

# 高超声速下三维侧压进气道激波干扰的研究

项高翔 王春 姜宗林

中国科学院力学研究所

项高翔, 博士, 主要从事计算流体力学/气体动力学, Email: xianggaoxiang@imech.ac.cn

**摘要:** 本文对高超声速来流下三维侧压进气道激波干扰进行了理论和数值研究, 以便为进气道设计提供有用的分析数据。理论分析采用了“空间降维”的方法, 将三维定常激波干扰问题转换为二维非定常问题。数值方法利用 2 阶 NND 差分格式求解三维无粘欧拉方程, 网格数量大约 500 万, 采用 MPI 并行计算。根据理论分析, 我们对进气道内激波干扰波系构型进行了判别, 对干扰区流场区域参数进行了求解, 最后利用数值模拟结果进行验证且吻合较好。此外还考虑了在不同马赫数下进气道两侧楔角对激波干扰波系结构和流场区域的影响。

**关键字:** 高超声速流动 体-翼激波干扰 波系结构 流场区域

## 1、前言

高超推进的超燃发动机的研究是近些年来比较热门的课题和难题, 尤其是进气道性能的研究更是重中之重。超燃发动机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。这些性能和进气道的几何构型紧密相关, 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。

目前对三维进气道进行理论分析的研究较少, 本文采用特定的降维的方法对三维进气道中激波/激波相互作用进行了理论分析。利用该理论分析方法能够很好地判别进气道干扰区的波系结构。此外还利用该理论对干扰区马赫杆后的流场区域参数进行了求解, 得到了马赫干后的总压恢复系数、马赫数、静压和温度。最后考虑了在不同马赫数下进气道两侧楔角对

于其流场特性的分析研究。

## 2、模型

侧压进气道局部模型如图 1 所示，长度为  $l$ ，宽度为  $d$ ，高为  $h$ ， $\theta$  为进气道底部的楔角；进气道两侧双楔沿中心线对称，且每侧楔角为  $\theta_1$ ，掠角为  $\lambda_2$ ，高度为  $h_1$ ，两侧双楔距离前缘为  $l_1$ 。

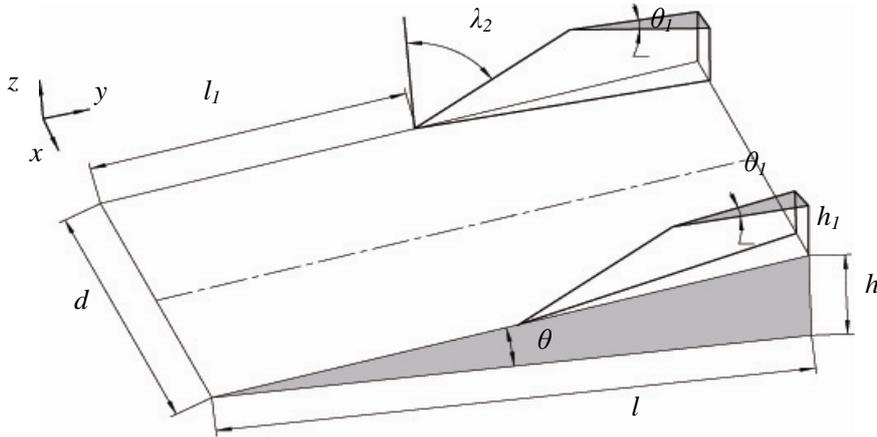


图 1 进气道模型

## 3、理论和数值分析方法

因为模型是对称的，我们取模型的一半作为研究对象。对于沿  $y$  方向上的高超声速来流  $M_0$ ，将在底部楔面形成入射激波  $BCP$ ，在两侧楔面形成入射激波  $APM$ 。这两个入射激波相互作用，形成反射激波  $PMC$  和  $PMR$ 。我们定义两个入射激波的交线  $PM$  为特征线，垂直于特征线的面  $MDE$  为特征方向。这样就可以把三维定常问题看作特征面内的波系结构沿着特征线上运动的二维非定常问题。

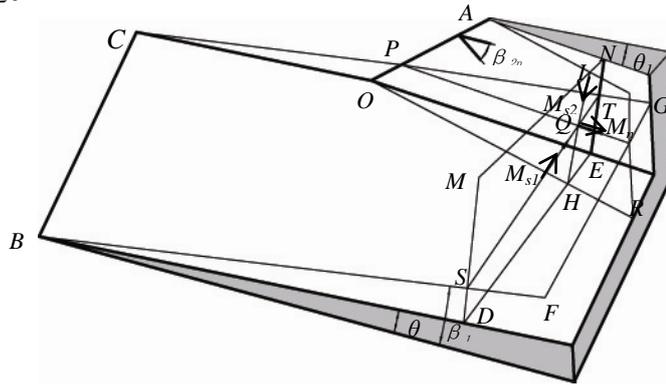


图 2 进气道一侧激波干扰结构和“空降降维”方法示意图

二维非定常问题采用激波动力学进行求解

$$\tan \theta_v = \left( \frac{M_m}{M_{s2}} \right) \frac{\left[ 1 - \left( \frac{M_{s2}}{M_m} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \left[ 1 - \left[ \frac{f(M_m)}{f(M_{s2})} \right]^{\frac{1}{2}} \right]}{1 + \frac{f(M_m)M_m}{f(M_{s2})M_{s2}}} \quad (1)$$

$$\tan(\pi - \eta - \theta_v) = \frac{M_m}{M_{s1}} \frac{\left[1 - \left(\frac{M_{s1}}{M_m}\right)^2\right]^{\frac{1}{2}} \left[1 - \left[\frac{f(M_m)}{f(M_{s1})}\right]^{\frac{1}{2}}\right]}{1 + \frac{f(M_m)M_m}{f(M_{s1})M_{s1}}} \quad (2)$$

最后将求解的二维流场区域参数映射到三维流场区域中,对于状态参数比如温度、压力、密度和总压恢复系数等二维解和三维解相同。对于矢量参数,三维解需要二维解和特征线上的矢量叠加。(理论部分详细推导见文献 13-15)

本文采用三维无粘 Euler 方程作为控制方程,气体为理想气体,直角坐标系下的控制方程可以表达为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \quad (3)$$

其中:

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho E + p)w \end{bmatrix} \quad (4)$$

上述表达式中,  $\rho$ ,  $p$ ,  $E$  分别代表气体的密度、压力和单位质量总内能,  $u, v, w$  为气体在  $x, y$  和  $z$  方向上的速度分量。单位质量总内能表达式为:

$$E = \frac{P}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \quad (5)$$

控制方程的离散方程:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial U}{\partial t}\right)_{i,j,k}^n + \frac{1}{\Delta x} \left(F_{i+\frac{1}{2},j,k}^n - F_{i-\frac{1}{2},j,k}^n\right) + \frac{1}{\Delta y} \left(G_{i,j+\frac{1}{2},k}^n - G_{i,j-\frac{1}{2},k}^n\right) \\ & + \frac{1}{\Delta z} \left(H_{i,j,k+\frac{1}{2}}^n - H_{i,j,k-\frac{1}{2}}^n\right) = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

其中对流项通量项  $F, G, H$  利用二阶 NND 格式求解,网格采用均匀的结构化网格。边界条件入口为给定的来流条件,出口边界条件由外推法给出,双楔面的上边界和右边界采用无反射边界条件,固壁边界采用无穿透滑移的边界条件。

## 4、结果讨论

### 4.1 波系结构

假对于来流马赫数  $M_0=7$ ,  $l=1200\text{mm}$ ,  $\theta=3.5^\circ$ ,  $d=500\text{mm}$ ,  $h_1=350\text{mm}$ ,  $\lambda_2=30^\circ$ , 我们考虑两侧楔角的变化,使两侧楔角从  $2^\circ$  到  $10^\circ$  变化。图3为不同楔角下的极曲线分析示意图,从图中我们可以看出,入射极曲线  $I$  随着楔角的增大逐渐变大。一侧反射极曲线  $R_i$  随着楔角的增大而增大,一侧的极曲线  $R_i'$  随着楔角的增大而减小。但是两个反射极曲线并不相交,这表明波系结构在此范围内是马赫干扰,这些判别在图4中得到验证。

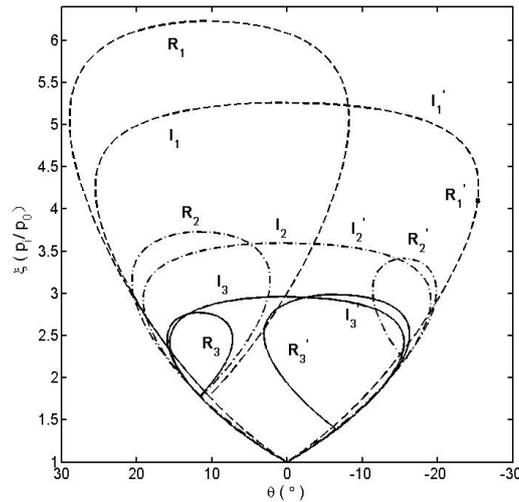


图3 激波干扰极曲线分析示意图 (实线:  $\theta_i=2^\circ$ , 点画线:  $\theta_i=5^\circ$ , 虚线:  $\theta_i=10^\circ$ )

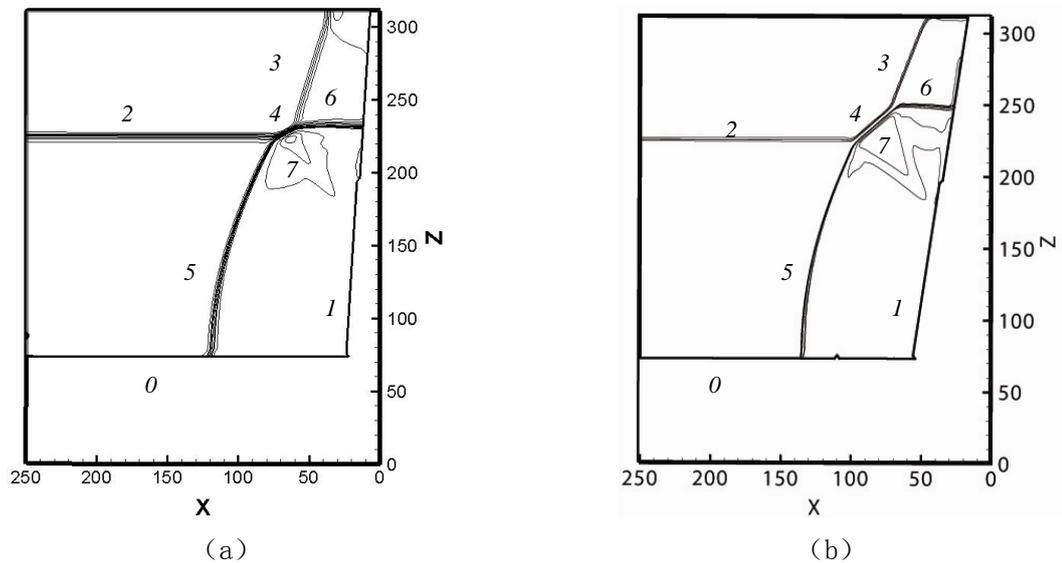


图4 截面上波系结构示意图 (a:  $\theta_i=2^\circ$ , b:  $\theta_i=5^\circ$ )

图4给出了在两侧楔角为  $2^\circ$  和  $5^\circ$  的波系结构示意图。0和1分别表示底部楔面壁面边界和两侧楔面壁面边界,2和3分别表示底部入射激波和两侧楔面入射激波。4表示马赫杆,5和6分别表示近底部楔面反射激波和两侧楔面反射激波,7表示滑移线。从两个图比较中我们可以看出两侧楔角的增大导致5的外移,6的上移。马赫杆4随着楔角的增大而变长,由4和7组成的面积随着楔角的增加显著增大。

## 4.2 马赫杆后流场区域参数

我们利用空间降维理论对马赫杆后的滑移面和马赫杆组成的高温区和高总压损失区进行了求解。图 5 是在不同马赫数下马赫杆后流场区域随两侧楔角变化示意图。我们分别考虑了马赫数 5, 6, 7 的情况下, 流场区域随两侧楔角的变化。从图中我们可以看出随着两侧楔角的增大, 马赫杆和滑移面区域的温度、静压和马赫数逐渐增大。且马赫数越大, 这些流场区域参数越大。总压损失系数的变化则相反, 随着两侧楔角的增加, 总压系数逐渐减小, 马赫数越大, 总压损失越严重。

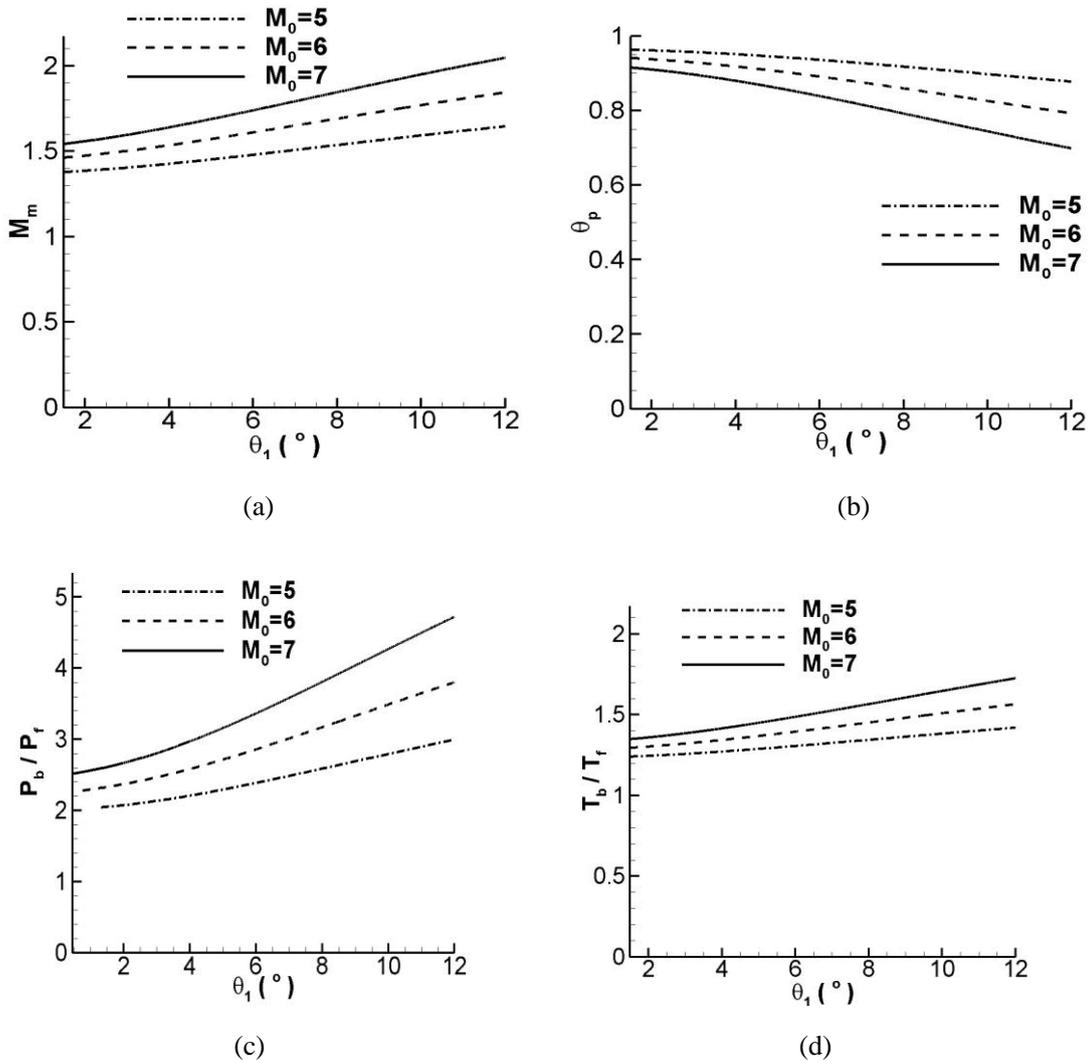


图 5 在不同马赫数下马赫杆后流场区域随两侧楔角变化示意图 (a: 马赫杆后马赫数, b: 总压损失系数, c: 马赫杆后与马赫杆前的静压比, d: 马赫杆后与马赫杆前的温度比)

## 5、结论

1) 利用空间降维理论可以很好地分析侧压进气道激波干扰问题, 包括波系结构判别、流场区域参数的求解。理论分析和数值模拟结果吻合较好。

2) 两侧楔角的变化导致近壁面的两个反射激波外移, 且马赫杆变长, 马赫杆与滑移线组成的面积增大。

3) 两侧楔角的增大导致马赫杆后的静压、温度以及马赫杆后的马赫数增大, 且马赫数越大这些参数越大。马赫杆后总压恢复系数则表现出相反的趋势。

## 参考文献

- [1]. Neumann R D, Burke G L. The Influence of Shock Wave-Boundary Layer Effects on the Design of Hypersonic Aircraft. AIR FORCE FLIGHT DYNAMICS LAB WRIGHT-PATTERSON AFB OH; 1969. Report No. :AFFDL-TR-68-152.
- [2]. Edney B. Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock. The aeronautical research institute of Sweden; 1968. Report No.: FFA--115.
- [3]. Zheltovodov AA. Some advances in research of shock wave turbulent boundary-layer interactions. AIAA Journal 2006; 496(2006): 25.
- [4]. Zheltovodov AA. Shock waves/turbulent boundary-layer interactions—fundamental studies and applications. AIAA Journal 1996; 1977: 1996.
- [5]. Zheltovodov AA, Schulein E. Three-dimensional swept shock waves/turbulent boundary layer interaction in angle configurations. Preprint No. 34–86, ITAM, USSR Academy of Sciences, Novosibirsk, 49, 1986 (in Russian).
- [6]. Horstman CC, Hung CM. Computation of three-dimensional turbulent separated flows at supersonic speeds. AIAA Journal 1979; 17(11): 1155-1156.
- [7]. Schülein E. Skin friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows. AIAA journal, 2006; 44(8): 1732-1741.
- [8]. von Neumann, J., “Refraction, Interaction and Reflection of Shock Waves,” U.S. Navy, Bureau of Ordnance, Rept. 203-45, Washington, D.C., 1943.
- [9]. von Neumann, J., “Oblique Reflection of Shock Waves,” Collected Work of John Von Neumann, Pergamon Press, Oxford, Vol. 145, No. 1, Dec. 1996, pp. 44–46.
- [10]. Kawamura, R., and Saito, H., “Reflection of ShockWaves—1 Pseudo- Stationary Case,” Journal of the Physical Society of Japan, Vol. 11, No. 5, 1956, pp. 584–592.
- [11]. Ben-Dor, G., Shock Wave Reflection Phenomena, 2nd ed., edited by Davison, L., and Horie, Y., Springer-Verlag, Berlin, 2007, pp. 134–193.
- [12]. Yang Y, Wang C, Jiang ZL. Analytical and Numerical Investigations of the Reflection of Asymmetric Nonstationary Shock Waves. Shock Waves, Vol. 22, No. 5, 2012, pp. 435–449.
- [13]. Xiang GX, Wang C, Teng HH, Jiang ZL. Study on Mach stems induced by interaction of planar shock waves on two intersecting wedges. Acta Mechanica Sinica 2015; 1-7.
- [14]. Xiang GX, Wang C, Teng HH, Jiang ZL. Investigations of Three-Dimensional Shock/Shock Interactions over Symmetrical Intersecting Wedges. AIAA Journal 2016; 1-10.
- [15]. Xiang GX, Wang C, Hu ZM, et al. Theoretical solutions to three-dimensional asymmetrical shock/shock interaction. Science China Technological Sciences 2016; 1-9.
- [16]. Yang Y. et.al. Analytical and numerical investigations of the reflection of asymmetric nonstationary shock waves. Shock Waves. 2012; 22: 435–449.
- [17]. Xie, P. et.al. A study of the interaction between two triple points. Shock Waves, 2005, 14(1): 29–36.
- [18]. Zhang H X. A dissipative difference scheme of non-oscillatory, no-free parameters (in chinese). Acta Aerodynamica Sinica, 1988, 6(2).