

# 高超声速飞行器内外流耦合数值模拟方法

王发民, 张陈安, 李维东, 雷麦芳

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

**摘要** 针对以冲压发动机为动力的高超声速飞行器前体预压缩特性、燃烧室热力学特性, 以及高温化学反应物理特性等工程科学问题, 设计了原理上总压损失较小的超燃燃烧室, 进行了乘波体/超燃冲压发动机一体化设计。建立了碳氢燃料超燃燃烧室化学反应模型。研究了前体预压缩特性和对进气道的影响规律; 模拟了超燃冲压发动机内通道一体化化学反应和流动特性耦合现象。

**关键词** 高温非平衡化学反应, 乘波布局, 内外流耦合计算

## 引言

超燃冲压发动机研究始于上世纪五十年代, 但由于技术原因发展停滞。1986 年美国的空天飞机(NASP)计划上马, 被人们称之为“高超声速技术的复苏”。1995 年这个耗资超过 30 亿美元的计划, 因种种原因而下马。在这之后, 美国 NASA 继续执行了一项规模较小的高超声速(Hyper-X)计划<sup>[1]</sup>, 它的第一个无人高超声速验证机是 X-43A, 采用乘波构形, 氢燃料超燃冲压发动机, 机身和发动机一体化设计。2004 年成功地进行了马赫数 7 和 9.6 的飞行实验, 创造了新的喷气式非火箭飞行器速度的世界记录。

在 X-43A 验证机项目结束后, 美国国家航空航天局(NASA)终止了高超声速航天飞行器方面的努力, 但高超声速飞行器研究并没有就此终结。而是进行工程应用方面的技术探索, 值得一提的是美国空军在完成 HyTech 计划的基础上, 正在积极推动一个吸热式燃料的超燃冲压发动机的飞行验证机(SED)计划, 即 X-51。验证机为乘波外形, 长 7.9 米, 重 1810 公斤, 进气道采用固定几何形状。它先用 B-52 带飞到马赫数 0.8~0.9, 然后用 ATACMS 导弹加速到马赫数 4.5, 再用冲压发动机加速到马赫数 6.5。

超燃高温化学反应模型的研究, 美国在一直做为基础问题重点研究<sup>[2~6]</sup>, 围绕 X-43A 的系统研究, 建立了氢气、氧气的化学反应模型, 实验测量了相关的模型参数, 也有一些应用程序; 关于 X-51 的研究, 着重研究了 JP-7 在

管道中的裂解吸热过程, 建立了燃烧动力学模型。关于热力学循环过程的研究, 从一维原理性模型开始, 开展了燃烧室的气动布局, 加质、加热过程等系列的研究。

国内从上世纪九十年代开始, 建立了以氢氧燃烧化学反应模式及相应的内外流一体化研究<sup>[7]</sup>, 同时开展了相应的实验研究; 在燃料在超声速气流中混合、有效点火、稳定燃烧等方面取得重要进展和不少成果, 但是在超燃热力学循环过程研究不足, 在净推力取得及化学反应模型的验证上存在不足。在气动加热和燃烧室热防护的预测和理论研究方面开展的还比较少。

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器长时间在大气层中高超声速飞行, 面临两个高温气体动力学问题: 一个是燃料在超声速气流中混合、点火和组织燃烧, 需要建立相关的高温化学反应模型, 描述超音速燃烧过程中的热力学现象; 另一个是飞行器在高速飞行中, 激波压缩和加热, 以及激波和边界层相互作用所面临的热力学过程。该项研究在研究前体激波结构的基础上, 讨论总压恢复较好的前体预压缩性能设计原理; 根据燃烧热力学循环机理, 研究超音速燃烧过程中总压损失和组织燃烧的关系建立相应的化学反应模式和控制方程。

## 1 乘波前体/冲压发动机一体化设计

在乘波布局飞行器前体, 采用多波系压缩的方法给进气道提供高温高压均匀来流。当各斜激波前马赫数 的法向分量相等时, 进气道具

有总压恢复最大的特性，这时所有斜激波的总压比、静压比、密度比和温度比相等。选取设计马赫数 6、飞行高度 25km，得到二维进气道。以预压缩面为基础，生成变楔角的楔锥，取椭圆锥与其相切，椭圆锥满足 3/4 指数率，通过求解三维 Euler 方程得到生成乘波外形的流场。图 1 描述了生成乘波体的高超声速流场。

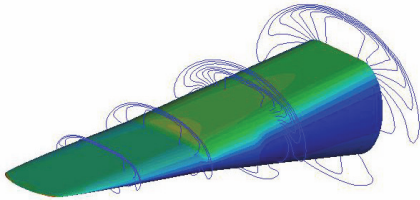


图 1 楔——椭圆锥流场横截面压力等直线图

在进气道所在平面内，取进气道唇口激波面设定的进气道曲线为基线，向上游沿流线追踪至激波面，从而生成乘波外形的下表面。图 2 为生成的乘波前体壁面压力与自由流压力比分布图，高压区主要集中在下表面第二压缩面及附加压缩面处，而低压区主要在上表面，符合乘波体的设计原理，说明变角度楔/椭圆锥方法生成乘波体是成功的。

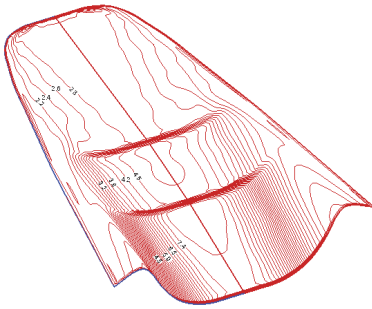


图 2 壁面压力比 ( $P/P_{inf}$ ) 等值线图

燃料在亚声速气流中加热，热量增加，气流速度增加，出口静压减小；当燃烧室进口为超声速流动时，热量增加，气流速度减小。这些热力学现象会对发动机的燃烧效率、总压损失、燃烧组织等产生重大影响。在给定加热比时，气体总压决定其做功能力。燃烧室总压恢复  $\sigma_\tau$  取决于进口马赫数  $M_x$  和相对加热量 ( $Q/c_p T_{0x}$ )。

$$\sigma_\tau = \frac{p_{0cF}}{p_{0x}} = (1 - \overline{\Delta p}) \frac{\left[ 1 + \frac{k-1}{2} M_x^2 \frac{\overline{\Delta p}}{1 - \overline{\Delta p}} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left[ 1 + \frac{k-1}{2} M_x^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}} \quad (1)$$

式中  $p_{0x}$  和  $p_{0cF}$  分别表示燃烧室进口和出口总压。当加热量不变时， $M_x$  越大，总压恢复系数越小。在入口马赫数  $M_x < 1$  时，总压损失可能达到起始值的 20% ( $p_{0cF} \approx 0.8 p_{0x}$ )；在入口马赫数  $M_x > 1$  时，总压损失特别严重。

一般加热时静压越高（与周围介质相比），对介质加热愈有效。超声速气流在等直段中加热时静压提高，因而每加一部分热量，其压力就比前一部分高，如果等直燃烧室加热到平均马赫数 1.2 左右，则在扩张通道中总压损失要小一些。

根据上述原理，设计了冲压发动机内通道一体化模型，如图 3 所示，其中隔离段长度 0.36 米。等直燃烧室长度 0.82 米。扩张燃烧分两段扩张，其前段侧向扩张；后段侧向和顶部双向扩张，长度 0.78 米。尾喷管长度 0.3 米。

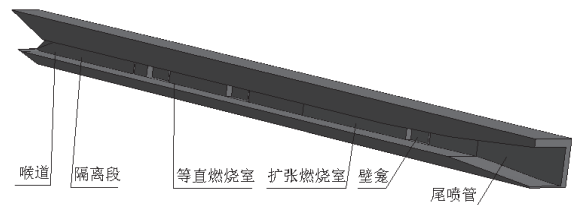


图 3 冲压发动机内通道一体化设计示意图

等直燃烧室入口有两个壁龛，通过加热使得进入燃烧室的速度降低，同时起到流场的控制作用，避免对隔离段流动的干扰。扩张燃烧室入口有两个壁龛，按照给定的热力学原理组织燃烧。扩张燃烧室出口的壁龛可以组织尾喷管入口流动，在亚燃超燃模态转换时用燃烧实现虚拟喉道。

应用上述乘波前体和冲压发动机内通道模型，进行了乘波前体/发动机一体化设计。为满足耐热需要，将乘波体前缘进行了钝化。为了克服非对称膨胀对飞行器气动操纵性能的严重影响，尾喷管采用了面对称设计，后体的喷管膨胀面采用特征线法进行设计。在后体两侧对

称分布两个水平舵面，及与水平面成  $45^\circ$  的方向舵，所得的飞行器布局方案如图 4 所示。

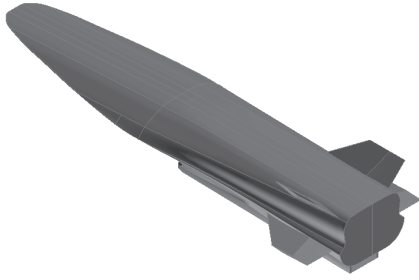


图 4 高超声速飞行器布局方案

## 2 高温化学反应及控制方程

控制方程采用多组分可压缩 N-S 方程，空间离散采用有限体积方法，通量计算采用 Jameson 中心格式，时间离散采用 Jameson 的 LU-SGS 隐式时间离散方法。另外，为了克服化学反应带来的数值刚性，对化学反应源项采用隐式处理。三维可压缩多组分的 N-S 方程为：

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S \quad (2)$$

其中：

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}; \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{bmatrix};$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{bmatrix};$$

$$E_v = \begin{bmatrix} \rho D_i Y_{i,x} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix}; \quad S = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_i \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

上式中  $\rho_i (i=1, n_s)$  为各组元的密度。 $\rho$  为混合气体的密度。 $u, v, w$  分别为沿  $x, y, z$  轴方向的速度分离。 $P$  为静压。 $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx},$

$\tau_{yy}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}$  为粘性应力分量。 $Y_i$  为各组元的质量分数。 $\dot{\omega}_i$  为组元  $i$  的质量生成率。式中的  $e$  为能量，且：

$$e = \sum_{i=1}^{n_s} \rho_i h_i + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) - p \quad (3)$$

$h_i$  定义为组元焓：

$$h_i = \int_{T_0}^T C_{p_i} dT + h_i^0 \quad (4)$$

气体状态方程：

$$p = \sum_{i=1}^{n_s} \rho_i R_i T \quad (5)$$

热流量为：

$$q_x = k \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x}$$

$$q_y = k \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \quad (6)$$

$$q_z = k \frac{\partial T}{\partial z} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial z}$$

$n_s$  为化学组元个数。各组元定压比热采用多项式拟合公式计算，即：

$$C_{p_i} = R_i (a_{1,i} + a_{2,i} T + a_{3,i} T^2 + a_{4,i} T^3 + a_{5,i} T^4) \quad (7)$$

$C_p$  表示混合气体的定压比热：

$$C_p = \sum_{i=1}^{n_s} Y_i C_{p_i} \quad (8)$$

方程中的  $D_i$  为组元  $i$  的分子扩散系数：

$$D_i = \frac{1 - Y_i}{\sum_{j \neq i} X_j / D_{ij}} \quad (9)$$

$$D_{ij} = 1.883 \times 10^{-2} \frac{\sqrt{T^3 (M_i + M_j)}}{P \sigma_{ij}^2 \Omega_D} \quad (10)$$

其中：

$$\sigma_{ij} = (\sigma_i + \sigma_j) / 2, \quad T_{eij} = (T_{ei} + T_{ej})^{1/2}$$

$$\Omega_D = \left( \frac{T}{T_{eij}} \right)^{-0.145} + \left( \frac{T}{T_{eij}} + 0.5 \right)^{-2.0} \quad (11)$$

这里  $X_j$  为组元  $j$  的摩尔分数， $M_i$  为组元  $i$  的摩尔质量， $\sigma_i$  组元分子的碰撞直径， $T_{ei}$  为分

子的有效温度。在数值模拟中采用实用  $k-\varepsilon$  两方程模型。

对于每各组分  $i$  的当地质量组分  $Y_i$ ，守恒方程的一般形式如下：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_j + R_i + S_i \quad (12)$$

其中  $R_i$  为组分  $i$  通过化学反应的净产品率， $S_i$  为附加生成率， $J_j$  表示湍流流动中的质量扩散。

$$\vec{J}_j = -\left(\rho D_{im} + \frac{\mu_t}{S_{ct}}\right) \nabla Y_i \quad (13)$$

在湍流流动中， $S_{ct}$  取值 0.7。对于由组分 1 和组分 2 构成的二元扩散体系，其扩散系数  $D_{1,2}$  为：

$$D_{1,2} = 1.858 \times 10^{-3} T^{\frac{3}{2}} \frac{[(M_1 + M_2)/M_1 M_2]^{\frac{1}{2}}}{P \sigma_{12}^2 \Omega_D} \quad (14)$$

式中  $\sigma_{12}$  表示特征长度，即分子的直径； $\Omega_D$  表示扩散碰撞积分：

$$\Omega_D = \frac{A}{T^{*B}} + \frac{C}{\exp(DT^*)} + \frac{E}{\exp(FT^*)} + \frac{G}{\exp(HT^*)} \quad (15)$$

其中

$$T^* = kT / \varepsilon_{12}$$

$$\varepsilon_{12} = \sqrt{\varepsilon_1 \varepsilon_2} \quad \sigma_{12} = \frac{\sigma_1 + \sigma_2}{2}$$

$$A = 1.16036 \quad B = 1.03561 \quad C = 0.19300$$

$$D = 0.47635 \quad E = 1.03587 \quad F = 1.52996$$

$$G = 1.76474 \quad H = 3.89411$$

组分  $i$  相对于混合流的扩散系数  $D_{i,m}$  为：

$$D_{i,m} = (1 - X_i) / \sum_{j \neq i}^N \frac{X_j}{D_{ij}} \quad (16)$$

$i$  组分粘性系数  $\mu_i$ ：

$$\mu_i = 26.69 \frac{\sqrt{MT}}{\sigma_i^2 \Omega_v} \quad (17)$$

其中：

$$\Omega_v = \frac{A}{T^{*B}} + \frac{C}{\exp(DT^*)} + \frac{E}{\exp(FT^*)} \quad (18)$$

$$A = 1.16145 \quad B = 0.14874 \quad C = 0.52487$$

$$D = 0.77320 \quad E = 2.16178 \quad F = 2.43787$$

混合气体的粘性系数

$$\mu = \sum_{i=1}^N \frac{X_i \mu_i}{\sum_{j \neq i}^N X_j \Phi_{ij}} \quad (19)$$

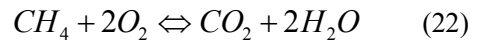
其中：

$$\Phi_{ij} = \frac{1}{\sqrt{8}} \left(1 + \frac{M_i}{M_j}\right)^{\frac{1}{2}} \left[1 + \left(\frac{\mu_i}{\mu_j}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{M_j}{M_i}\right)^{\frac{1}{4}}\right]^2 \quad (20)$$

组分  $i$  的热传导系数  $k_i$  为：

$$\frac{k_i M_i}{\mu_i} = C_{v,i} + 4.47 \quad (21)$$

超燃燃烧室中喷入的燃料为  $CH_4$ ，其中化学反应方程式为：



化学方程式可写成一般形式：

$$\sum_{j=1}^{nc} \nu_{ij}' X_i \Leftrightarrow \sum_{j=1}^{nc} \nu_{ij}'' X_i \quad (i=1,2,3 \dots ns) \quad (23)$$

其中  $\nu_{ij}'$ ， $\nu_{ij}''$  分别代表第  $j$  个基元反应中化学组元  $i$  的化学当量系数。 $X_i$  表示化学组元  $i$  化学符号。

化学组元  $i$  在整个化学反应过程中的净生成率  $\dot{\omega}_i$  为：

$$\dot{\omega}_i = \sum_{j=1}^{nc} \nu_{ij} q_j \quad (i=1,2,3 \dots ns) \quad (24)$$

其中  $\nu_{ij} = \nu_{ij}'' - \nu_{ij}'$ ， $q_j$  为第  $j$  个基元反应的净生成率，其表达式为：

$$q_j = k_{f,j} \prod_{k=1}^{nc} [C_k]^{\nu_{kj}'} - k_{b,j} \prod_{k=1}^{nc} [C_k]^{\nu_{kj}''} \quad (25)$$

其中  $k_{f,j}$ ， $k_{b,j}$  分别为第  $j$  个反应的正向和逆向反应速率常数， $C_k$  为组元  $k$  的摩尔浓度。

我们选择有实验结果的二维超声速燃烧室进行湍流模型和计算技术的验证，图 5 给出了

计算结果和实验结果的压力比较，结果表明，采用的化学反应动力学模型和数值方法是适用的。

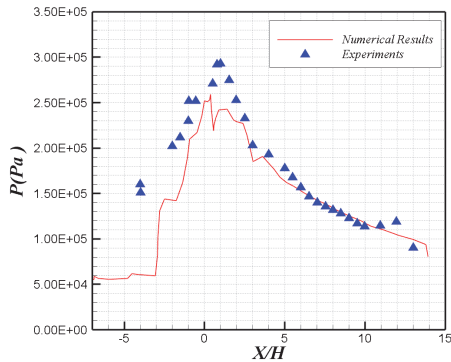


图5 计算结果和实验结果的压力比较

### 3 高超声速飞行器数值模拟

带化学反应的内外流耦合特性数值研究，包括飞行器周围流场复杂的激波结构和激波边界层干扰，以及经过前体预压缩和进气道、隔离段，进入燃烧室的气体在等直燃烧室、扩张燃烧室通过三组壁龛按照热力学循环规律组织燃烧的特性，还有尾喷管和后体的流动特性。燃烧室内燃料喷注口的计算条件为：给定喷口处喷注速度为当地马赫数为1，喷注燃料为单一组分  $CH_4$ ，喷注燃料温度为壁面温度。

图6给出了  $H=32\text{km}$ ,  $M=6$ ,  $\alpha=0^\circ$  乘波飞行器前体壁面及横截面压力分布，说明前缘线邻域压力较高，且通过激波很好地将高压气体限制在飞行器下表面。

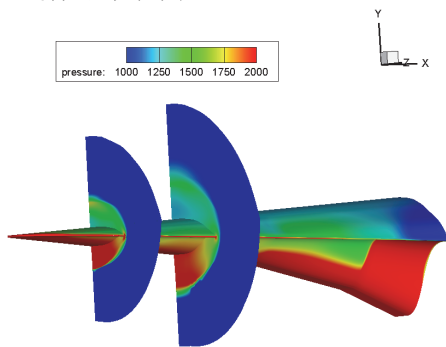


图6 乘波前体壁面及横截面压力分布云图

图7和图8分别给出飞行器对称面的压力等直线和马赫数分布，经过前体预压缩和进气道的压缩，进入燃烧室的高温高压气体速度约为马赫数2，经过尾喷管扩张膨胀加速喷出。在

燃烧室和后体非对称膨胀区域，采用同一湍流模型和化学反应模型。图9给出了飞行器表面压力分布。表1给出了乘波飞行器的气动力特性。

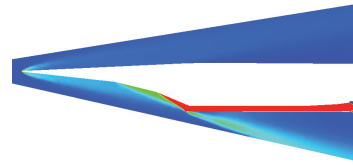


图7 对称面  $\alpha=0^\circ$  压力分布

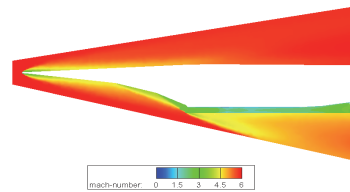


图8 对称面  $\alpha=0^\circ$  马赫数

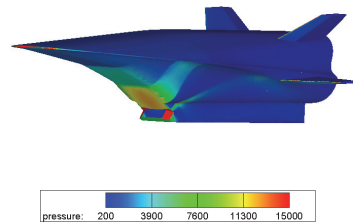


图9  $\alpha=0^\circ$  壁面压力分布

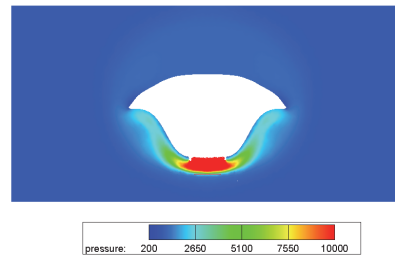


图10  $\alpha=0^\circ$  燃烧室入口压力分布

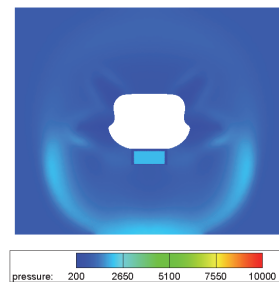


图11  $\alpha=0^\circ$  燃烧室出口压力分布

表 1 乘波飞行器气动特性

马赫数	飞行高度 (km)	攻角	升力系数 $C_L$	阻力系数 $C_d$	升阻比 $L/D$
6	32	$\alpha=0^\circ$	0.055	0.018	3.06
6	32	$\alpha=6^\circ$	0.101	0.029	3.48
5	32	$\alpha=6^\circ$	0.133	0.033	4.03
4	32	$\alpha=6^\circ$	0.140	0.036	3.80

经过前体和进气道压缩的高温高压气体进入隔离段，在等直燃烧室和隔离段交界处第一次喷注甲烷气体，以控制燃烧室的压力不致影响进气道的性能；在等直燃烧室和扩张燃烧室交界处增加喷注量，通过加热使得燃烧室速度由马赫数 2 左右降至马赫数略大于 1，在扩张燃烧室等马赫数燃烧；在扩张燃烧室和尾喷管的交界面注入燃料，以控制尾喷管的压力和速度。

图 12 和图 13 给出了燃烧室水平截面和横截面压力分布和马赫数分布，在等直燃烧段经过甲烷的燃烧，压力明显提高；平均速度降低，也描述了尾喷管的扩张过程。从横截面中部看出压力还是比较均匀的。图 14 给出了燃烧室  $CO_2$  摩尔分数分布，图 15 给出了燃烧室  $CO_2$  摩尔分数分布，说明靠近壁面区域化学反应比较完全。

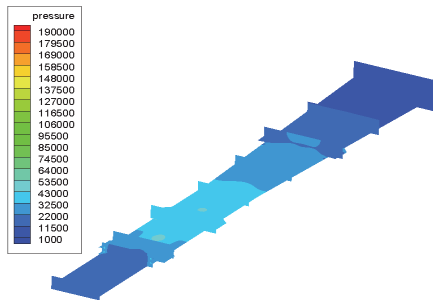


图 12 水平截面和横截面压力分

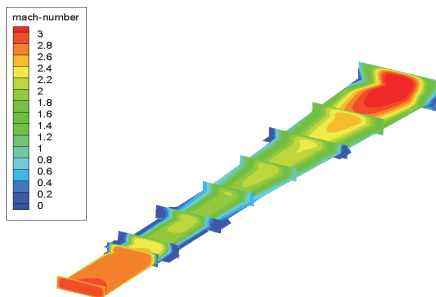
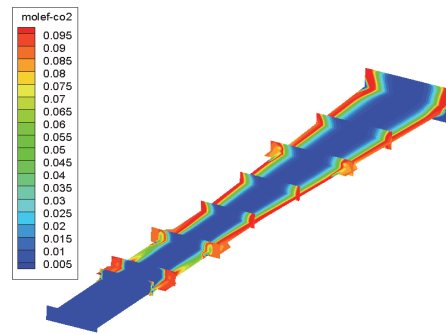
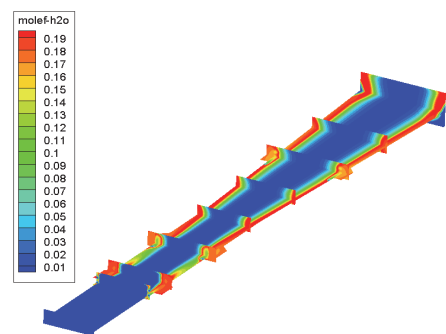


图 13 水平截面和横截面 Ma 数

图 14 燃烧室  $CO_2$  摩尔分数分布图 15 燃烧室  $H_2O$  摩尔分数分布

## 4 结 论

论文研究了高超声速飞行器化学反应流动不同区域的物理模型和计算技术，并开展了以下研究：

(1) 研究了燃料在超音速气流中的热力学原理，给出了依据热力学循环原理燃烧室总压损失较小的超燃冲压发动机一体化模型。

(2) 提出了变楔角/楔锥乘波体生成方法，建立了以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器和冲压发动机一体化设计乘波布局，适用于高超声速高温化学反应内外流一体化计算。

(3) 建立了碳氢燃料高温化学反应模型和控制方程，开展了乘波体飞行器和冲压发动机内通道一体化内外流耦合特性计算。

参考文献

- 1 Walter C. Engelund, Scott D. Holland, Charles E. Cockrell, Jr., Robert D. Bittner. Propulsion system airframe integrated issues and aerodynamic database development for the Hyper-X Flight Research Vehicle[R]. ISOABE 99-7215, 1999.
- 2 Timothy F.O'Brien. RBCC engine-airframe integration on an osculating cone waverider vehicle[D]. Department of Aerospace Engineering. University of Maryland. 2001.
- 3 Shelly M. Ferlemann, Jeffrey S. Robinson, John Cs Martin, Charles P. Leonard, Lawrence W. Taylor. Developing Conceptual Hypersonic Airbreathing Engines Using Design of Experiments Methods[R]. AIAA2000-2694, 2000.
- 4 Charles E. Cockrell, Jr., Aaron H. Auslender, R Wayne Guy, Charles R McClinton, Sharon S. Welch. Technology roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development[R]. AIAA 2002-5188, 2002.
- 5 Chauffour M L, Lewis M J. Corrected waverider design for inlet applications[R]. AIAA Paper 2004-3405, 2004.
- 6 Wilson F.N. Santos. Leading edge thickness impact on drag and lift in hypersonic wedge flow[R]. AIAA-2007-0615,2007.
- 7 贺元元,倪鸿礼,乐嘉陵. 一体化高超声速飞行器气动-推进性能评估[J]. 实验流体力学. 2007, 21(2):63-67.

## INTERNAL / EXTERNAL COUPLED FLOW SIMULATION FOR HYPERSONIC FLIGHT VEHICLES

WANG Fa-min, ZHANG Chenan, LI Wei-dong, LEI Mai-fang

1 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

**Abstract** Some engineering problems such as forebody pre-compressibility, thermodynamic properties of combustor and high temperature chemical reactions were studied. A supersonic combustor with less total pressure loss was designed, and integrated design of waverider/scramjet was also accomplished. The chemical reaction model of hydrocarbon fueled supersonic combustor, coupled model with external flow were established. Forebody pre-compressibility and its effect on inlet were studied, and the flow characteristics coupled chemical reactions in integrated scramjet were simulated.

**Key words** high temperature nonequilibrium chemical reaction, waverider configuration, computation of coupled internal and external flow