

冲压发动机进气道 / 燃烧室 / 尾喷管耦合流场计算*

石喜勤, 陈 兵, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 采用耦合求解的方法进行了冲压发动机进气道 / 燃烧室 / 尾喷管流场一体化计算, 进气道采用单一气体、变比热比模型, 燃烧室和尾喷管采用多组分化学动力学模型, 湍流模型为 $k-\epsilon$ 湍流模型。进气道与燃烧室界面通过流量、静压等参数实现耦合。结果表明, 通过合理设计参数的传递方式, 可以快速实现进气道 / 燃烧室 / 尾喷管流场的耦合求解, 流场分布合理。

关键词: 进气道; 燃烧室; 冲压喷气发动机; 一体化流场*; 数值仿真

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 05-0557-05

Inlet/combustor/nozzle coupled flow field calculation for ram jet

SHI Xiqin CHEN Bing XU Xu CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract An efficient multi-code CFD solver was designed to simulate the integrated flow fields in a ram jet engine in a loosely coupled manner. The multi-block, multi-grid, single-species, turbulence flow solver was used to simulate the flows in the inlet, while a multi-species one to simulate the flows in the combustor and nozzle. The $k-\epsilon$ turbulence model was used in the calculations. By means of carefully designed message feedback of mass flow rate, static pressure, etc., on the inlet-combustor interface, the flow field of inlet and combustor can be solved efficiently. The turbulent flow fields obtained are reasonable.

Key words Inlet; Combustor; Ram jet engine; Coupled flow field; Numerical simulation

1 引 言

作为一个整体, 冲压发动机的各个部件在结构上是紧密相连的, 在气动特性上是密切相关的, 或称为耦合的^[1,2]。在冲压发动机流场数值模拟中, 通常的做法是将进气道和燃烧室 (包括喷管) 流场计算分别进行, 这种处理不能很好地反映进气道 / 发动机间的耦合特性, 得到的发动机性能也是不“真实”的。只有进行冲压发动机一体化流场 (包括进气道、燃烧室和喷管流场) 计算, 才能获得发动机的整体性能^[3,4], 服务于冲压发动机优化设计。就控制方程而言, 进气道流场只需要求解单一气体 N-S (Navier-Stokes) 方程即可, 有时需要考虑其中的真实气体效应导致物性参数的变化; 而燃烧室和喷管流场必须求解多组分 N-S 方程, 并考虑其中的化学动力学等因素, 因此通常有

两种方式进行冲压发动机一体化流场计算。一种较简单的处理方法是, 对整个冲压发动机采用多组分 N-S 方程进行求解。这种方法程序实现和实际操作都很简单, 是目前常用的方法, 但是由于多组分 N-S 方程较单组分 N-S 方程计算量大, 收敛过程慢很多, 势必造成计算资源 (包括计算时间和内存) 在进气道部分的极大浪费^[5]。

另一种方法是, 在进气道和燃烧室分别采用单组分和多组分 N-S 方程模型, 让这两套模型在进气道 / 燃烧室的连接界面上自动关联耦合起来。本文主要讨论这种耦合计算的方法, 相对于上一种方法而言, 这种方法可称为松耦合计算。较之第一种方法而言, 这种方法更经济, 但是由于两套控制方程中方程的数目不一致, 耦合在一起求解面临的最大的难题就是如何构建两种控制方程在连接界面的参数耦合传递机

* 收稿日期: 2007-07-04 修订日期: 2007-12-26

作者简介: 石喜勤 (1963—), 男, 博士生, 高级工程师, 研究领域为导弹飞行控制理论。

Email: shifuz215@vip.sina.com

制。参数选择不好,会导致流量等不守恒;参数传递方式不好,会造成界面处参数不连续,甚至导致计算发散。本文在分析进气道和燃烧室流动耦合过程的基础上,通过流量、静压等参数合理地建立了连接界面上参数的传递方式,实现了基于两套控制方程的冲压发动机进气道/燃烧室/尾喷管流场的一体化快速耦合计算。用该耦合计算方法成功地计算了某煤油燃料轴对称冲压发动机一体化流场,结果表明界面处参数过渡光滑,流场参数分布合理。本文的松耦合计算方法是冲压发动机一体化流场快速计算的一种新的、有益的尝试。

2 物理模型和计算方法

2.1 控制方程

在直角坐标系下,二维轴对称多组分化学反应流 N-S 方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y}(yF_i) = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y}(yF_v) + \frac{H}{y} + S \quad (1)$$

式中 y 为半径方向坐标轴, Q 为守恒变量, E_x, F_x 分别为 x 和 y 方向的无粘通量, E_v, F_v 分别为 x 和 y 方向的粘性通量, H 为轴对称源项, S 为化学反应源项,其具体形式如下

$$\begin{aligned} Q &= [\rho, \rho u, \rho v, \rho e, \rho Y_i]^T \\ E_i &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uh, \rho Y_i u]^T \\ F_i &= [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vh, \rho Y_i v]^T \\ E_v &= [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x]^T \\ F_v &= [0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y]^T \\ H &= [0, 0, 0, p - \tau_{xx}, 0, 0]^T \\ S &= [0, 0, 0, 0, 0, \omega_i]^T \end{aligned}$$

其余符号含义参见文献[5]。进行进气道流场计算时,只求解方程组(1)中的前4个方程;进行燃烧室和喷管流场计算时,需要求解方程组(1)中的全部方程。针对不同的组分,定压比热的计算采用如下多项式^[6]

$$\frac{C_{pm}}{R_n} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \quad (2)$$

然后根据 Wilke 准则得到混合物的比热,进而得到比热比。对于进气道内的空气,按照固定的 O_2-N_2 比例在不同的温度下计算比热,进而得到变化的比热比,以反映其真实气体效应。

2.2 湍流模型

对于处于湍流状态的冲压发动机内部流动,湍流模

型的选取对计算结果的影响较大,一般应选取两方程湍流模型。本文选取 $k-\omega$ 湍流模型^[7],该模型它是 Kalitzin 等人在 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型的基础上,引入 $g = (\beta^* - \omega)^{-1/2}$ 变换而发展来的,相对于其它两方程湍流模型而言,其最大的优点是:固壁边界条件和湍流源项都比较简单,并且不需要计算网格单元距离固壁的法向距离,因此特别适合进气道内结尾激波后的类似射流的流场计算。 $k-\omega$ 两方程湍流模型的控制方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u)}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial(y \rho k v)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{1}{y} \frac{\partial}{\partial y} \left[y \left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} \right] \right] + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho g)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho g u)}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial(y \rho g v)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_g} \frac{\partial g}{\partial x} \right] + \frac{1}{y} \frac{\partial}{\partial y} \left[y \left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_g} \frac{\partial g}{\partial y} \right] \right] + S_g \quad (4)$$

式中 k 为湍动能, μ 和 μ_t 分别为层流粘性系数和湍流粘性系数。湍流源项 S_k 和 S_g 的表达式分别为

$$S_k = P_k - \beta^* \rho k^2 / R \quad (5)$$

$$S_g = -\alpha \frac{\beta^* \rho k^3}{2R} P_k + \frac{\beta^* \rho k g}{2R} \left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_g} \frac{3\beta^* \rho k g}{R} \right] \left[\frac{\partial g}{\partial x} \right]^2 + \left[\frac{\partial g}{\partial y} \right]^2 \quad (6)$$

这里 P_k 为湍流动能生成项, R 是限制器

$$R = \max(0.01 \mu, \beta^* \rho k g^2) \quad (7)$$

湍流粘性系数由下式计算得出

$$\mu_t = \beta^* \rho k g^2 \quad (8)$$

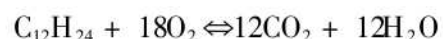
模型中使用的常数为

$$\alpha = 5/9, \beta = 0.075, \beta^* = 0.09, \sigma_k = 2.0, \sigma_g = 2.0$$

在本文的计算中,湍流控制方程与流动控制方程即 N-S 方程解耦求解。

2.3 化学动力学模型

由于本文的重点是为了介绍进气道/燃烧室/尾喷管一体化流场的松耦合计算方法,因此计算中煤油的化学反应动力学模型仅采用了较为简单的单步反应模型^[8],即用 $C_{12}H_{24}$ 作为煤油的替代分子式,反应式为



其总包化学反应速率 k_{ov} 为

$$k_{ov} = AT^B e^{-\frac{E}{T}} [C_{12}H_{24}]^a [O_2]^\beta \quad (9)$$

式中 $[C_{12}H_{24}]$ 和 $[O_2]$ 分别是煤油和氧气的组分摩尔浓度,各常数取值为

$$A = 2.587 \times 10^{11}, B = 0$$
$$C = 30\text{kcal}, \alpha = 0.25, \beta = 1.5$$

2.4 计算方法

本文计算中, N-S 方程的空间离散格式采用的是 Van Leer 矢通量分裂格式, 并通过 MUSCL^[9] (Monotonic Upstream-Centered Scheme for Conservation Laws) 插值方法获得高阶空间离散精度; 时间离散则采用 LU-SGS 隐式时间积分方法^[6]。为了加速收敛, 计算中还使用了 FAS-FMG^[10] (Full Approximation Storage, Fullmultigrid) 多重网格技术, 算例计算中采用 4 重计算网格。

此外, 由于冲压发动机燃烧室内分布有燃料喷嘴、火焰稳定器等结构, 几何上较为复杂, 对构筑计算网格带来极大的不便。本文计算采用源项加质模型替代燃烧室内复杂的喷嘴结构。源项加质模型, 就是不考虑喷嘴的几何构型, 只在其所处空间位置处的计算网格内将燃料所具有的质量、动量、能量加入控制方程之中。源项加质模型的细节参见文献 [11]。

3 计算结果及分析

3.1 算例描述

计算对象为一带中心体的轴对称冲压发动机 (如图 1 所示), 进气道长 2.5 m, 燃烧室和喷管长 2.0 m。进气道为混压式进气道, 来流空气依次经过外压激波、结尾正激波和亚声速扩压段得到有效压缩, 然后进入燃烧室。燃烧室为等截面燃烧室, 内布置两级燃料喷嘴环, 分别位于中心体下游 0.1 m 和 0.3 m 处。来流马赫数为 4.0, 飞行高度 25 km, 对应的大气环境静压 $p_\infty = 2\,549.2\text{ Pa}$, 静温 $T_\infty = 221.5\text{ K}$ 。

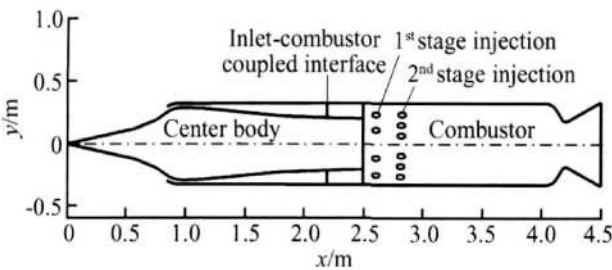


Fig 1 Configuration of the axisymmetric kerosene-fueled ram jet

计算网格如图 2 所示, 计算域共分 5 个区, 4 万多网格。各个区域的交界面处网格数目和分布均互相匹配, 以减小变量在区域间插值带来的计算误差。iv 区和 ④区间的界面为进气道和燃烧室的交界面 (Inlet-combustor coupled interface)。

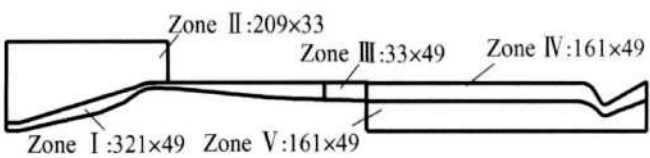


Fig 2 Computational mesh domains of the ram jet

3.2 燃烧室计算结果

在进行冲压发动机进气道 / 燃烧室 / 尾喷管流场耦合计算之前, 首先进行了燃烧室流场的数值模拟, 其目的有两个: (1) 研究与进气道流场相匹配的燃烧室入口边界条件的给法; (2) 研究进气道出口湍流对燃烧室掺混和燃烧的影响。

考虑到进一步进行燃烧室与进气道的耦合计算的需要, 在燃烧室计算中边界条件取法如下: 使用进气道出口的气流流量、方向角和静温, 速度的模和静压由燃烧室内部外推。湍流边界条件采取两种方法给定: 根据由进气道充分发展的湍流场得到, 或人为指定一个湍流度, 表 1 中给出了三种情形。

Table 1 Typical cases of combustor/nozzle entrance flow

Case	Supposed p_b/p_∞	Entrance turbulent	Computed $p_{en,comb}/p_\infty$
1	36.0	Full	52.4
2	36.0	1%	-
3	55.0	Full	53.9

从计算过程中看, 给定上述边界条件计算稳定, 收敛速度快, 是一种合适的给法。图 3 对比给出了燃烧室点火前不同湍流边界条件下的计算结果: 由进气道充分发展的湍流场给定 (Case1, 图 3(a)), 人为指定一个来流湍流度 1% (Case2, 图 3(b))。从中可以看到, Case1 中心体后的回流区略小于 Case2, 而 Case1 得到的燃料分布均匀性明显好于 Case2, 这可从喷管出口截面上燃料质量分数的分布 (图 3(c)) 中看得很清楚。导致上述计算结果差别的原因是由于进气道计算得到的湍流度水平高于 1% 的缘故。由此可以得到: (1) 来流湍流度高, 会促进燃烧室内的掺混, 进而改善燃烧性能; (2) 使用进气道计算得到的燃烧室入口湍流参数, 比人为指定一组湍流参数 (如单独进行燃烧室计算) 更合理。这也预示着进行进气道 / 燃烧室 / 尾喷管耦合计算是十分必要的。

如上文所述, 燃烧室 / 尾喷管流场计算的进口气流流量、方向角和静温由进气道流场计算得到, 速度的模和静压由燃烧室内部外推, 于是在不同的进气道

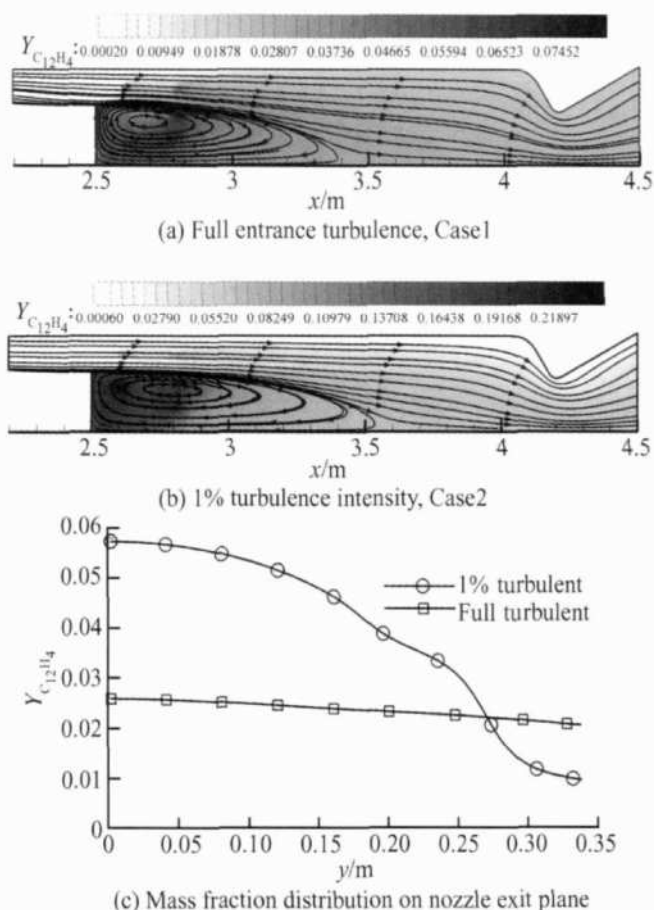


Fig 3 $C_{12}H_{24}$ mass fraction and stream lines before ignition

背压 p_b 的假定值条件下将会得到不同的燃烧室入口流动条件。按照这样一种计算过程, 在不同的 p_b 假定值下计算了多个燃烧室/尾喷管燃烧流场, 限于篇幅, 这里不再给出流场等值线图。我们感兴趣的是进气道/燃烧室耦合截面的参数关系。当发动机稳定工作以后, 进气道出口的压力和燃烧室进口的压力相等, 记为 p_{inter} 。当假定的 $p_b \neq p_{inter}$ 时, 按这个逻辑计算所得到的燃烧室进口压力 $p_{en, comb}$ 也将不等于 p_{inter} 。大量不同 p_b 假定值条件下计算均得到相同的结论: 当 p_b 假定值小于实际值 p_{inter} 时, 计算所得 $p_{en, comb}$ 将大于该 p_b 假定值 (如表 1 中 Case 1); 反之, 当 p_b 假定值大于实际值 p_{inter} 时, 计算所得 $p_{en, comb}$ 将小于该假定值 (如表 1 中 Case 3)。可据此结论建立进气道/燃烧室/尾喷管流场松耦合计算过程。

3.3 一体化耦合流场计算结果

根据上文的结论, 可以采取如下过程来进行进气道/燃烧室/尾喷管耦合流场计算:

(1) 为进气道计算指定一个背压 $p_{b, inlet}$ 。该值不能过大, 否则会导致进气道不起动;

(2) 使用 $p_{b, inlet}$ 为进气道出口背压, 计算进气道

流场 N_1 步, 得到初步收敛解;

(3) 使用进气道出口的气流流量、方向角、静温及湍流条件为燃烧室入口边界条件, 计算燃烧室流场 N_2 步, 得到燃烧室初步收敛流场, 计算出燃烧室入口处外推的平均压力 $p_{en, comb}$;

(4) 设定新的进气道背压 $p_{b, inlet} = (p_{b, inlet} + p_{en, comb}) / 2$ 转入第 (2) 步重复执行;

(5) 重复循环 (2) -> (3) -> (4), 计算 $\Delta p = |p_{b, inlet} - p_{en, comb}|$, 直至 $\Delta p / [(p_{b, inlet} + p_{en, comb}) / 2] < \epsilon_0$, 停止计算。其中 ϵ_0 是一个控制收敛精度的小量。

大量算例计算表明, N_1 和 N_2 的取值对计算过程有一定的影响。在本文的计算中, $(N_1, N_2) = (800, 3000)$ 是合适的选择。图 4 为 Case 1 情形下耦合计算的收敛过程。从中可以看到, 在经过约 10 次迭代后, Δp 的变化已经放缓, 计算过程趋于收敛。

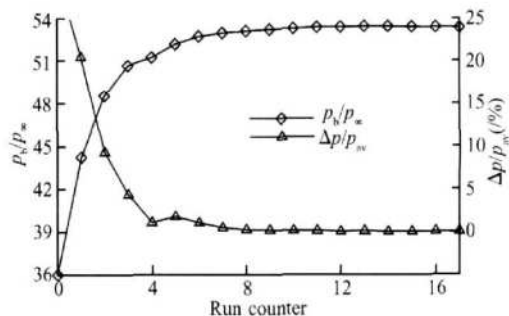


Fig 4 Convergence history of the inlet-engine coupled computation, Case 1

图 5 给出了松耦合计算所得到的一体化流场马赫数分布, 图 5(a) 为整体流场, 图 5(b) 为进气道部分流场, 图 5(c) 为进气道与燃烧室连接界面附近的流场。从图 5(b) 中明显观察到 3 道外压激波、外罩激波和结尾激波, 以及结尾激波后流场的形态, 发现三道外压激波基本上汇聚到外罩唇口; 从图 5(c) 中可以看出, 进气道与燃烧室两部分流场等值线连接光滑, 说明本文采取的松耦合计算模型及处理方式是成功的。

图 6 为进气道/燃烧室/尾喷管耦合流场计算结果中温度、水的质量分数, 以及湍流粘性系数与层流粘性系数之比的分布。从中可以看到, 燃料进入燃烧室后迅速燃烧, 生成大量的水, 燃烧室温度明显上升。在进气道结尾激波后, 湍流充分发展, 湍流粘性系数明显增大; 而燃烧室内的燃料喷嘴环下游湍流强度明显减弱, 主要是燃烧进行后气流的速度明显下降, 雷诺数降低所致。

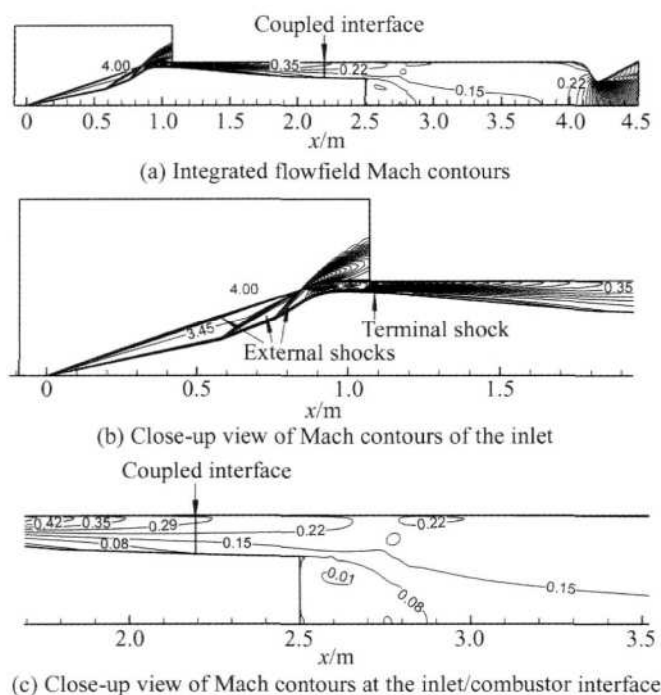


Fig. 5 Mach contours of coupled flowfield

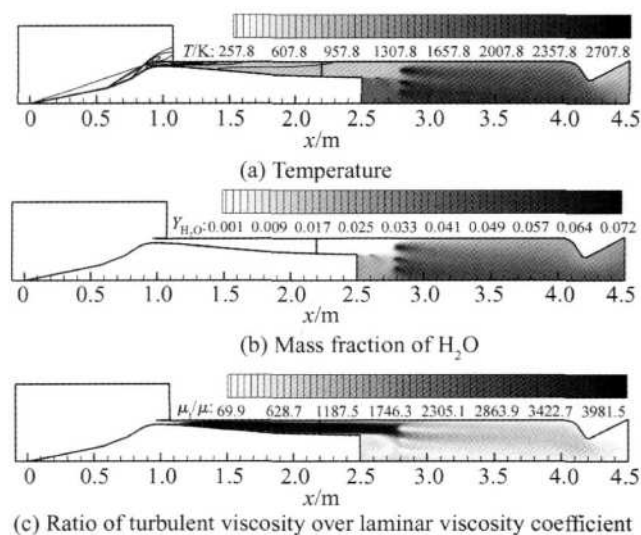


Fig. 6 Typical variables of coupled flowfield

4 结 论

(1) 使用进气道出口的气流流量、方向角和静温, 燃烧室入口速度的模和压力外推的边界条件, 可以实现进气道单一气体流场和燃烧室多组分流场的耦合求解, 界面处参数过渡光滑, 流场分布合理。

(2) 燃烧室入口湍流对燃烧室内的掺混和燃烧过程影响明显。本文采用的 $k-\epsilon$ 湍流模型能够预测进气道和燃烧室湍流流场, 给出合理的湍流流场分布。

本文发展的方法也可进一步推广应用到“三维进气道+轴对称燃烧室”的情形, 以考虑来流攻角对冲压发动机性能的影响; 也可应用到超燃冲压发动机进气道/燃烧室/尾喷管一体化流场的计算之中。

参考文献:

- [1] Keith N, Awatef H. Development of a coupled inlet-engine dynamic analysis method [R]. AIAA 97-2880
- [2] Jong Y O, Fuhua M a, Shih-Yang H, et al. Interactions between shock and acoustic waves in a supersonic inlet diffuser [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21 (3): 486~495
- [3] Sung H G, Hsieh H Y, Yang V. A unified analysis of ram jet operation in an integrated rocket ram jet engine Part I Transition from rocket booster to ram jet sustainer [R]. AIAA 2001-3460
- [4] Sung H G, Hsieh H Y, Yang V. A unified analysis of ram jet operation in an integrated rocket ram jet engine Part II Combustion dynamics of ram jet engine [R]. AIAA 2001-3192
- [5] Chen B, Xu X, Cai G B. A multi-code CFD solver for the efficient simulation of ram jet/scram jet inlet-engine coupled flow fields [R]. AIAA 2007-5414
- [6] Shuen J S. Upwind differencing and LU factorization for chemical non-equilibrium Navier-Stokes equations [J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 99: 233~250
- [7] Kalitzin G, Gould A R B, Benton J J. Application of two-equation turbulence models in aircraft design [R]. AIAA 96-0327
- [8] Westbrook C K, Drye F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon [J]. *Combustion Science and Technology*, 1980, 27: 31~43
- [9] Van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme V. A second-order sequel to godunov's method [J]. *Journal of Computational Physics*, 1979, 32(1): 101~136
- [10] Brandt A. Guide to multigrid development [J]. *Multigrid Methods Lecture Notes in Mathematics*, 1982, 960
- [11] 王元光, 徐旭, 陈兵, 等. 冲压发动机燃烧室燃料喷射的简化计算方法研究 [J]. *空气动力学报*, 2007, 25(1).

(编辑: 刘梦威)