

doi: 10.7690/bgzd.2025.01.018

# 尖锥和喉道损伤对超声速进气道的影响研究

王意坤<sup>1</sup>, 卓长飞<sup>1</sup>, 罗熙斌<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 中国华阴兵器试验中心, 陕西 华阴 714200)

**摘要:** 针对超声速进气道结构损伤会对其内外流场和性能参数造成影响的问题, 采用数值模拟分析喉道穿孔和尖锥折断 2 种损伤类型对超声速进气道的影响, 分别计算 3 种模型在 0 和 4° 攻角时的工况。2 种损伤均会使阻力系数增大, 0 攻角时, 喉道损伤对流场影响较大, 尖锥折断损伤影响则较小; 4° 攻角时, 损伤后流场变化较小。但 2 种损伤模型内部马赫数、压力以及出口截面总压恢复系数分布均与无损模型不同。尖锥折断损伤模型对称面上的沿程压力分布与无损模型相近, 而喉道穿孔损伤与无损模型差异较大。结果表明, 该计算可为导弹毁伤后性能降级判定提供一定的参考依据。

**关键词:** 超声速进气道; 尖锥折断损伤; 喉道穿孔损伤; 流场变化; 性能参数变化

**中图分类号:** TJ761.6 **文献标志码:** A

## Research on Influence of Supersonic Inlet with Cone and Throat Damage

Wang Yikun<sup>1</sup>, Zhuo Changfei<sup>1</sup>, Luo Xibin<sup>2</sup>

(1. College of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. China Huayin Weapon Test Center, Huayin 714200, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the structural damage of supersonic inlet will affect its internal and external flow field and performance parameters, the numerical simulation was used to analyze the effects of two types of damage, namely, throat perforation and cone breakage, on the supersonic inlet, and the working conditions of three models at 0 and 4° angles of attack were calculated respectively. When the angle of attack is 0, the throat damage has a greater impact on the flow field, while the cone break damage has a smaller impact; when the angle of attack is 4°, the flow field changes slightly after the damage. However, the internal Mach number, pressure and the total pressure recovery coefficient distribution at the exit section of the two damage models are different from those of the non-destructive model. The pressure distribution on the symmetry plane of the damage model of sharp cone fracture is similar to that of the non-destructive model, while the pressure distribution on the symmetry plane of the damage model of throat perforation is quite different from that of the non-destructive model. The calculation results can provide a reference for the judgment of missile performance degradation after damage.

**Keywords:** supersonic inlet; cone fracture damage; throat perforation damage; flow field change; performance parameter change

## 0 引言

当前战场环境越来越复杂, 拦截弹或飞行器在空中解体的残骸, 都会对飞行中的导弹造成威胁, 而导弹能否飞到预定位置是非常重要的<sup>[1]</sup>。若是超声速巡航导弹的进气道受到较小程度的损伤, 虽然能工作, 但会对其性能造成较大的影响。目前国内外的文献对超声速进气道的研究多为进气道的设计优化、变几何进气道的设计与分析、进气道的内外流场研究和进气道飞行器一体化设计等<sup>[2-7]</sup>。其中进气道几何结构的改变对笔者的研究有着借鉴意义。Soltani 等<sup>[8]</sup>通过实验研究了不同边界层抽吸位置对轴对称超声速进气道稳定性的影响, 确定了边界层排气位置及其对改善进气道稳定裕度之间的关系。Herrmann 等<sup>[9]</sup>对 2 维冲压发动机进气道不同边界层

抽吸系统的性能进行了实验研究, 确定了具有不同边界层排气几何形状的进气道性能与内部流动之间的相关性。Herrmann 等<sup>[10]</sup>还对导弹矩形冲压发动机进气道喉道抽吸进行了实验研究, 主要分析了压力波动之前和期间的进口流量。Kennedy 等<sup>[11]</sup>研究了飞机进气道由于唇皮损坏导致的畸变水平和流动拓扑。结果表明, 损伤限值不会导致显著的畸变水平, 而损伤限值的 4 倍损伤会带来超过允许的畸变水平。贺永杰等<sup>[12]</sup>研究了放气槽开孔位置、面积和夹角等对定几何混压式进气道性能的影响。刘波<sup>[13]</sup>针对 2 种不同抽吸孔布局的超声速进气道, 进行了数值模拟分析, 以研究其机理。阳未等<sup>[14]</sup>针对一种二元超声速变几何进气道, 研究了在喉道处泄流, 对该进气道流场结构及工作性能的影响; 在进气道上

收稿日期: 2024-07-14; 修回日期: 2024-08-18

第一作者: 王意坤(1998—), 男, 江苏人, 硕士。

下壁面采用泄流控制时，能够明显提高结尾激波的稳定裕度，进而提高进气道的气动性能。白皓等<sup>[15]</sup>研究头部局部轮廓变形对细长体飞行器机动性能的影响，结果表明：偏航力矩系数随来流速度的增加而增大，且变形位置越靠近飞行器前端，对飞行器的机动性影响越大。

当前关于研究超声速进气道损伤的文献较少，通过上述国内外研究发现，进气道尖锥和喉道处几何结构的改变会对其流场和工作性能造成显著影响。同时，根据文献[16]中关于巡航导弹动力系统损伤性能降级研究，笔者选定进气道尖锥折断和喉道穿孔 2 种损伤形式展开研究，计算这 2 种不同损伤类型对进气道内外流场及工作性能的影响，并与无损模型对比，找出异同并分析原因，可以为导弹毁伤后性能降级判定提供一定的参考依据。

## 1 数值方法

### 1.1 控制方程

连续性方程和能量方程见文献[17]。3 维 Navier-Stokes (N-S) 方程的守恒形式<sup>[18]</sup>如下：

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left[ \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \right] \quad (1)$$

式中： $p$  为压力； $\rho$  为密度； $(u, v, w)$  为笛卡尔速度分量； $E$  为总比能； $H$  为总比焓， $H=E+p/\rho$ ； $Re$  为雷诺数； $F_v, G_v, H_v$  为粘性项。

### 1.2 湍流模型

采用 RNG  $k-\varepsilon$  模型，该模型湍流动能  $k$  和耗散率  $\varepsilon$  方程如下：

$$\frac{\partial(\rho K)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j K)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_K} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + G_K + G_b - \rho \varepsilon - Y_M; \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j \varepsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \alpha_\varepsilon \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{K} (G_K + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (3)$$

式中： $G_K$  为由平均速度梯度引起产生的湍动能； $G_b$  为由浮力影响引起产生的湍动能； $Y_M$  为可压缩湍流脉动膨胀对总的耗散率的影响。

### 1.3 数值验证

采用文献[19]中的 2 维轴对称进气道模型进行数值验证，计算条件与文献中的相同，来流马赫数为 2.5，飞行高度为 10 km，出口压强 0.28 MPa、温

度 450 K。网格如图 1 所示。采用上述的控制方程和湍流模型计算，马赫云图如图 2 所示，所得结果与文献计算结果进行对比，如表 1 所示。可以看出：激波位于喉道中间位置，除了出口最大总压误差稍大之外，其余参数基本与文献中的计算值一致。由此可见，笔者所使用的数值计算方法有较高的可信度。

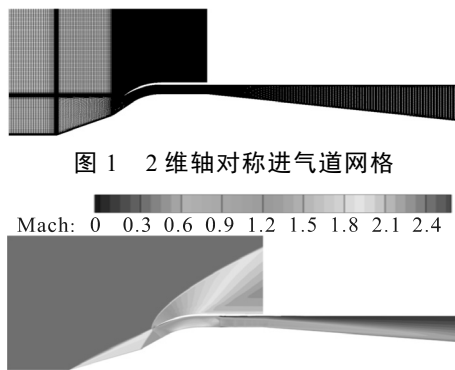


图 1 2 维轴对称进气道网格

图 2 进气道马赫数云图

表 1 本文中计算值与文献对比

参数	文献计算值	本文中计算值	误差/%
出口最大总压/Pa	294 589	313 923	6.55
出口最小总压/Pa	281 627	279 260	0.85
出口平均总压/Pa	291 601	294 715	1.06
出口温度/K	494	493	0.20
出口马赫数/Ma	0.262 8	0.262 4	0.15

## 2 计算模型

### 2.1 物理模型

笔者使用的进气道为轴对称两楔外压式进气道，无损模型如图 3 所示，结构几何参数大部分与文献中一致，与文献中稍有不同的是，整个进气道模型的直径为 500 mm，长度为 1 660 mm，扩张半角为 7°。2 种损伤模型如图 4 所示。尖锥折断损伤程度用  $h/l$  来表示，喉道穿孔损伤位于进气道正下方的喉道处，损伤程度用穿孔直径  $d$  来表示笔者主要研究小范围内损伤，选取  $h/l=0.1$ ； $d=38$  mm。



图 3 进气道 3 维模型

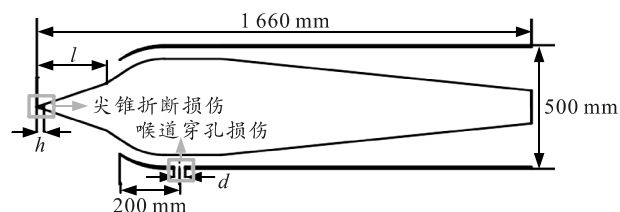


图 4 进气道损伤

### 2.2 网格模型

模型在损伤前后均是左右对称的，可采用一半模型计算。进行网格无关系验证。采用稀疏、中等和较密 3 种网格密度计算无损模型 0 攻角、出口加上反压工况。统计出口平均总压恢复系数，以较密网格的计算结果为基准，计算另外 2 种网格的计算结果与它的误差，结果如表 2 所示。稀疏与中等数量网格的计算结果与之差距均不大，中等网格的计算结果误差更是小于 0.5%。综合考虑计算时间以及结果准确度，采用中等数量的网格为基准网格。无损模型的 3 维网格如图 5 所示。

表 2 网格无关性验证

网格密度类型	数量	总压恢复系数	误差/%
稀疏	1 750 000	0.627 4	2.249
中等	2 650 000	0.616 1	0.407
较密	4 000 000	0.613 6	/

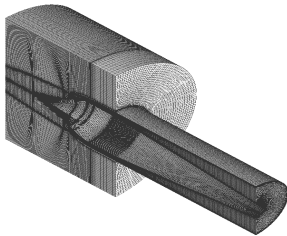


图 5 进气道无损模型基准网格

### 2.3 边界条件

计算域入口和径向边界均采用压力远场，出口采用压力出口。飞行工况为低空突防飞行，因此温度和压力设为 300 K 和 0.1 MPa。流体类型为理想气体，粘性采用 Sutherland 定律。进气道内外壁面

均采用固体壁面条件，初始值设为自由来流值。

## 3 计算结果与分析

### 3.1 流场分析

考虑到飞行攻角对进气道工作性能影响较大<sup>[20]</sup>，分别计算了 3 个模型通流 0 攻角、出口加上 10.23 倍来流反压下 0 和 4°攻角的工况。进气道对称面内外流场的马赫数和压力云图如图 6—9 所示。通流 0 攻角主要为了统计阻力系数，不展示流场图。由于低空飞行，来流压力很高，而该进气道的设计工况为高空飞行；因此，在进气道唇口处形成了一道弓形激波，而非附体斜激波。

加载反压后，进气道处于工作状态，需重点关注损伤前后内外流场变化情况。如图 6 和 7 所示，0 攻角下，无损模型喉道中部产生了一道正激波，波后气流较为均匀，方向一致。进气道下方的喉道穿孔损伤后，激波整体前移至喉道前方，靠近下方损伤位置的激波更加靠前。整个进气道内部的气流流动上下不再对称。可见：下方的喉道穿孔损伤，不仅会使局部流场出现重大变化，也会影响到整个进气道对气流的压缩状况。尖锥折断损伤  $h/l=0.1$  后，进气道内外流场变化较小，只是入口前的二级压缩面上的边界层变厚，喉道激波后方的气流更靠近外壁面。4°攻角时，无损模型内部正激波被推至喉道前方，进气道下方的激波比上方的更靠后一点。喉道穿孔损伤模型的激波相比 0 攻角时，前移了一点，且喉道靠近内壁面处，出现较大范围的低马赫数区域。尖锥折断损伤模型与无损模型类似，变化很小。

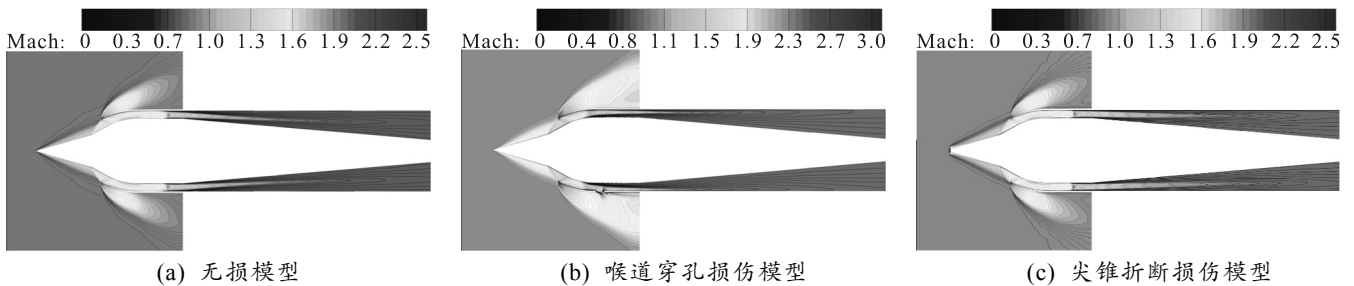


图 6 对称面马赫数云图( $\alpha=0$ )

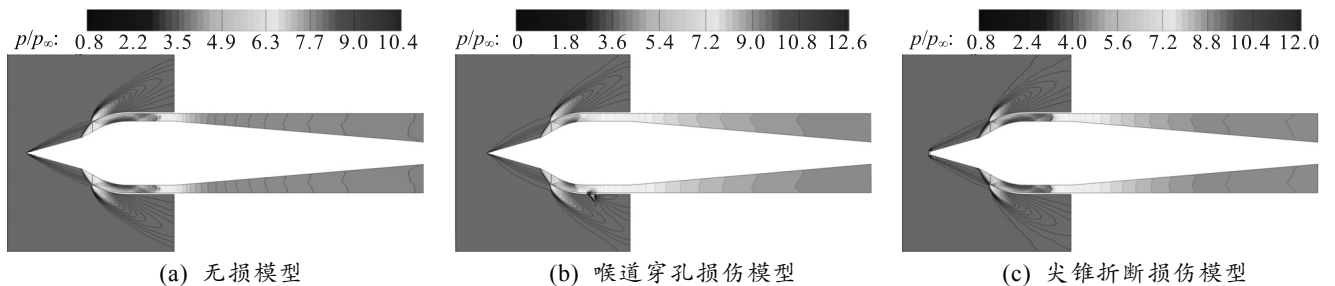


图 7 对称面压力云图( $\alpha=0$ )

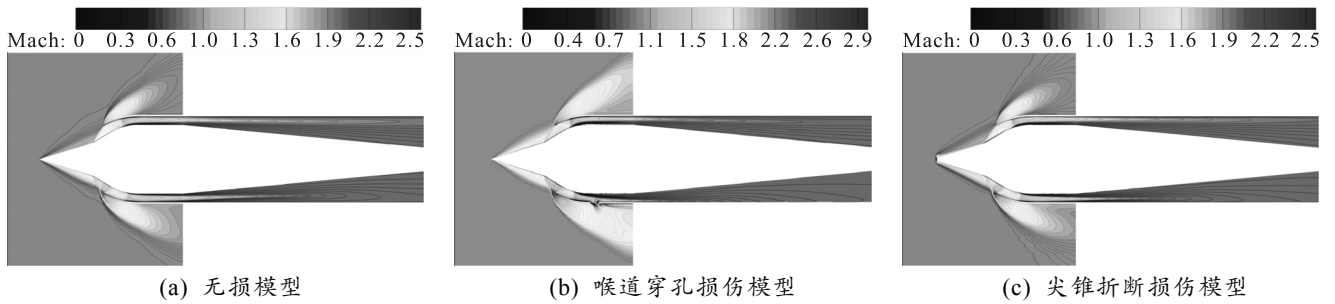


图 8 对称面马赫数云图( $\alpha=4^\circ$ )

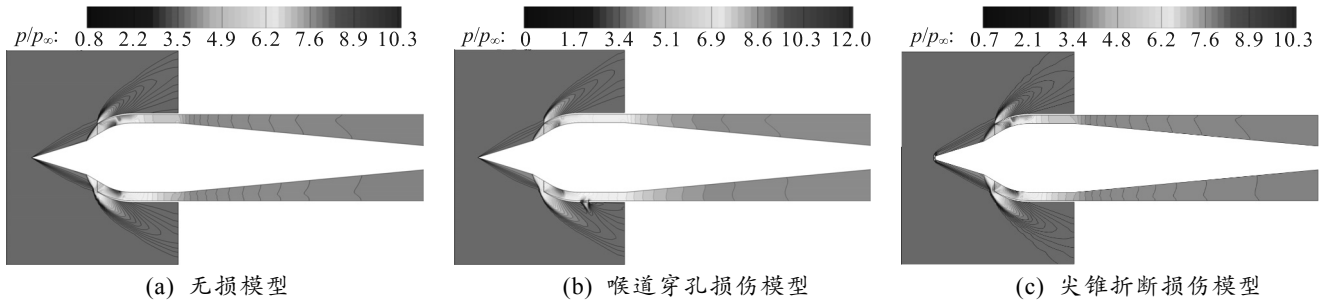


图 9 对称面压力云图( $\alpha=4^\circ$ )

图 10 和 11 分别展示了 0 和 4°攻角下,不同损伤模型内部流场截面马赫数云图。

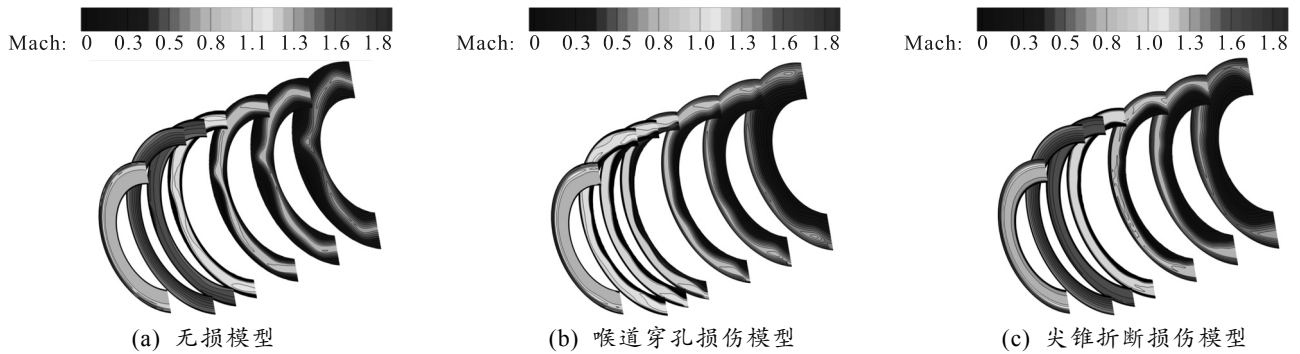


图 10 进气道内流场马赫云图( $\alpha=0$ )

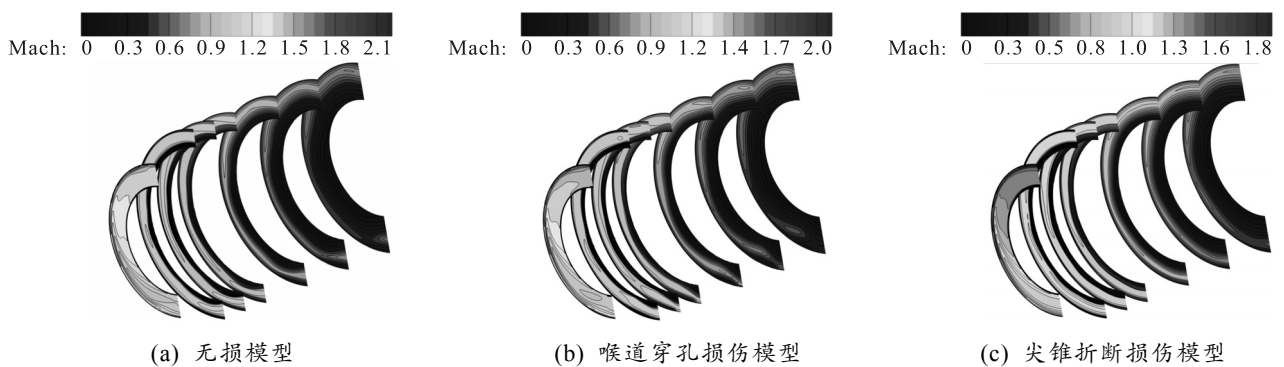


图 11 进气道内流场马赫云图( $\alpha=4^\circ$ )

可以看出：0 攻角时，无损模型内部气流上下基本是对称的，到扩压段之后，气流逐渐变得均匀。喉道穿孔损伤模型，整个进气道的内流场都受到影响：穿孔损伤前方马赫数小于无损模型；损伤后方流场上下不对称，且不均匀。尖锥折断损伤模型扩压段高马赫数区域更靠近外壁面。4°攻角时，2

种损伤模型的内流场与无损模型之间的差异较小，无明显不同之处。

图 12 和 13 分别展示了 0 和 4°攻角下，不同损伤模型喉道中部截面的内外流场马赫数云图。喉道穿孔损伤由于有气流溢出，对进气道下方的外流场造成了较大的影响，也在损伤处出现了局部最大马

赫数，而尖锥折断损伤模型无明显变化。

因为是低空突防飞行，并非是设计工况，所以即便是无损模型，其流量系数和总压恢复系数也较低。图 14 和 15 是进气道出口截面在 0 和 4°攻角时的总压恢复系数云图。0 攻角时，3 种模型出口总压恢复系数上下限几乎一致，但分布位置完全不同。无损模型上下较为对称，局部高总压恢复系数

区域出现在内外壁面中间位置，而 2 种损伤模型则出现在靠近外壁面处，且上下不对称，这是进气道扩压段气流流动不均匀造成的。4°攻角时，3 个模型总压恢复系数分布近似，局部高总压恢复系数区域均出现在上方，无损模型高总压恢复系数区域最大，穿孔损伤模型次之，而尖锥折断损伤模型最小。

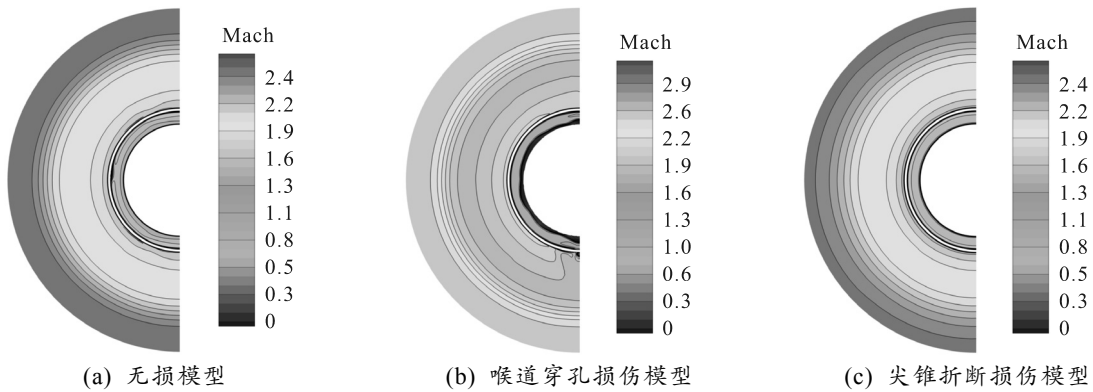


图 12 进气道喉道中部截面内外流场马赫云图( $\alpha=0$ )

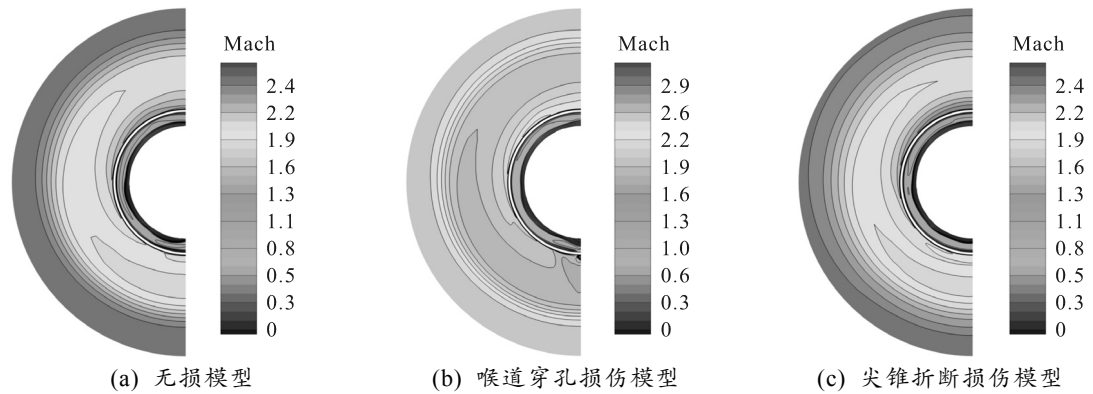


图 13 进气道喉道中部截面内外流场马赫云图( $\alpha=4^\circ$ )

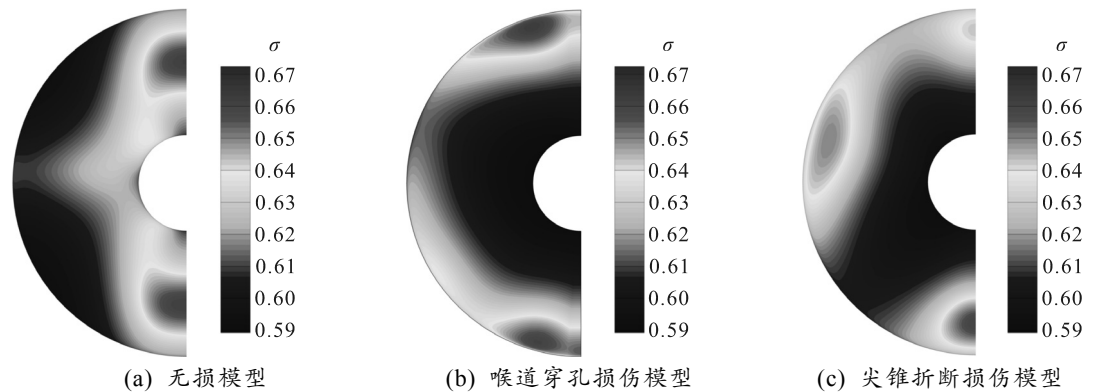


图 14 总压恢复系数云图( $\alpha=0$ )

图 16 和 17 是进气道出口截面的马赫数云图和流线图。显而易见，几种模型的马赫数局部大小分布规律和趋势与总压恢复系数类似。有所不同的是，进气道出口截面上的马赫数分布上下限差距很大，既有  $Ma=0.1$  左右的大范围区域，也有  $Ma=0.3$  左右

大范围区域，说明出口马赫数分布并不均匀，这主要是在非设计工况下飞行导致的。而在进气道损伤后，不均匀性进一步增大。对于出口截面上的流线轨迹，从图中可以看出，损伤后，流线的流向不同，即从外壁面流向内壁面的途径不同。

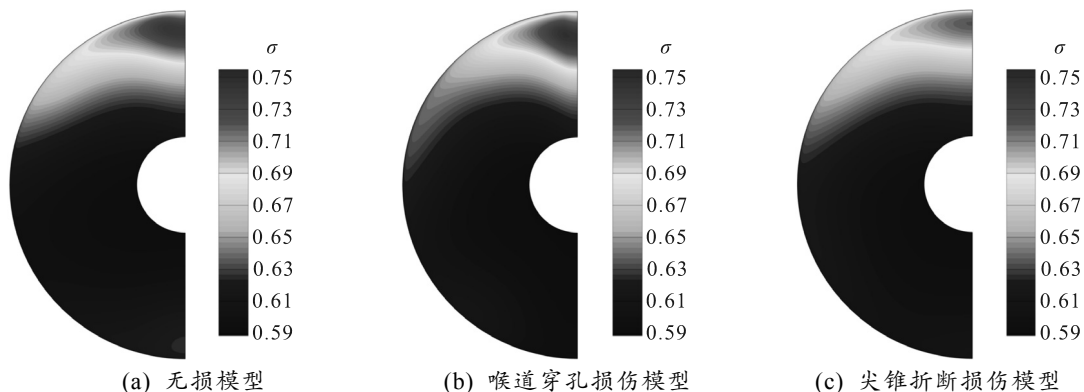


图 15 总压恢复系数云图( $\alpha=4^\circ$ )

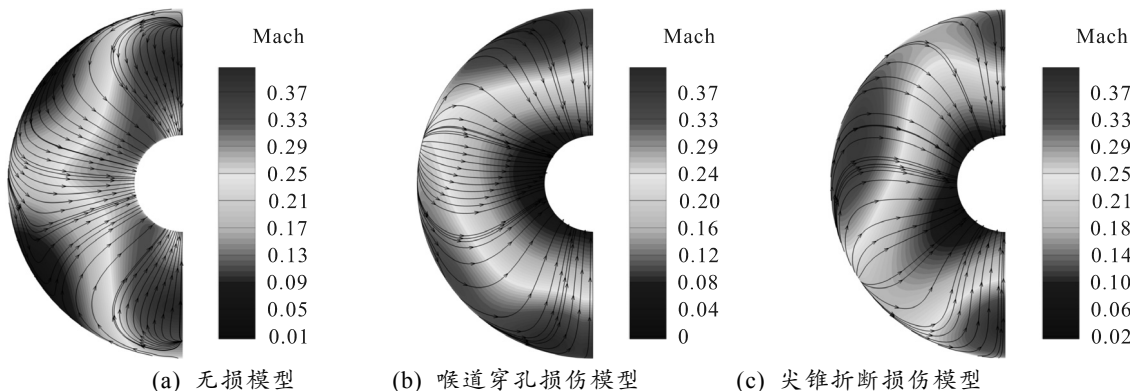


图 16 出口截面马赫数和流线图( $\alpha=0$ )

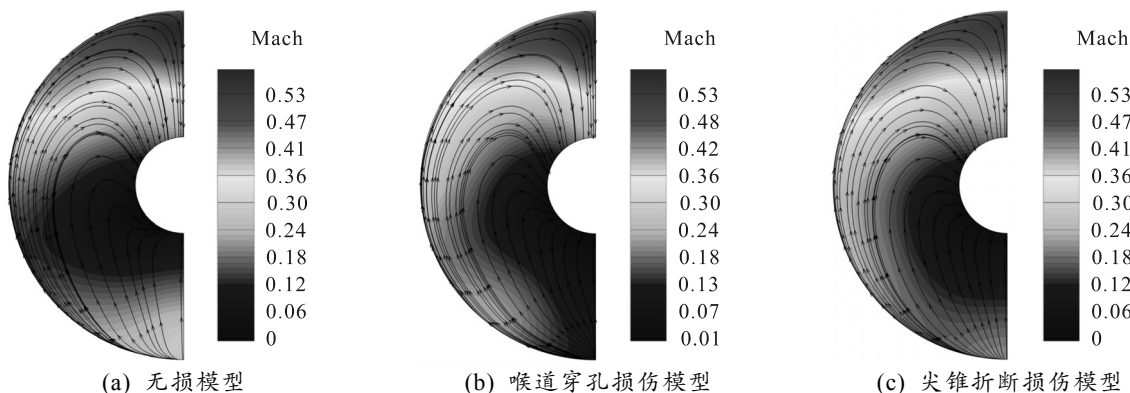


图 17 出口截面马赫数和流线图( $\alpha=4^\circ$ )

### 3.2 性能参数分析

如表 3 所示，计算了无损和 2 种损伤模型通流状态下的阻力系数及其变化率。显然，无损模型的阻力系数最小，2 种损伤模型阻力系数增大少许。喉道穿孔损伤模型穿孔处有溢流，导致局部阻力变大；而尖锥折断损伤则是在头部出现迎风面，导致局部阻力变大。

表 3 阻力系数及变化率

模型	阻力系数	变化率/%
无损模型	0.418 8	/
喉道穿孔损伤模型	0.432 5	3.271
尖锥折断损伤模型	0.426 0	1.719

3 种模型平均总压恢复系数和流量系数如表 4—7 所示。表中带有负号的表示相比于无损模型的值减小。2 种损伤模型与无损模型相比，总压恢复系数变化很小，均在 1% 以内，其中喉道穿孔损伤模型总压恢复系数稍有增大，其原因可能是因为穿孔的直径较小，且又位于喉道处，起到了类似于抽吸孔的作用，使得进气道内部外壁面处的边界层变薄。这说明虽然图 14 和 15 显示的出口截面上的总压恢复系数分布情况不同，但是平均总压恢复系数的变化却并不大。2 种损伤模型 0 攻角时流量系数减小较多，接近 4%，4° 攻角时减小在 1% 以内。表

8 和 9 统计了出口截面上的平均马赫数，这是模型损伤后相对来说变化最剧烈的。0 攻角时，喉道穿孔损伤模型增加接近 7%；而 4°攻角时，尖锥折断损伤模型减小超过 16%。

表 4 总压恢复系数及变化率( $\alpha=0$ )

模型	总压恢复系数	变化率/%
无损模型	0.616 1	/
喉道穿孔损伤模型	0.612 1	0.641
尖锥折断损伤模型	0.609 9	-0.995

表 5 总压恢复系数及变化率( $\alpha=4^\circ$ )

模型	总压恢复系数	变化率/%
无损模型	0.614 2	/
喉道穿孔损伤模型	0.617 1	0.479
尖锥折断损伤模型	0.610 7	-0.570

表 6 流量系数及变化率( $\alpha=0$ )

模型	流量系数	变化率/%
无损模型	0.961 6	/
喉道穿孔损伤模型	0.928 2	-3.473
尖锥折断损伤模型	0.926 3	-3.671

表 7 流量系数及变化率( $\alpha=4^\circ$ )

模型	流量系数	变化率/%
无损模型	0.918 4	/
喉道穿孔损伤模型	0.913 4	-0.544
尖锥折断损伤模型	0.915 8	-0.283

表 8 出口平均马赫数及变化率( $\alpha=0$ )

模型	平均马赫数	变化率/%
无损模型	0.186	/
喉道穿孔损伤模型	0.199	6.989
尖锥折断损伤模型	0.190	2.151

表 9 出口平均马赫数及变化率( $\alpha=4^\circ$ )

模型	平均马赫数	变化率/%
无损模型	0.224	/
喉道穿孔损伤模型	0.200	-10.714
尖锥折断损伤模型	0.187	-16.518

图 18—21 分别为 0 和 4°攻角时，进气道对称面上，内外壁面之间，从喉道开始至出口截面的沿程压力分布情况。显然，0 攻角时，无损和尖锥折断损伤模型喉道正激波位置相差无几，沿程压力分布也相近，而喉道穿孔损伤模型则没有峰值出现，说明内部激波已推到喉道前方，且波后的局部低压区压力比无损模型和尖锥折断损伤模型要高。4°攻角时，3 种模型内部激波均被推到了喉道之前，因此沿程压力分布相差很小。其中的喉道穿孔损伤模型，因为喉道正下方位置有穿孔泄露，所以喉道正下方前半段压力稍小，而正上方压力又比无损模型和尖锥折断损伤模型大。表明喉道穿孔损伤对进气道的 3 维特性影响比尖锥折断损伤大，在有攻角时

更明显，这也符合实际情况。

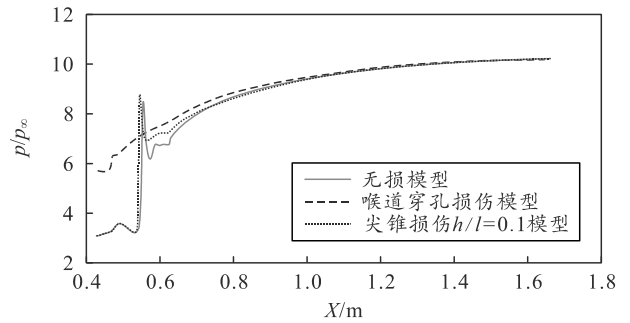


图 18 进气道对称面正下方沿程压力分布( $\alpha=0$ )

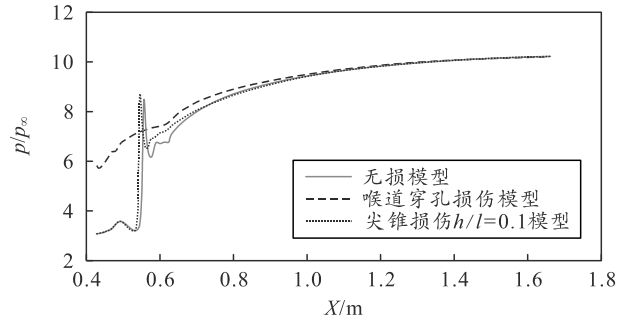


图 19 进气道对称面正上方沿程压力分布( $\alpha=0$ )

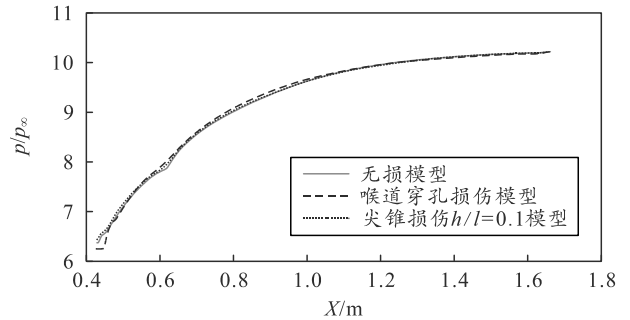


图 20 进气道对称面正下方沿程压力分布( $\alpha=4^\circ$ )

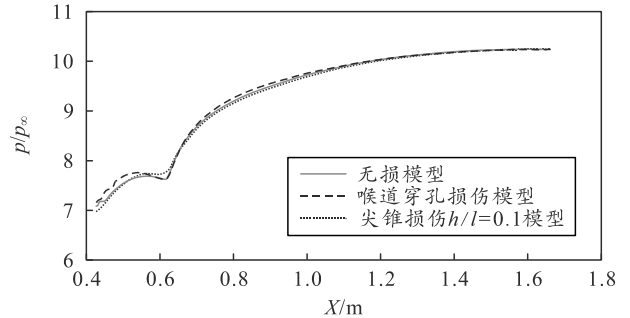


图 21 进气道对称面正上方沿程压力分布( $\alpha=4^\circ$ )

#### 4 结论

笔者采用数值模拟方法，研究了小范围内喉道穿孔和尖锥折断 2 种损伤类型对超声速进气道的影响，分别计算了 3 种模型在 0 和 4°攻角时的内外流场变化情况，统计了主要性能参数，得出的主要结论如下：

1) 0 攻角时，与无损模型相比，喉道穿孔损伤

对进气道内外流场的影响较大, 进气道内的正激波已被推至喉道前方, 尖锥折断损伤影响则较小, 但 2 种损伤模型内部马赫数、压力以及出口截面总压恢复系数分布均与无损模型不同。4°攻角时, 由于进气道特性受飞行攻角影响很大, 因此损伤带来的流场变化较小。

2) 2 种损伤形式均会使阻力系数增大, 但对于总压恢复系数, 喉道穿孔损伤起到了类似于抽吸孔的作用, 反而使其增大 0.5% 左右, 尖锥折断损伤则减小少许。2 种损伤模型 0 攻角时流量系数均减小接近 4%, 4°攻角时变化很小。出口截面平均马赫数损伤后变化最剧烈, 0 攻角时喉道穿孔损伤模型增大 7% 左右, 4°攻角时, 尖锥损伤模型减小超过 16%。尖锥损伤模型对称面上的沿程压力分布与无损模型相近, 而喉道穿孔损伤与两者差异较大。

笔者主要研究了小范围内尖锥折断和喉道穿孔 2 种损伤类型分别对轴对称超声速进气道产生的影响, 计算结果可为超声速巡航导弹毁伤后性能降级判定提供一些参考依据。但本文中研究尚有很多不足之处, 如损伤模型过于理想化、损伤类型叠加出现对其影响等, 同时受限于篇幅, 未深入细致研究 2 种损伤类型的损伤程度和损伤位置的变化对进气道的影响规律等, 这些都是可以深入研究的问题。

## 参考文献:

- [1] TRISOLINI M, LEWIS H, COLOMBO C. Spacecraft design optimization for demise and survivability[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 638-657.
- [2] 曹军伟. 冲压发动机二元进气道布局和压缩面位置对进气道性能的影响[J]. *航空兵器*, 2008, 246(4): 44-47.
- [3] GE C J, SHANG Y H, XIAO L H. Design and analysis of a Ventral Diverterless Supersonic Inlet[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, 1985(1): 012037.
- [4] 姜健, 赵海刚, 符小刚. 无隔道超声速进气道附面层排除特性飞行试验研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(10): 2249-2256.
- [5] 郑健, 周长省, 陈雄. 冲压增程炮弹发展研究[J]. *兵工自动化*, 2011, 30(11): 12-15.
- [6] ZHANG W H, LIU J, DING F, et al. Novel integration methodology for an inward turning waverider forebody/inlet[J]. *Journal of Zhejiang University-Science A (Applied Physics & Engineering)*, 2019, 20(12): 918-926.
- [7] FARAHANI M, MAHDAVI M M. A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 91: 583-592.
- [8] SOLTANI M R, DALIRIA, YOUNSI J S, et al. Effects of Bleed Position on the Stability of a Supersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2016, 32(5): 1-14.
- [9] HERRMANN D, GUELHAN A. Experimental Analyses of Inlet Characteristics of an Airbreathing Missile with Boundary-Layer Bleed[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2015, 31(1): 170-179.
- [10] HERRMANN D, SIEBE F, GÜLHANA. Pressure Fluctuations (Buzzing) and Inlet Performance of an Airbreathing Missile[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2013, 29(4): 839-848.
- [11] KENNEDY S, ROBINSON T, SPENCE S, et al. The Effect of Lipskin Damage on Inlet Distortion[C]//Aiaa Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition. IEEE, 2010.
- [12] 贺永杰, 马高建, 刘志伟. 通过附面层泄除提高定几何混压式进气道性能的方法研究[J]. *航空兵器*, 2010(2): 28-31, 41.
- [13] 刘波. 不同抽吸孔布局的进气道数值模拟机理分析[J]. *现代防御技术*, 2021, 49(2): 43-48.
- [14] 阳未, 谢文忠. 喉道处泄流对超声速进气道性能影响研究[C]//中国力学学会、浙江大学. 中国力学大会论文集(CCTAM 2019). 中国力学学会、浙江大学, 2019.
- [15] 白皓, 李永新, 刘明金, 等. 头部局部轮廓变形飞行器气动特性的研究[J]. *新技术新工艺*, 2011(9): 74-77.
- [16] 宋澄. 防空武器系统打击能力研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [17] ELISOV N A, ISHKOV S A, SHAKHOV V G. Numerical analysis of air dissociation influence on spaceplane aerodynamic characteristics[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 148: 153-162.
- [18] YANG L Z, WANG M H, GAO Z H. Numerical investigation of unsteady aerodynamic characteristics of a pitching missile[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2009: 15(2): 129-136.
- [19] 胡声超, 鲍福廷, 赵瑜. 外压式二元与轴对称进气道设计及性能对比[J]. *科学技术与工程*, 2011, 11(31): 7746-7749.
- [20] 陈景昊, 周树平, 张文锋. 不同攻角下高超声速二元进气道性能研究[J]. *火箭推进*, 2014, 40(5): 20-23, 91.