

## 超声速三维进气道内激波干扰的研究\*

项高翔, 王 春, 汪运鹏, 姜宗林

(中国科学院 力学研究所, 北京 100190)

**摘 要:** 为了为三维进气道的设计提供有用的分析数据, 对高超声速和超声速来流下三维进气道内激波干扰进行了理论和数值研究。进气道模型选取“箱式”以及三面侧压进气道作为研究对象。理论分析采用了“空间降维”方法, 即将进气道各个角落处的三维双楔定常激波干扰问题转换为二维非定常激波干扰问题, 并利用激波动力学对其进行求解。数值验证方法利用2阶NND差分格式求解三维无粘欧拉方程, 网格数量为1200多万, 并采用MPI并行进行计算。该理论分析方法很好地对进气道各个角落处的激波干扰波系结构进行了判别, 并得到了干扰区马赫构型三波点附近以及规则构型反射点附近的解析解, 理论分析结果与数值模拟结果吻合较好。此外, 针对进气道截面内各个流场区域的总压恢复系数以及压力、密度和温度进行了研究, 并考虑了箱式进气道和三面侧壁压缩进气道内的流场区域的非均匀性, 干扰区马赫杆后的总压损失要比其他区域高10%左右。通过研究表明, “空间降维”方法适用于进气道压缩部分, 将为进气道的设计和性能评估提供一种理论分析手段。

**关键词:** 高超声速流动; 箱式进气道; 侧壁压缩进气道; 波系结构; 流场区域

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 12-2652-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.12.002

## Investigations on Shock/Shock Interactions in Three-Dimensional Supersonic Inlets

XIANG Gao-xiang, WANG Chun, WANG Yun-peng, JIANG Zong-lin

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** In order to provide useful data for the designs of the 3D inlets, the shock/shock interactions for the three-dimensional (3D) inlets in supersonic and hypersonic flows theoretically and numerically were explored. Box-type and sidewall compression inlet were selected as the researching model. A theoretical approach called ‘spatial dimension reduction’ was used, which transformed the problem of 3D steady to a two-dimensional unsteady one and used the shock dynamics to solve it. A two-order NND (Non-oscillatory, Non-free-parameters, Dissipative) numerical scheme was used to solve the 3D inviscid Euler equations in the numerical validation, the mesh nodes were 12 million and MPI parallel computation technology was adopted in the program. The theoretical method could determine the wave configurations in corner flow of the inlet well and obtain the solution to the flow field of shock/shock interaction in the vicinity of three-point or near the reflection point, and it agreed well with the numerical results. Also, the density, temperature, pressure, and total pressure recovery coefficient of each zone on the cross-section were investigated, the non-uniformities in the flow field for box-type and sidewall compression inlet were also discussed, the total pressure recovery coefficient behind the Mach stem is about

\* 收稿日期: 2016-08-04; 修订日期: 2016-10-10。

基金项目: 国家自然科学基金 (11372333; 11672357)。

作者简介: 项高翔, 男, 博士生, 研究领域为激波动力学、激波干扰以及化学反应流动模拟。

E-mail: xianggaoxiang@imech.ac.cn

通讯作者: 王 春, 男, 博士, 副研究员, 研究领域为空气动力学理论和实验方法、超声速燃烧和爆轰。

E-mail: wangchun@imech.ac.cn

10 percent less than other zones. It indicated the ‘spatial dimension reduction’ approach was applied to the compressional part of the inlets and it would be useful to the designs and performance assessment of the 3D inlets.

**Key words:** Hypersonic flow; Box-type inlet; Sidewall compression inlet; Wave configuration; Flow field

## 1 引言

随着超声速或者高超声速发动机进气道的发展,准确地预测进气道内部的流动变得非常重要。进气道性能包括压缩性能、总压恢复系数、启动性能和流量捕获等,这些性能和进气道的几何构型以及内部流场紧密相关,进气道中激波/激波的相互作用、激波/边界层的作用对进气道性能的影响十分敏感<sup>[1,2]</sup>。因此激波干扰机理对于进气道的设计非常重要。

目前为止,对于二维进气道内激波\激波相互作用的理论研究已经比较成熟<sup>[3,4]</sup>,但是对三维楔面压缩的进气道研究主要集中在实验和数值模拟上,理论分析较少<sup>[5-16]</sup>。对于 CARET 进气道;Teng 和 Settles<sup>[5,6]</sup>对一系列后掠缩角的 CARET 进气道进行实验研究,他们发现在前缘尖点附近存在一个三维干扰区。随后 Horstman 及 Settles<sup>[7,8]</sup>对尖劈引起的干扰的空间流场结构进行研究,证实了尖劈引起的干扰的流场流动呈锥形对称。Princeton 大学的研究小组的研究结果进一步表明控制锥形干扰流动主要是无粘参数,粘性对其的影响可以忽略<sup>[9,10]</sup>。对于侧壁压缩进气道的研究如下:岳连捷和肖雅彬等<sup>[11,12]</sup>在 JF8A 风洞中采用油滴显示技术结合数值模拟方法对三面压缩式高超声速进气道的流场以及进气道附面层抽吸进行了深入研究。赵一龙和范晓楠等<sup>[13]</sup>通过在其侧板上添加盖板与在底板开槽的方式对进气道溢流方案进行了改进,并表示抑制侧板间溢流的同时引入底板溢流的方式是提高高超侧压进气道综合性能的有效途径。曹学斌和朱守梅等<sup>[14]</sup>设计了能模拟隔离段入射激波和非对称附面层的试验装置,并通过吹风试验研究了进气道喉道非均匀流场对隔离段流动特性的影响。李桦和贾地等<sup>[15]</sup>对侧压进气道进行数值分析并考虑了前后掠角对进气道性能的影响。张堃元和萧旭东等<sup>[16]</sup>研究了非均匀流等溢流角设计对高超侧压进气道的性能影响。

以上的研究主要针对整体的三维进气道进行数值模拟和实验研究。由于三维高超声速进气道的研究的理论研究非常困难,很多研究者选择进气道角落处的流动作为研究对象。Charwat 等<sup>[17]</sup>根据实验结果阐述了角落处三维激波相互作用后形成的透射激

波、桥激波等基本波系结构。Marconi<sup>[18]</sup>用一种二阶有限差分格式的数值方法对角落流和箱式进气道进行了研究。杨旻和项高翔等<sup>[19-22]</sup>提出了一种‘空间降维’的理论分析方法,并对对称和非对称角落流进行了研究,他们考虑了几何参数变化对流场区域参数和波系结构的影响。本文在杨旻和项高翔之前关于角落流理论研究的基础上,将该方法应用到箱式和三面侧壁压缩进气道中,并对进气道压缩部分的波系结构和流场区域参数进行了分析。

## 2 理论分析方法

选取进气道角落处的一个非对称的双楔结构作为研究对象。图 1(a)为一个相交双楔引起的三维定常波系结构图, $\lambda$ 为进气道侧壁  $OC$  与  $z$  轴的夹角也即是掠角, $OA$  为进气道底部前缘且与  $x$  轴平行。 $\theta_1$  和  $\theta_2$  分别为侧壁和底板的楔角,两个双楔底面的夹角为  $\nu$ 。 $x_0, z_0$  分别为垂直于  $y$  轴截面内底楔和侧楔的高度。对于马赫数为  $Ma$  的来流,底楔形成激波角为  $\beta_2$  的斜激波  $AGMO$ ,侧楔形成激波角为  $\beta_1$  的斜激波  $OCFN$ ,两个入射激波的夹角为  $\eta$ 。这两个入射激波将相互作用并形成各种波系结构。定义两个入射激波的交线  $OB$  为特征方向,这是因为在全流场中沿  $OB$  方向上的速度分量都是相同的。垂直于特征线  $OB$  的面  $S_1, S_2$  为特征面。如果波系结构为马赫干扰,将会在两个入射激波之间形成马赫杆面  $OMN$ 。将流场中的所有矢量向特征面内投影,这样将会在特征面内出现二维激波相互干扰。图 1(b)为一个转换过后的二维非定常的波系结构图,特征面内的波系结构沿特征方向上运动就可以看成二维特征面内的波系结构随时间运动(图 1(b))。这样就可以通过特定方法将三维定常激波干扰问题转换为二维非定常问题。

对于图 1(b)所示的二维非定常问题,斜激波在特征面内的分量  $Ma_1$  和  $Ma_2$  可通过下列方程求得

$$Ma_1 = Ma \sin \beta_1, Ma_2 = Ma \sin \beta_2 \cos \lambda_2 \quad (1)$$

随着时间的推移, $Ma_1$  和  $Ma_2$  沿着三波点(入射激波、反射激波和马赫杆的交点)轨迹运动,并形成马赫杆、反射激波以及滑移面。定义从起点垂直于马赫杆的线为虚拟壁面。虚拟壁面与水平线的夹角

为  $\theta_v$  以及马赫杆的强度  $Ma_m$  可以通过下列方程求得<sup>[23]</sup>

$$\tan \theta_v = \left( \frac{Ma_m}{Ma_2} \right) \frac{\left[ 1 - \left( \frac{Ma_2}{Ma_m} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \left[ 1 - \left[ \frac{f(Ma_m)}{f(Ma_2)} \right]^2 \right]}{1 + \frac{f(Ma_m)Ma_m}{f(Ma_2)Ma_2}} \quad (2)$$

$$\tan(\pi - \eta - \theta_v) = \left( \frac{Ma_m}{Ma_1} \right) \frac{\left[ 1 - \left( \frac{Ma_1}{Ma_m} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \left[ 1 - \left[ \frac{f(Ma_m)}{f(Ma_1)} \right]^2 \right]}{1 + \frac{f(Ma_m)Ma_m}{f(Ma_1)Ma_1}} \quad (3)$$

式中  $f(Ma)$  为一个和马赫数  $Ma$  相关的函数且它的表达式为

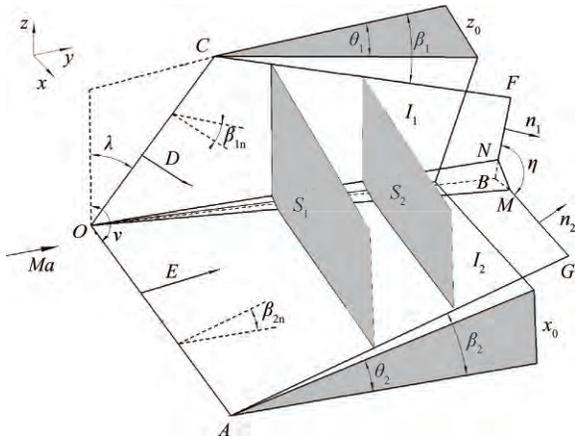
$$f(Ma) = \exp \left[ - \int \frac{2Ma}{(Ma^2 - 1)K(Ma)} dMa \right] \quad (4)$$

$K(Ma)$  为缓变函数, 且它的表达式为

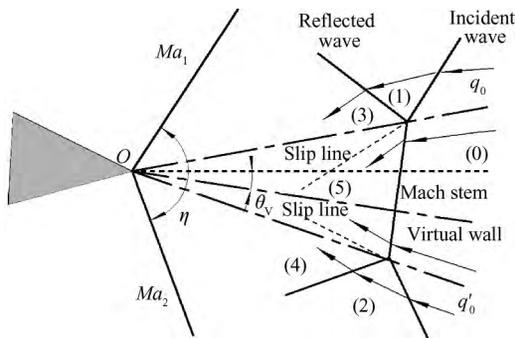
$$K(Ma) = [2(2\mu + 1 + Ma^{-2})^{-1} (1 + \frac{2}{\gamma + 1} \frac{1 - \mu^2}{\mu})^{-1}] \quad (5)$$

式中  $\mu$  表示在激波流场区域前和马赫数相关的函数, 表达式为

$$\mu = \left[ \frac{(\gamma - 1)Ma^2 + 2}{2\gamma Ma^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$



(a) Three-dimensional steady wave configuration in corner flow



(b) Two-dimensional unsteady wave configuration

Fig. 1 Schematic of asymmetrical wave configuration for corner flow in inlets

通过以上过程可以求得二维非定常问题的各个激波的强度以及各个流场区域的参数。最后用激波动力学所求的二维非定常问题的解映射到三维定常流场中去。对于一些状态参数比如静压、密度、温度以及总压恢复系数等二维的解和三维解完全相同。对于一些矢量参数比如速度、马赫数等, 三维的解需要二维解和特征方向上的分量的矢量叠加。最后整个三维定常问题得到求解, 再将各个角落处的双楔组成侧压进气道, 对每一个角落处的双楔单元进行求解最终可以求得整个进气道内流场区域的参数和波系结构。

### 3 数值方法

#### 3.1 控制方程

控制方程选取的是三维的无粘 Euler 方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \quad (7)$$

式中  $U$ ,  $F$  和  $G$  分别表示在  $x, y, z$  方向上的状态变量和流量, 表达式如下

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix} \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ \rho u w \\ (\rho E + p)u \end{pmatrix}$$

$$G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v w \\ (\rho E + p)v \end{pmatrix} \quad H = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \\ (\rho E + p)w \end{pmatrix} \quad (8)$$

对于理想气体来说, 单位质量总内能的表达式为

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \quad (9)$$

#### 3.2 差分格式

由于在低马赫数下, 粘性对流场区域波系结构影响并不大, 所以采用 2 阶 NND 差分格式求解三维无粘欧拉方程对理论分析进行数值验证。

对流项  $F, G$  和  $H$  采用张涵信提出的二阶 NND 格式<sup>[24]</sup>。控制方程的差分格式如下

$$\left( \frac{\partial U}{\partial t} \right)_{i,j,k}^n + \frac{1}{\Delta x} (F_{i+\frac{1}{2},j,k}^n - F_{i-\frac{1}{2},j,k}^n) + \frac{1}{\Delta y} (G_{i,j,k+\frac{1}{2}}^n - G_{i,j,k-\frac{1}{2}}^n) + \frac{1}{\Delta z} (H_{i,j,k+\frac{1}{2}}^n - H_{i,j,k-\frac{1}{2}}^n) = 0 \quad (10)$$

#### 3.3 物理模型以及网格划分

图 2 为进气道模型示意图, 前缘  $AC, BD$  与  $z$  轴的夹角  $\lambda$  为掠角。上下壁面的楔角分别为  $\theta_3$  和  $\theta_1$ , 两侧壁面的楔角为  $\theta_3$  和  $\theta_1$ 。计算的进气道模型长为  $L$ ,

宽为  $d$ , 高为  $h$ 。计算区域的入口边界为  $ABCD$ , 四个壁面为滑移的壁面边界条件, 出口边界为  $EFGH$ 。计算网格采用正交化的结构网格, 网格数量大约在 1200 多万。MPI 并行计算被用到代码中, 且所有的计算在一台 8 核的 DELL 计算机上进行。

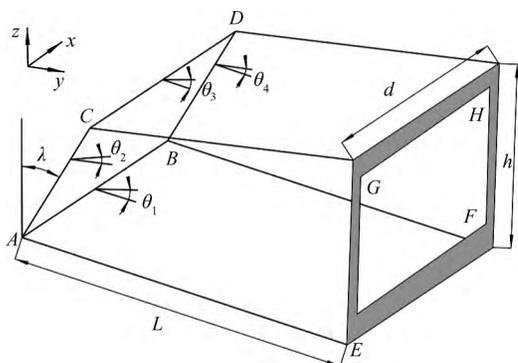


Fig. 2 Schematic of inlet

### 4 结果与讨论

在进行进气道数值模拟之前先对该理论分析和数值模拟进行一个验证, 对比对象为 West(1972) 的实验结果图。图 3 为理论和数值波系结构与实验结果对比图。在给定楔形, 马赫数为 3 的来流的理论分析结果示意图(虚线部分), 误差棒为实验结果图。因为波系构型沿图 2 所示的  $y$  方向上自相似, 所以采用无量纲过后的  $x$  和  $y$  方向的坐标来表示波系的位置。实线部分为数值模拟结果。可以看出理论分析分析结果和数值结果以及实验结果吻合较好。理论解析得到的马赫杆强度为 1.84, 数值模拟得到的马赫杆强度为 1.82, 基本吻合。

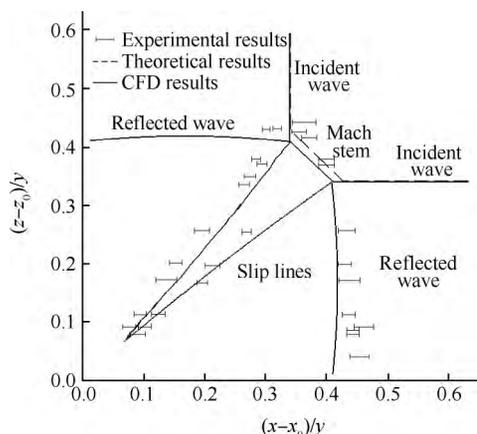


Fig. 3 Analytical results vs experimental and numerical results of sectional flowfield ( $Ma_0 = 3, \nu = 90^\circ, \lambda = 0^\circ, \theta = 9.5^\circ$ )

#### 4.1 箱式进气道

对于如图 2 所示的箱式进气道, 定义来流为马赫 6, 上下壁面楔角为  $5^\circ$ , 左右壁面楔角为  $2.5^\circ$  的进气

道。图 4 所示是激波结构和接触面间断在进气道不同截面内的数值模拟示意图。因为进气道中各个截面内的波系结构沿  $y$  方向上是自相似的, 所以用  $y_0 = y/h$  来表示波系结构的位置 ( $y_0$  是用高度  $h$  无量纲化过的, 且在进气道最前缘部分  $y_0 = 0$ )。从图中可以看出, 随着进气道逐渐的纵深, 各个角落处的干扰区所占的比例逐渐增大。图 5 是对各个角落处干扰区波系结构判别的极曲线分析图。  $I_1$  和  $R_1$  分别表示水平壁面上的入射极曲线和反射极曲线,  $I_2$  和  $R_2$  分别表示竖直壁面上的入射极曲线和反射极曲线。底部的两个角落处的极曲线判别如图 5(a) 所示, 两个反射极曲线彼此并没有相交, 这表明将在进气道底部形成两个马赫干扰。顶部的两个角落处的极曲线判别如图 5(b) 所示, 两个反射极曲线彼此相交, 这表明将在进气道顶部形成两个规则干扰。以上的理论分析波系结构的结果在图 4 的数值模拟中得到了验证。对于规则干扰, 干扰区两个反射激波后的静压可以通过极曲线分析求解, 图 5(b) 的两个反射极曲线的交点  $O_1$  即为 3 区的静压解。没有选取  $O_2$  是因为通常将熵增最小的点作为求得的解。

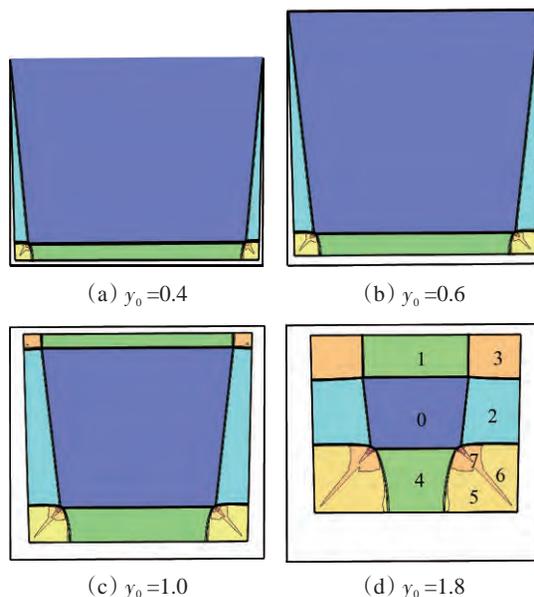


Fig. 4 Wave configurations on different cross-sections in hypersonic inlet for  $Ma_0 = 6, \theta_1 = \theta_3 = 5^\circ, \theta_2 = \theta_4 = 2.5^\circ, \lambda = 30^\circ$

对于马赫干扰, 需要通过激波动力学求得马赫杆的强度, 进而求得各个区域的流场解。表 1 给出了各个区域状态参量的理论解, 这将对进气道的设计具有很好的指导意义。对于 0 区的来流参数都设为无量纲的单位 1。对于上角落的两个规则干扰, 流动通过两个入射激波的压缩进入 1 区和 2 区, 再分别通过两个反射激波的压缩进入 3 区。这些区域的参

数都可以通过理论分析求得,且与数值模拟结果吻合较好。对于3区,数值模拟和理论分析表示,流动通过两侧不同的压缩到达3区的状态参数相差不大,所以滑移线不明显。对于下角落处的两个马赫干扰,流动经过两个入射激波压缩进入2区和4区,再经过两个反射激波压缩进入5区和6区。与规则干扰不同的是,马赫干扰马赫杆前的流动直接通过马赫杆的压缩进入7区。滑移线两侧,5、6和7区的静压相同。但是马赫杆后的7区的静温明显高于其他区域,且马赫杆后的总压损失明显大于其他区域,这是因为气流通过一次压缩的熵增要大于两侧通过两次压缩的熵增,这在进气道的设计中需要尤其注意。图4以及表1表明流场区域的非均匀性将会导致燃烧室内的非均匀燃烧,这对进气道性能的预测将会非常有用。

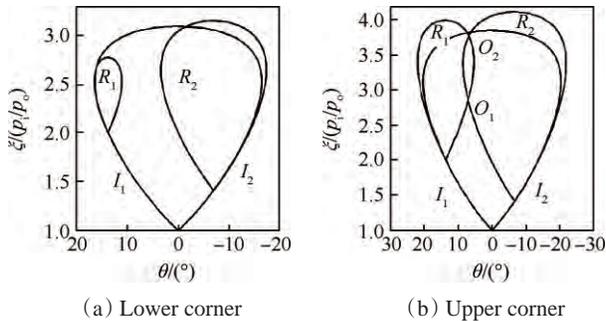


Fig. 5 Shock-polar analysis on wave configurations for  $Ma_0 = 6, \theta_1 = \theta_3 = 5^\circ, \theta_2 = \theta_4 = 2.5^\circ, \lambda = 30^\circ$

4.2 三面侧壁压缩进气道

对于三面侧壁压缩进气道即去掉图2所示的顶板,设计的进气道来流马赫数为2.5,底部楔角为10°,左右楔角为4.3°,掠角为30°。与箱式进气道不同的是,三面侧压进气道顶部并未发生激波干扰现象(如图6所示)。图6(a)为底部角落激波干扰波系结构判别的极曲线分析图,两个反射极曲线  $R_1$  和  $R_2$  彼此不相交表明将形成马赫干扰,这些在图6(b)~(d)中不同位置的波系结构图中得到验证。该进气道可以认为完全外部流动压缩进气道,  $y_0 = 0.6$  可以作为进气道正激波的位置。在这个位置处角落处的波系结构将与进气道内的正激波相互干扰,但是流动的非均匀性将会转换为压缩面。对于这种进气道截面内的流场区域的求解如表2所示,可以看出马赫杆后(5区)的温度明显高于其他区域,但是5区的密度要低于两个反射激波后的密度(3区和4区),且马赫杆的总压明显低于其他区域。和上一节的箱式进气道相比,该进气道各个区域的总压损失明显要低,但是这些角落处的激波干扰对进气道的性能依然很重要。

Table 1 Theoretical results in each zone for the inlet of Fig. 4

Zone No.	Static pressure	Static temperature	Density	Total pressure recovery
0	1	1	1	1
1	2.0103	1.2328	1.6306	0.9662
2	1.4142	1.1055	1.2794	0.9958
3	2.861	1.3656	2.0952	0.961
4	2.0103	1.2328	1.6306	0.9662
5	3.396	1.438	2.3615	0.9522
6	3.396	1.4475	2.3464	0.931
7	3.396	1.4927	2.275	0.8356

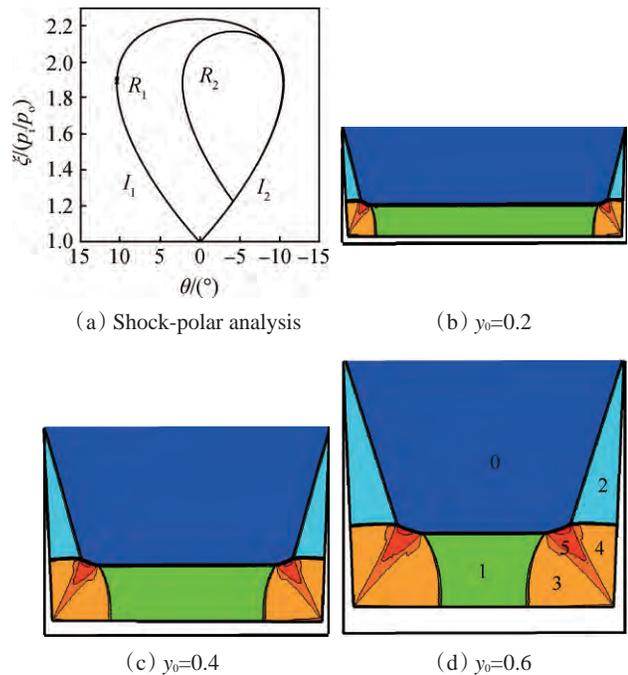


Fig. 6 Wave configurations on different cross-sections in hypersonic inlet for  $Ma_0 = 2.5, \theta_1 = 10^\circ, \theta_2 = \theta_4 = 4.3^\circ, \lambda = 30^\circ$

Table 2 Theoretical results in each zone for the inlet of Fig. 6

Zone No.	Static pressure	Static temperature	Density	Total pressure recovery
0	1	1	1	1
1	1.8639	1.2031	1.5493	0.9759
2	1.2261	1.0602	1.1564	0.9991
3	2.4636	1.3037	1.8897	0.9738
4	2.4636	1.3068	1.8850	0.9954
5	2.4636	1.3212	1.8646	0.9293

5 结论

通过用一种空阶降维的方法对进气道内角落处流动的研究得到了:

(1)空间降维的理论分析方法能很好地对进气道内的波系结构进行判别,流场区域的参数比如静压、密度、温度和总压恢复系数等也能很好地进行求解,且理论分析结果与数值相比吻合较好。

(2)对于箱式进气道,随着沿进气道内部逐渐纵深,角落处的干扰区所占的比例越来越大。进气道顶部较易形成规则干扰结构,底部容易形成马赫干扰结构。规则结构的反射激波后的静压、温度和密度等参数明显要低于马赫干扰反射激波和马赫杆后的参数。底部马赫干扰马赫杆后的总压恢复系数要比其他区域和规则干扰的各个区域低10%~17%。

(3)对于三面侧壁压缩进气道,顶部由于没有底板并没有发生激波干扰现象,底部发生马赫干扰。干扰区的总压损失要比箱式进气道内的总压损失低10%左右。

致谢:感谢胡宗明、滕宏辉以及罗长童老师对于本文的工作指导以及计算的服务器提供了帮助。

### 参考文献:

- [1] Babinsky H, John K H. Shock Wave-Boundary-Layer Interactions[M]. UK: Cambridge University Press, 2011.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion [J]. *AIAA Journal*, 1994, 26(4): 5-12.
- [3] Ben-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena [M]. New York: Springer, 2007.
- [4] Edney B. Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock [R]. *The Aeronautical Research Institute of Sweden, Report No.: FFA-115*, 1968.
- [5] Teng H Y, Settles G S. Cylindrical and Conical Upstream Influence Regimes of 3-D Shock/turbulent Boundary Layer Interactions[R]. *AIAA 82-0987*.
- [6] Settles G S, Teng H Y. Cylindrical and Conical Flow Regimes of Three-Dimensional Shock/Boundary-Layer Interactions[J]. *AIAA Journal*, 1984, 22(2): 194-200.
- [7] Knight D D, Horstman C C, Settles G S. Three-Dimensional Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interactions Generated by a Sharp Fin at Mach 4[R]. *AIAA 91-0649*.
- [8] Lu F K, Settles G S, Horstman C C. Mach Number Effects on Conical Surface Features of Swept Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(1): 91-97.
- [9] Dolling D S, Bogdonoff S M. Upstream Influence in Sharp Fin-Induced Shock Wave Turbulent Boundary-Layer Interaction[J]. *AIAA Journal*, 1983, 21(1): 143-145.
- [10] Settles G S. Experimental Research on Swept Shock Wave/Boundary Layer Interactions [R]. *Pennsylvania State University Park Dept of Mechanical Engineering, Report No.: PSU-ME-R-87/88-0031*, 1988.
- [11] 岳连捷, 叶青, 徐显坤, 等. 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(2): 372-378.
- [12] 肖雅彬, 岳连捷, 龚鹏, 等. 三面压缩式高超声速进气道流动结构研究[J]. *实验流体力学*, 2008, 22(2): 64-67.
- [13] 赵一龙, 范晓樯, 王翼, 等. 高超侧压进气道溢流方案的改进与分析[J]. *推进技术*, 2013, 34(7): 873-879. (ZHAO Yi-long, FAN Xiao-qiang, WANG Yi, et al. Spillage Amelioration and Analysis of Side-Compression Hypersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(7): 873-879.)
- [14] 曹学斌, 朱守梅, 满延进, 等. 考虑进气道喉道非均匀流场影响的隔离段直连试验[J]. *推进技术*, 2015, 36(4): 547-555. (CAO Xue-bin, ZHU Shou-mei, MAN Yan-jin, et al. Direction Connect Test on Isolator Considering Effects of Nonuniform Flow at Inlet Throat[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 547-555.)
- [15] 李桦, 贾地, 范晓樯, 等. 高超侧压进气道前/后掠的数值分析和比较[J]. *推进技术*, 2007, 28(1): 65-68. (LI Hua, JIA Di, FAN Xiao-qiang, et al. Calculation and Comparison of Forward/Backward Swept Sidewall Compression Scramjet Inlets [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(1): 65-68.)
- [16] 张堃元, 萧旭东, 徐辉. 非均匀流等溢流角设计高超侧压进气道[J]. *推进技术*, 1998, 19(1): 20-24. (ZHANG Kun-yuan, XIAO Xu-dong, XU Hui. Hypersonic Sidewall Compression Inlet with Constant Spillage Angle Design at Non-Uniform Incoming Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(1): 20-24.)
- [17] Charwat A F, Redekopp L G. Supersonic Interference Flow along the Corner of Intersecting Wedges[J]. *AIAA Journal*, 1967, 5(3): 480-488.
- [18] Marconi F. Supersonic, Inviscid, Conical Corner Flow-fields[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(1): 78-84.
- [19] Yang Y, Wang C, Jiang Z L. Analytical and Numerical Investigations of the Reflection of Asymmetric Nonstationary Shock Waves [J]. *Shock Waves*, 2012, 22(54): 435-449.
- [20] Xiang G X, Wang C, Teng H H, et al. Study on Mach Stems Induced by Interaction of Planar Shock Waves on Two Intersecting Wedges [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2016, 32(3): 362-368.
- [21] Xiang G X, Wang C, Teng H H, et al. Investigations of Three-Dimensional Shock/Shock Interactions over Symmetrical Intersecting Wedges[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(5): 1472-1481.
- [22] Xiang G X, Wang C, Hu Z M, et al. Theoretical Solutions to Three-Dimensional Asymmetrical Shock/shock interaction [J]. *Science China Technological Sciences*, 2016, 59(8): 1208-1216.
- [23] Xie P, Han Z Y, Takayama K. A Study of the Interaction Between Two Triple Points [J]. *Shock Waves*, 2005, 14(1): 29-36.
- [24] 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式[J]. *空气动力学报*, 1988, 6(2): 143-164.

(编辑:史亚红)