制方法应用于菱形翼型和 NACA0008 翼型中,并进一步研究了吸气口与喷气口的位置、气体质量流量以及飞行迎角对地面声爆波形、最大过压、阻力系数以及升阻比的影响,得到的结果主要如下:

1) 该方法能够显著地降低超声速飞行器的声爆水平以及阻力,并且后缘处喷气比前缘处吸气更容易达到降噪的效果;从气动角度看,该方法在降低声爆的同时能够兼顾气动性能;

2) 增加吸气口与喷气口处气体的质量流量将会进一步增强降噪效果。将该主动控制方法应用于菱形翼型后,在气流质量流量为 6.5 kg/s 时,最大正过压值降低了 12.87% ,最大负过压值的绝对值降低了 33.83% ,阻力系数降低了 9.50% ;将该主动控制方法应用于 NACA0008 翼型后,在气体质量流量为 7.5 kg/s 时,最大正过压值降低了 12.85% ,最大负过压值的绝对值降低了 56.77% ,阻力系数降低了 10.96% ;

3) 该降低声爆的主动控制方法适用于小迎角范围。

为了节省能源,吸气口与喷气口可在人群密度较大的城市上空打开使用,而在海面或者沙漠上时关闭。可见本文提出的低声爆方法效果良好,控制灵活,为新一代低声爆超声速客机的设计提供了有益的参考。

参考文献:

- [1] FENG X Q, LI Z K, SONG, B F. Research of low boom and low drag supersonic aircraft design[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 531-541
 - [2] MA B P, WANG G, REN J, et al. Near-field sonic-boom prediction and analysis with hybrid grid navier-stokes solver[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(5): 1890-1904
 - [3] 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
- LIU Gang, HUANG Jiangtao, ZHOU Zhu, et al. Investigation of supersonic low sonic boom aerodynamic configuration design

- [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(5): 858-865 (in Chinese)
- [4] 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
LAN Shilong. Overview of sonic boom theory, prediction and minimization methods for supersonic civil aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 646-654. (in Chinese)
- [5] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机声爆问题初步研究[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)
- [6] ABRAHAM T A, HUNSAKER D F, WEAVER-ROSEN J M, et al. Identifying optimal equivalent area changes to reduce sonic boom loudness[R]. AIAA-2020-0790
- [7] KIRZ J, RUNDNIK R. DLR TAU simulations for the second AIAA sonic boom prediction workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(3): 912927
- [8] ELMILIGUI A, CARTER M B, NAYANI S N, et al. USM3D simulations for second sonic boom workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(3): 928-937
- [9] DERLAGA J M, PARK M A, RALLABHANDI S K. Application of exactly linearized error transport equations to sonic boom prediction workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(3): 953-961
- [10] SEEBASS A R. Sonic Boom Theory[J]. *Journal of Aircraft*, 1969, 6(13): 177-184
- [11] SEEBASS A R, ARGROW B M. Sonic boom minimization revisited[R]. AIAA-1998-2956
- [12] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机低声爆布局反设计技术研究[J]. *航空学报*, 2011, 32(11): 1980-1986
FENG Xiaoqiang, LI Zhanke, SONG Bifeng. 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
- [13] 朱自强, 兰世隆. 超声速民机和降低声爆研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(8): 2507-2528
ZHU Ziqiang, LAN Shilong. Study of supersonic commercial transport and reduction of sonic boom[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(8): 2507-2528 (in Chinese)
- [14] 徐悦, 宋万强. 典型低声爆构型的近场声爆计算研究[J]. *航空科学技术*, 2016, 27(7): 12-16
XU Yue, SONG Wanqiang. Near-field sonic boom calculation on typical LSB configurations[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2016, 27(7): 12-16 (in Chinese)
- [15] HOWE D C. Improved sonic boom minimization with extendable nose spike[R]. AIAA-2005-1014
- [16] 李占科, 彭中良, 徐合良. 静音锥对超声速客机声爆水平的影响[J]. *航空工程进展*, 2013, 4(3): 346-351
LI Zhanke, PENG Zhongliang, XU Heliang. Effect of the quiet spike on sonic boom of the supersonic airline[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(3): 346-351 (in Chinese)
- [17] 冯晓强, 宋笔锋, 李占科. 低声爆静音锥设计方法研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1009-1017
FENG Xiaoqiang, SONG Bifeng, LI Zhanke. Research of low sonic boom quiet spike design method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5): 1009-1017 (in Chinese)
- [18] 沈沉, 周华. 细长杆降低超声速客机气动噪声的数值分析[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(1): 39-45
SHEN Chen, ZHOU Hua. Numerical analysis of slender-rod-noise-reduction of supersonic passenger aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(1): 39-45 (in Chinese)
- [19] 翟荣华, 周华. 细长杆用于超声速飞机降噪的数值分析[J]. *航空工程进展*, 2017, 8(2): 171-181
ZHAI Ronghua, ZHOU Hua. Numerical analysis of slender-rod used for reducing supersonic aircraft noise[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2017, 8(2): 171-181 (in Chinese)
- [20] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. *力学进展*, 2005, 35(2): 221-234
LUO Zhenbin, XIA Zhixun. Synthetic jet and its application in the flow control[J]. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(2): 221-234 (in Chinese)
- [21] ZHA G C, PAXTON C D, CONLEY C A, et al. Effect of injection slot size on the performance of coflow jet airfoil[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 987-995
- [22] ZHA G C, PAXTON C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet[R]. NASA CP-2005-213509
- [23] SUN Y, SMITH H. Low-boom low-drag solutions through the evaluation of different supersonic business jet concepts[J]. *The Aeronautical Journal*, 2019, 124: 76-95

An active control method for reducing sonic boom of supersonic aircraft

YE Liuqing, YE Zhengyin, MA Boping

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

Abstract: Sonic boom reduction has been an urgent need to develop the future supersonic transport, because of the heavy damages of the noise pollution. This paper provides an active control method for the supersonic aircraft to reduce the sonic boom, wherein a suction slot near the leading edge and an injection slot near the trailing edge on the airfoil suction surface are opened, and the mass flow sucked in near the leading edge is equal to the mass flow injected near the trailing edge. The diamond and NACA0008 airfoils are adopted as the baseline airfoil to verify the capability of the active control method, and the effects of the suction and injection location, the mass flow rate and the attack angle on the ground boom signature, the maximum overpressure, the drag coefficients and the ratio of lift to drag are studied in detail. The results show that the proposed active control method can significantly reduce the sonic boom, and the reduction of the sonic boom intensity is more sensitive to the injection near the trailing edge than the suction near the leading edge. Applying this active control method to the diamond (NACA0008) airfoil, when the mass flow rate is 6.5 kg/s (7.5 kg/s), the value of maximum positive overpressure is decreased by 12.87% (12.85%), the value of maximum negative overpressure is decreased by 33.83% (56.77%) and the drag coefficient is decreased by 9.50% (10.96%). It can be seen that the method proposed in this paper has great benefits in the reduction of sonic boom and provides a useful reference for designing a new generation of lower sonic boom supersonic aircraft.

Keywords: supersonic aircraft; sonic boom; shock wave; suction injection; noise reduction

引用格式: 叶柳青, 叶正寅, 马博平. 降低超声速飞行器声爆的一种主动控制方法[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(3): 566-575

YE Liuqing, YE Zhengyin, MA Boping. An active control method for reducing sonic boom of supersonic aircraft[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(3): 566-575 (in Chinese)