

文章编号: 1000-8055(2009)12-2741-07

二维带动力吸气式高超声速飞行器绕流的 PNS-NS 混合求解

贺旭照^{1,2}, 乐嘉陵^{1,2}, 宋文艳¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 710072 西安;

2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 621000 绵阳)

摘 要: 为了提高吸气式高超声速飞行器绕流的求解效率, 采用空间推进求解抛物化 PNS (parabolized Navier Stokes) 方程和时间迭代求解 Navier Stokes (N-S) 方程的混合计算流体动力学 (CFD) 方法来求解高超声速飞行器整机绕流. 在超声速占主导的流动区域采用空间推进求解抛物化 N-S 方程的方法, 在亚声速和分离区采用时间迭代求解 N-S 方程的方法. 对于求解二维带化学反应的吸气式高超声速飞行器绕流, 混合 CFD 方法和完全时间迭代方法相比, 可得到同等准确的数值模拟结果, 并且求解效率提高了数倍.

关 键 词: 吸气式高超声速飞行器; 化学反应流动; 抛物化 Navier Stokes 方程; 空间推进方法; 混合计算流体动力学方法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

PNS-NS combined method for solving two-dimensional powered airbreathing hypersonic vehicle's flowfield

HE Xu zhao^{1,2}, LE Jia ling^{1,2}, SONG Wen yan¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Computation Aerodynamics Institute,

China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: To improve the computational efficiency of airbreathing hypersonic vehicle's flowfield, a combined computational fluid dynamics (CFD) method, which combines space marching method for parabolized Navier-Stokes (PNS) equations and time iteration method for Navier-Stokes (N-S) equations, was used to simulate airbreathing hypersonic vehicle's flowfield. Space marching method was used to solve the PNS equations in the supersonic dominated regions, and time iteration method used to solve the N-S equations in the stream direction separation or subsonic dominated regions. For solving the two-dimensional (2-D) airbreathing hypersonic vehicle's flow field with chemical reaction, the combined CFD procedure can get the same results with the same accuracy and also improve computational efficiency for several folds as compared with traditional time iteration methods.

Key words: airbreathing hypersonic vehicle; chemical reaction flow; parabolized Navier-Stokes (PNS) equations; space marching method; combined computational fluid dynamics (CFD) method

收稿日期: 2008-11-22; 修订日期: 2009-03-24

基金项目: 863 高超声速技术研究基金 (2006AA723041); 中国博士后科学基金 (20080441188)

作者简介: 贺旭照 (1977-), 男, 陕西蒲城人, 博士后, 主要从事高超声速飞行器设计及流动数值模拟技术研究.

对带动力吸气式高超声速飞行器气动力的评估,需要对飞行器外部流动和超燃冲压发动机内部流动进行统一数值模拟,整个计算区域的网格数在千万量级.从目前的数值求解能力以及对数值评估高效节约的要求来看,采用时间迭代方法求解含多组分化学反应气体模型的 Navier-Stokes (N-S) 方程来求解这类问题还存在一定困难.

吸气式高超声速飞行器处在高超声速黏性绕流当中,流动在大部分区域是超声速占主导的,采用空间推进求解抛物化 N-S 方程不但省时而且足够准确.在飞行器的钝头前缘、凹槽以及激波湍流边界层强相互作用的区域,流动可能是亚声速的且存在分离,则可采用时间迭代方法求解完全 N-S 方程.

为了高效快速模拟吸气式高超声速飞行器整机流动,本文结合和空间推进方法和时间迭代方法,在超声速占主导的区域采用抛物化 N-S 方程来描述流动,并采用空间推进方法求解;在具有分离和大范围亚声速的区域采用完全 N-S 方程来描述流动,并采用时间迭代方法求解.对于吸气式高超声速飞行器整机流动,整体上流动沿着流向划分的区域,在每个区域采用相应的控制方程、求解方法及气体模型,沿流向依次推进求解.这种混合的区域推进求解方法,把流动的数值求解和对流动的物理分析相结合,在流动的局部区域选择合适的流动控制方程体系^[1-3],并辅以相应的求解方法及气体模型,可实现对复杂流动问题的快速求解.

1 控制方程及求解方法

图1为采用混合求解方法求解吸气式高超声

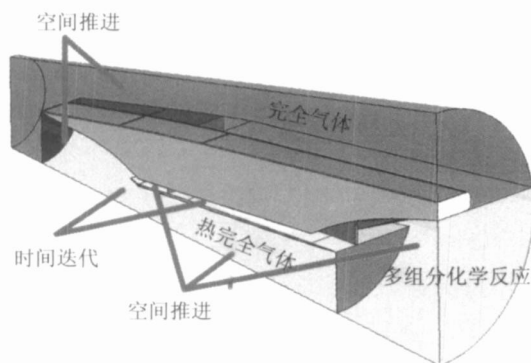


图1 混合求解方法示意图

Fig. 1 Picture of combined simulation method

速飞行器扰流的示意图.在混合求解中,流向的回流区和大范围亚声速区采用时间迭代求解 N-S 方程的方法,在超声速占主导的流动区域,采用空间推进求解抛物化 N-S 方程的方法.

1.1 N-S 方程及时间迭代求解方法

多组分有限速率化学反应气体的完全 N-S 方程为

$$Q_t + (E - E_v)\xi + (F - F_v)\eta + (G - G_v)\zeta = S \quad (1)$$

其中 $Q = \frac{1}{J} [\bar{\rho} \quad \bar{u} \quad \bar{v} \quad \bar{w} \quad \bar{E} \quad \bar{\mathcal{T}}_i \quad \dots \quad \bar{\mathcal{T}}_{N_{cs}-1} \quad \bar{\rho}k \quad \bar{\rho}\omega]^T$ 为控制方程的守恒变量; E, F 和 G 为无黏通量; E_v, F_v 和 G_v 为黏性项; S 为化学反应和两方程湍流模型的源项.对于带动力飞行器,采用 $C_{10}H_{22}$ 模拟燃料煤油,选取 10 组元,12 个反应方程式的有限速率化学反应模型模拟煤油在发动机内的燃烧,采用 $k-\omega$ 两方程模型^[9],在湍流计算中,采用了考虑热传导和可压缩性修正的先进湍流壁面函数边界条件以减小计算结果对壁面法向网格疏密的依赖性,计算结果在 $y^+ < 200$ 的范围内准确可靠^[5].空间离散采用有限体积方法;网格界面上的物理量采用原始变量和具有三阶精度的 MUSCL 插值获得,无黏通量采用 AUSMPW+ 格式构造;黏性通量采用基于高斯定理积分的中心格式构造.对控制方程(1)的时间离散采用 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss Seidel) 隐式求解方法^[9].

1.2 抛物化 N-S 方程及空间推进求解方法

空间推进求解抛物化 N-S 方程适用于求解超声速流动占主导的沿主流方向无分离的流场.空间推进求解方法较时间迭代求解方法,具有快速高效的优点.抛物化 N-S 方程通过对在计算坐标下的完全 N-S 方程进行抛物化处理后得到^[4]

$$Q_t + E\xi + (\omega_k - 1)E\xi^\omega + (F - F_v)\eta + (G - G_v)\zeta = S \quad (2)$$

式中 $(\omega_k - 1)E\xi^\omega$ 项是对 N-S 方程的流向压力项进行的 Vigneron 修正^[4,7].

$$\omega_k = \min \left[1, \frac{\sigma_k M_\xi^2}{1 + (\gamma - 1) M_\xi^2} \right]$$

$$M_\xi^2 = \frac{U^2}{\gamma p / \bar{\rho}}$$

$$E^\omega = \frac{|\Delta \xi|}{J} \cdot$$

$$[0 \quad \bar{\xi}_p \quad \bar{\xi}_p \quad \bar{\xi}_p \quad 0 \quad 0 \quad \dots \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

σ 为保障方程抛物化性质的安全因子. 式 (2) 中还丢掉了沿流向的所有黏性倒数项.

伪时间迭代的空间推进方法具有较好的鲁棒性, 且和时间推进方法兼容, 时间推进的各种解算技术可以移植到伪时间迭代的空间推进方法中. 本文对式 (2) 采用伪时间迭代的空间推进方法求解^[9], 在每一个推进面上, 采用修正的 LU-SGS 隐式求解方法得到收敛解后, 把它作为初值赋给下一个推进面, 依次类推直至解算完成.

PNS (parabolized Navier-Stokes) 方程的空间离散, 在一个推进面上, 除推进方向上的无黏通量采用一阶精度或二阶精度的迎风差值外, 法向和展向上的通量采用基于原始变量的三阶 MUSCL 插值和 AUSMPW+ 格式构造; 法向和展向的黏性通量采用基于高斯积分的中心差分格式构造. 目前的空间推进方法可以用来求解二维、轴对称和三维情况下的超声速层流、湍流 (基于 $k-\omega$ 两方程湍流模型) 和多组分气体有限速率化学反应流动^[6].

1.3 求解区域的划分及区域边界的处理方法

超声速流动的混合求解方法, 要求事先对求解流场沿流动方向进行区域划分, 使区域的交界面处在超声速占主导的区域. 这保证了区域的交界面处的流动具有近似的抛物双曲性质, 使得下一个求解区域的流动不会明显影响上一个区域的流动, 对整个流场的求解以划分的区域为单元, 沿着流动方向, 依次推进求解.

对于一个未知的超声速流场, 总是可以对其进行流动的物理分析, 可以确信的是在物面较为光滑平顺及无强激波反射的区域 (往往占绝大部分), 流动必定是超声速占主导且无流向分离的, 在这些区域, 用空间推进求解抛物化 N-S 方程是合适且准确的. 在物面拐角, 钝体前缘, 后台阶以及强激波反射存在的区域, 可能是亚声速占主导的或沿流向有大的分离. 这些区域的影响范围可根据经验公式^[10] 或物理分析判定.

混合求解的另一个问题是区域边界的通量守恒. 本文所有区域采用的是结构对接网格. 由于区域边界都处在超声速占主导的流动中, 区域的入口边界条件为自由来流值 (首个求解区域) 或上一个求解区域出口处的流场值, 通过物理块之间对接的两层虚拟网格, 传递给下一个流动区域. 有了界面上的两层虚拟网格, 界面上的通量和流场中的通量计算采用一致的方法. 对于采用抛物化 N-S 方程描述和空间推进求解的区域, 由于控制方

程的抛物-双曲性质, 不需提供流动的出口条件. 对于采用完全 N-S 方程描述并采用时间迭代方法求解的区域, 出口边界采用一阶外推方法.

2 混合求解方法的验证和确认

本节以激波干扰超声速湍流边界层分离流动为例, 验证和确认混合求解方法的正确性和高效性. 激波干扰超声速湍流边界层分离流动中包含较为复杂的流动现象, 如图 2 所示. 在入射激波和湍流边界层的交汇处有分离涡、分离激波、反射激波等复杂的物理现象. 采用混合求解的方法, 把这类流动分成 3 个求解区域. 第一个区域位于湍流边界层分离区前, 主要的流动结构有自由来流、湍流附面层以及入射激波, 这个区域的流动采用抛物化 N-S 方程来描述并以空间推进方法求解; 第二个区域位于分离涡附近, 包含了分离涡、分离激波、反射激波、压缩波等复杂流动现象, 这个区域中激波边界层强相互作用, 采用完全 N-S 方程描述并以时间推进方法求解; 第三个区域位于分离涡的后部, 流动的主要结构为反射激波和湍流边界层以及压缩波, 采用抛物化 N-S 方程描述并以空间推进方法求解.

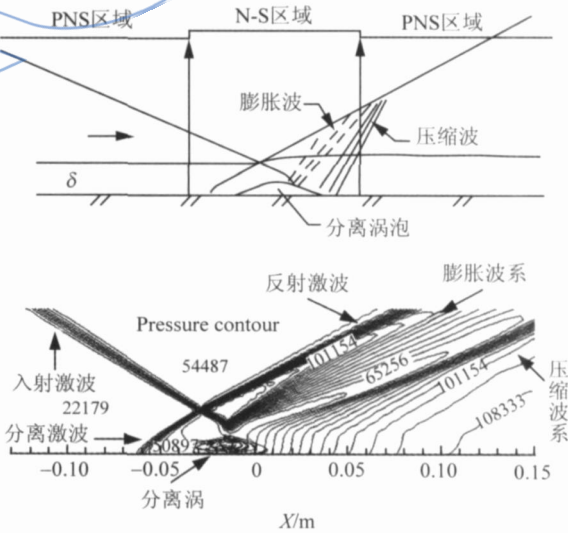


图 2 区域推进求解示意图

Fig. 2 Illustrating map of region march method

求解的分区情况亦如图 2 所示. 流动的边界条件为: $Ma_\infty = 2.9$, $Re_\delta = 0.97 \times 10^6$, 分离点前边界层厚度 $\delta = 16.9 \text{ mm}$ 、壁面温度 $T_w = 271 \text{ K}$ 、激波与平板表面夹角 $\theta = 37.7^\circ$ ^[18]. 图 3 为流场的压力等值线图, 分别显示了采用完全时间迭代法、混合求解方法和空间推进方法得到的结果. 从图中

可以看出,采用混合求解方法得到的流场结构和采用完全时间迭代法的结果类似,都清晰的捕捉到了分离涡、分离激波及反射激波等流动结构;在区域界面上流场等值线光滑.图 4 和图 5 为采用完全时间迭代法、混合求解法和空间推进法得到的壁面压力、摩阻的分布以及与实验结果的比较.可以看出混合求解方法得到的结果和采用完全时间迭代方法得到的结果一致,和实验符合地较好.单纯的空间推进求解得到的结果在分离区和试验结果有较大差别.

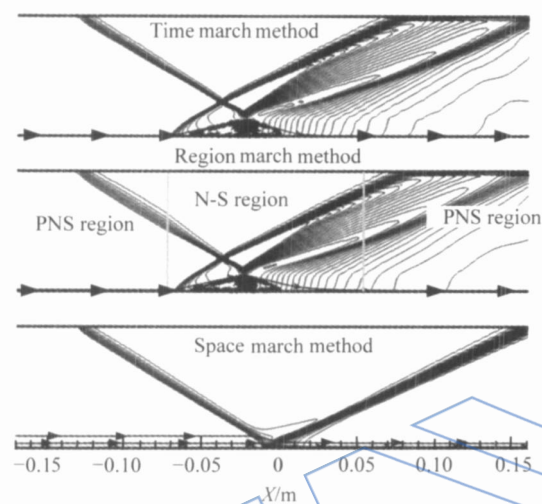


图 3 不同求解方法流动压力等值线图
Fig. 3 Pressure contour of different methods

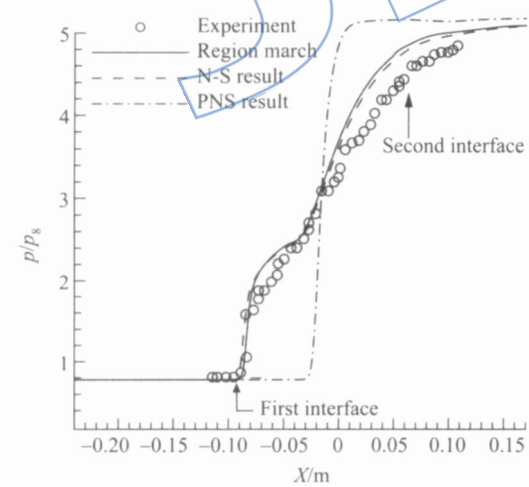


图 4 不同求解方法物面压力分布
Fig. 4 Wall pressure of different methods

混合求解,在第一个区域空间推进求解 118 个推进面(网格数 118×201),每个推进面的 $\max(d\rho/\rho)$ 收敛到 10^{-5} ,耗时 1 134.8 s;第二个求解区域采用时间推进法(网格数 139×201),迭代

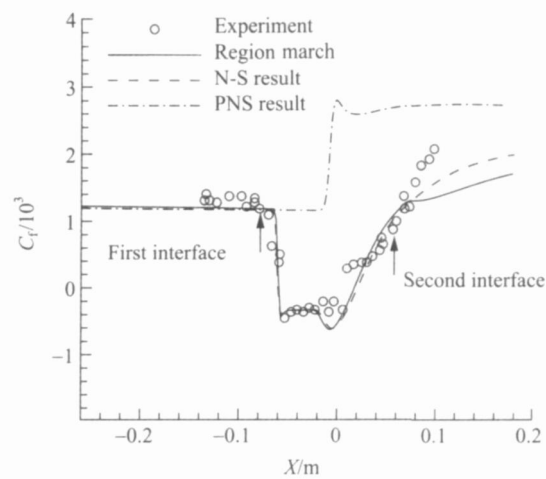


图 5 不同求解方法物面摩阻分布
Fig. 5 Wall skin friction of different methods

4 万步耗时 39 809.2 s;第三个区域采用空间推进求解 46 个推进面(网格数 46×201),耗时 148.8 s.混合求解总耗时 4 1092.8 s,其中空间推进部分耗时占总时间的 3.12%.若采用完全时间迭代方法计算,耗时 108 131.2 s.表 1 给出了混合求解、时间迭代求解消耗 CPU 时间的对比.

表 1 激波干扰边界层求解效率比较

Table 1 Comparison of computational efficiency for shock boundary layer interaction

求解方法	CPU 时间/s	时间比
时间迭代	108 131.2	2.63
混合求解	4 1092.8	

计算是在同一个 2.8GHz 的 CPU 上完成的.

3 二维带动力机体绕流的混合求解

本节将采用混合求解方法对以碳氢燃料为动力的吸气式高超声速飞行器的对称面流动进行求解.图 6 显示了求解对象的外形示意图.来流参数为: $Ma = 5.86$, $p_\infty = 2.550$, $T_\infty = 250.2$ 和 $\gamma = 1.361$;来流的质量分数为: $H_2O = 0.171$, $O_2 = 0.255$ 和 $N_2 = 0.574$.本文对煤油燃烧流动的模拟,采用 $C_{10}H_{22}$ 模拟燃料煤油,选取 10 组元,12 个反应方程式的有限速率模型模拟煤油在发动机内的燃烧,对应油气比 1:1 和喷孔面积条件,燃料喷射条件为: $Ma_i = 1.0$, $T_i = 294.5 K$, $p_i = 5.8 \times 10^6 Pa$.在化学反应区域,求解了多组元抛物化 N-S 和 N-S 方程.图 6 还显示了飞行器混合求解时求解区域的划分图.在划分的第一个区域

(R1) 和第三个区域(R3) 中, 由于考虑了飞行器前缘和进气道唇口的钝度, 适合采用时间迭代方法求解. 在划分的第五个区域(R5) 中, 由于存在凹槽等物面形状, 流动非常复杂, 回流区和亚声速区大面积存在, 只能采用时间迭代方法求解. 在其他区域, 例如进气道和尾喷管以及机体的上下区域, 流动是以超声速占主导的, 适合采用空间推进求解.

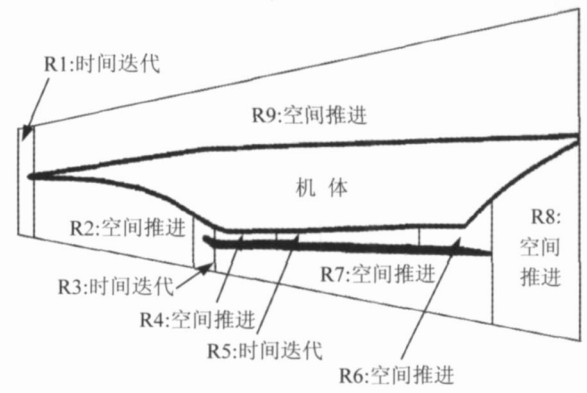


图 6 飞行器混合求解区域划分示意图
Fig. 6 Vehicle's combined simulation procedure

整个计算区域划分为 9 个推进区域. R1, R3 和 R5 采用时间迭代方法, 网格数量为 44 330, 占总网格数量的 36%. 其余区域, 采用空间推进方法求解. 对整个流场的求解是以区域的编号为顺序依次求解的, 在每个空间推进区域采用一个 CPU 进行推进求解; 在 R5 时间迭代区域, 采用 12 个 CPU 并行迭代求解. 当一个区域求解完后, 该区域将释放出占用的 CPU, 供下一个求解区域使用. 在采用时间迭代方法并行求解的区域内, 设置 CPU 数量使负载达到平衡; 程序在空间推进或采用单个 CPU 求解的时间迭代区域内总耗时 50min, 未使用的 CPU 等待时间较短.

对于化学反应流动, 求解 5 个变量的主流控制方程和 10 个组分方程, 加上求解湍流的两个控制方程, 总的求解变量个数将达到 17 个, 如果对于整个流场都采用多组分化学反应气体模型求解, 计算量巨大. 化学反应仅发生在发动机和尾喷管区域, 为了避免在无化学反应流动区域求解多组分化学反应控制方程, 仅在 R5, R6 和 R8 所对应的区域采用多组分化学反应气体模型, 分别采用时间迭代方法和空间推进方法求解. 网格数 5.87 万, 占总网格数(12.23 万) 的 48%.

图 7 给出了化学反应流场的压力等值线分布图, 并给出了区域交界面上的流场细节. 从图中可以清晰看到前体产生的四道压缩波系. 通过区域交界面上的流线和压力等值线光滑连续. 图 8 给出了化学反应区域的 CO_2 组分质量分数分布, CO_2 质量分数沿着发动机和喷管方向不断提高. 图 9 给出了化学反应区域的 H_2O 组分浓度分布.

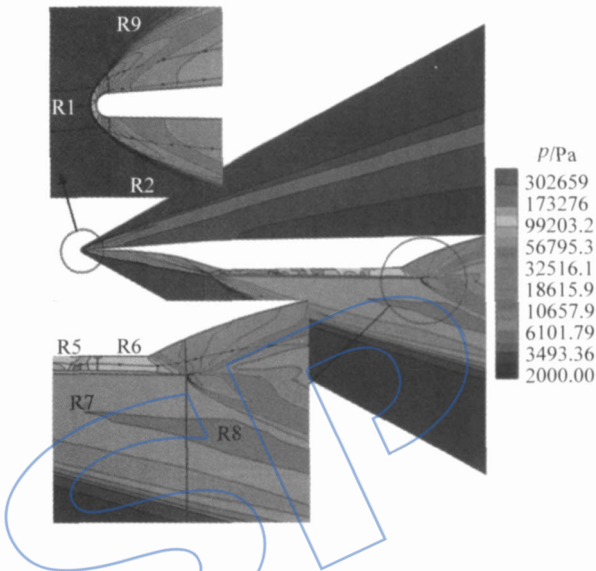


图 7 流场压力等值线和区域交界面上的流场细节
Fig. 7 Pressure contour in the flow field and region interface

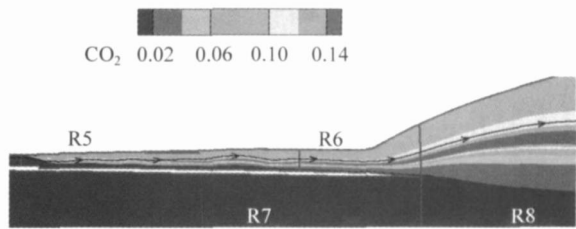


图 8 化学反应区域 CO_2 组分质量分数分布
Fig. 8 CO_2 contour in the chemical reaction region

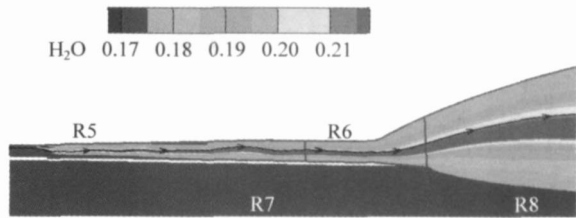


图 9 化学反应区域 H_2O 的组分质量分数分布
Fig. 9 H_2O contour in the chemical reaction region

区域交界面上的气体组分等值线变化连续,通过区域交界面上的流线光滑.图 10 比较了采用完全 N-S 和 N-S+ PNS 混合求解方法得到的内流道上表面压力分布.两种计算方法得到的压力在尾喷管的突扩处略有差别(这是由于 PNS 推进在推进方向上做了一阶近似处理),其他位置的压力分布相互符合很好.

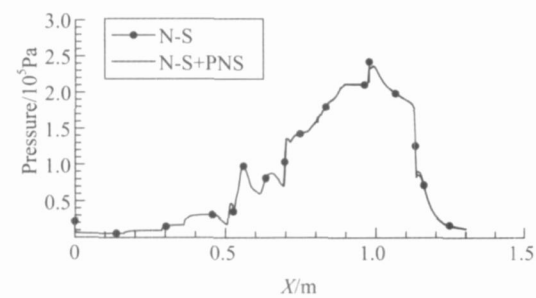


图 10 内流道上表面压力对比图

Fig. 10 Upper surface pressure comparison of inner flow path

在求解效率方面,空间推进区域包含 R6 和 R8 多组分化学反应流动的区域,每个推进面收敛到 $\max(d\rho/\rho) < 10^{-4}$,每个推进面最多迭代 500 次,整个空间推进区域要耗时 20 min 左右;在时间迭代求解区域,R1 和 R3 区域只求解热完全气体模型,网格量较小,每个物理块分配一个 CPU,耗时在 30 min;对于 R5 区的求解,采用 12 个 CPU 并行处理,迭代求解 10 万步,需时 25 h 左右.

作者采用统一的时间迭代方法和统一化学反应气体模型,使用 60 个 2.8 GHz 的 CPU 进行并行计算,迭代求解 10 万步,耗时 15 h.

表 2 比较了两种方法消耗的总 CPU 时间.总 CPU 时间 = $\sum_{\text{region}} \text{程序运行时间} \times \text{CPU 个数}$.单纯的时间迭代方法求解二维带动力飞行器绕流,耗时是混合方法的 2.99 倍.

表 2 带动力高超飞行器求解效率比较

Table 2 Comparison of computational efficiency for powered hypersonic vehicle

求解方法	总 CPU 时间/h	时间比
时间迭代	900	2.99
混合求解	301	

4 结 论

本文介绍了混合求解方法的思想以及实现过

程.概括地介绍了混合求解中使用的时间迭代求解完全 N-S 方程和空间推进求解抛物化 N-S 方程的方法.采用激波干扰边界层分离算例验证了混合求解方法的可行性、正确性和高效性.采用混合求解方法求解了二维飞行器带动力状态下的流动.通过以上工作可以得到以下结论:

1) 混合求解方法可以成功应用于复杂流动的求解中,计算准确性和全流场统一的时间迭代方法相当;

2) 混合求解耗费的计算时间数倍的小于全流场统一的时间迭代求解方法,可以大幅提高高超声速飞行器流场数值模拟的效率.

进一步的工作可采用混合求解方法完成三维带动力高超声速飞行器整机的一体化计算,为带动力吸气式高超声速飞行器的快速评估提供可靠高效的数值模拟手段.

参考文献:

[1] 高智.高雷诺数流动的控制方程体系和扩散抛物化 Navier-Stokes 方程组的意义和用途[J].力学进展,2005,35(3):427-438
GAO Zhi. Significance and use of basic equation system governing high Reynolds (Re) number flows and diffusion parabolized Navier-Stokes (DPNS) equations [J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(3): 427-438 (in Chinese)
[2] 庄逢甘,张德良.扩散抛物化(DP)NS 方程组的意义及其在计算流体力学中的应用[J].空气动力学学报,2003,21(1):1-10
ZHUANG Fenggan, ZHANG Deliang. Significance of diffusion parabolized NS equations and its application to computational fluid dynamics[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(1): 1-10 (in Chinese)
[3] 王汝权,申义庆.扩散抛物化 Navier-Stokes 方程数值解法评述[J].力学进展,2005,35(4):481-497
WANG Ruquan, SHEN Yiqing. Numerical solutions of the diffusion parabolized Navier-Stokes equations[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(4): 481-497 (in Chinese)
[4] White J A, Morrison J H. A pseudo-temporal multi grid relaxation scheme for solving the parabolized Navier-Stokes equations[R]. AIAA 99-3360
[5] 贺旭照,赵慧勇,乐嘉陵.考虑可压缩与热传导的壁面函数边界条件及其应用[J].空气动力学学报,2006,24(4):450-453
HE Xuzhao, ZHAO Huiyong, LE Jialing. Application of wall function boundary condition considering heat transfer and compressibility[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 450-453 (in Chinese)
[6] 贺旭照,乐嘉陵.空间推进方法求解抛物化 Navier-Stokes 方程及其验证[J].空气动力学学报,2007,26(2):189-193

HE Xuzhao, LE Jialing. Solving PNS equations with space marching method and its validation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 26(2): 189-193 (in Chinese)

[7] Gerbsch R A, Louis S, Agarwal R K. Solution of the parabolized Navier Stokes equations for three dimensional real gas flows using Osher's upwind scheme[R]. AIAA 91-0248

[8] Gerolymos G A, Sauret E, Vallet I. Oblique shock wave/ boundary-layer interaction using near-wall Reynolds stress models[R]. AIAA 2003-3466

[9] 贺旭照. 高超声速飞行器气动力气动热数值模拟和超声速流动的区域推进求解[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.

HE Xuzhao. Numerical simulation aero force and heat of hypersonic vehicle and solving supersonic flow with region marching method[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)

[10] Miller J H, Tannehill J C. Application of the IPNS algorithm to complex two dimensional geometry[R]. AIAA 99-0546

