

文章编号: 1002-8055(2009)11-2452-07

# 单次扫描空间推进算法在高超声速 流动中的适用性研究

杨 攀, 陈 兵, 徐 旭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 通过高超声速流动的三个典型算例, 研究单次扫描空间推进 (SSPNS) 算法计算高超声速流场气动力、气动热的精度以及适用范围. 结果表明: 1) 在楔角不大于  $15^\circ$  流动无流向分离的情形下, 用 SSPNS 算法计算压缩楔板流动是可行的; 2) 对绕圆锥流动的计算表明, SSPNS 算法对横向分离的模拟是值得信赖的; 3) 对于  $15^\circ$  攻角以内的小攻角绕翼流动, SSPNS 算法的精度与时间迭代法基本一致; 4) 空间推进法计算速度较时间迭代 CFD (计算流体力学) 方法提高 1~2 个数量级.

**关 键 词:** 适用性; 高超声速流动; 气动力; 气动热; 空间推进算法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

## Study on the reliability of a single-sweep space marching algorithm for hypersonic flows

YANG Pan, CHEN Bing, XU Xu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The accuracy of a single-sweep parabolized Navier-Stokes (SSPNS) algorithm for aeroforce and aeroheating prediction in hypersonic flow fields has been tested through three typical cases. The results suggest: 1) It is feasible for the SSPNS algorithm to predict hypersonic laminar compression corner flows with wedge angle smaller than  $15^\circ$ , when there is no obvious streamwise flow separation. 2) According to the numerical results of cone flows (biggest attack angle  $24^\circ$ ), the simulation of transverse separations with the SSPNS algorithm are reliable. 3) For the flows over a two-dimensional wing with attack angle smaller than  $15^\circ$ , the accuracy of the SSPNS algorithm corresponds to that of time-iterative algorithm. 4) As compared to the traditional time-iterative full Navier-Stokes, the SSPNS algorithm's computational speed is faster by 1~2 order of magnitude and presents a considerable storage saving.

**Key words:** reliability; hypersonic flows; aeroforce; aeroheating;  
space-marching algorithm

在 21 世纪的航空航天研究领域, 高超声速飞行器已经逐渐成为各国的重点研究方向之一. 由于其实验研究周期长、耗资大, 且无法实现某些复杂的工作环境, CFD (计算流体力学) 就成为了

高超声速飞行器技术研究的重要工具.

在 CFD 领域, 基于全 Navier-Stokes (full Navier-Stokes, 简称 FNS) 方程的时间迭代方法, 从精度上来说, 能满足高超声速技术研究中的

收稿日期: 2008-10-13; 修订日期: 2008-12-03

作者简介: 杨攀 (1983-), 男, 四川泸州人, 硕士生, 主要从事流场数值模拟方面的研究. E-mail: yangpan@sa.buaa.edu.cn

大多数工程问题的需要. 但是这类 CFD 方法一般都会花费较长的计算时间和大量计算机内存. 为保证足够数目的网格以达到要求的计算精度, 单次流场 CFD 计算所耗费的计算资源往往会大到让人难以接受的地步. 目前, 国外<sup>[123]</sup>广泛采用基于抛物化 Navier2Stokes (parabolized Navier2Stokes, 简称 PNS) 方程的空间推进方法, 这种方法可将超声速/高超声速流动数值模拟的计算效率, 提高 1~2 个量级. 国内<sup>[46]</sup>的一些专家也在这方面进行了研究. 本课题组在此前的研究中, 形成了一套高效、高精度和高稳定性的单次扫描空间推进算法 (SSPNS), 并进行了初步应用研究<sup>[7]</sup>.

PNS 方程是 FNS 方程的很好近似, 它不仅保留了 FNS 方程中的全部无黏项, 还保留了除流向以外的另两个方向的黏性和热扩散项. 因此, 用空间推进的方法解 PNS 方程能准确地模拟高超声速流的主要特征, 即强黏性、激波、激波2附面层干扰等, 在多数流动条件下, 可得与 FNS 方程时间迭代法精度相当的结果. 然而, 由于 PNS 方程忽略了主流方向的黏性扩散和热扩散作用, 且对于单次扫描空间推进方法来说, 无法模拟出回流现象, 因此计算对象的构型以及计算攻角对单次扫描空间推进算法的计算精度都有一定的影响.

本文通过几个典型高超声速流动算例, 进一步对课题组的单次扫描空间推进算法 (即 SSPNS 算法) 的气动力、气动热计算精度进行了评估, 并对这种算法在高超声速流动数值模拟中的适用性作了分析研究.

## 1 控制方程及数值方法

本文采用的 SSPNS 算法求解的是 PNS 方程, 即在有限体积法框架下对 PNS 控制方程进行离散, 采用 LU2SGS (lower2upper symmetric Gauss2Seidel) 隐式方法在近似主流方向推进积分. 横向空间离散采用 AUSMPW+ (advection upstream splitting method by pressure2based weight functions +) 格式, 并结合 MUSCL (monotone upstream2centred schemes for con2servation laws) 方法得到高阶精度, 选用 Van Albada 限制器. 黏性项在右端项中采用显式中心格式求解. 方程具体形式和数值方法详见文献<sup>[7]</sup>.

## 2 计算验证及分析

### 2.1 楔板压缩拐角流动

本算例计算考察了 15b、18b 和 24b 三种压缩拐角的楔板绕流情况, 对用空间推进算法计算高超声速楔板流动气动力、气动热的精确度作了验证.

图 1 给出了高超声速流过楔板的流动结构示意图. 楔板平直段长度为  $L = 0.1439 \text{ m}$ ; 流动条件为: 来流马赫数  $Ma_1 = 14.1$ , 温度  $T_1 = 721.2 \text{ K}$ , 壁温恒定  $T_w = 297.0 \text{ K}$ , 普朗特数  $Pr = 0.72$ , 比热比  $\gamma = 1.4$ , 雷诺数  $Re = 11.04 \times 10^5$ , 流动状态为层流. 流场富含激波、膨胀波, 以及激波2激波、激波2膨胀波和激波2附面层相互作用, 是典型的高超声速流动. 计算网格为 165 @ 45 (粗) 和 351 @ 91 (密).  $C_p$  和  $C_h$  为压力系数及热流系数, 分别定义为

$$C_p = \frac{p}{\rho U_1^2}, \quad C_h = \frac{q_w}{\rho U_1 (H_1 - H_w)}$$

其中  $\rho$ ,  $U_1$  和  $H_1$  分别为来流密度、来流速度和来流焓值;  $q_w$  和  $H_w$  分别为壁面相应点的热流值和焓值. 图 2~图 4 给出了三种压缩角下的典型计算结果, 其中 Navier2Stokes (N2S) 方程时间迭代结果由 Fastran 软件计算获得, 实验值来自 Holden 和 Moselle 的测量数据<sup>[8]</sup>.

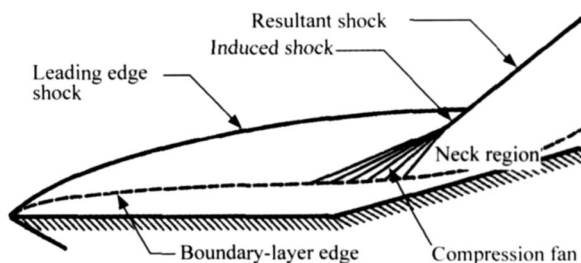


图 1 楔板压缩拐角高超声速流动结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of hypersonic flow over a compression corner

从图 2 的计算结果中可以看出, 在 15b 楔角的情况下, 流动没有分离, 空间推进方法与时间迭代法计算得到的物面压力系数都与实验值符合很好, 热流系数的符合程度也能让人满意. 在压缩拐角处, 时间迭代法更好地模拟了/逆流效应0, 曲线地上升更为平滑. 空间推进法计算结果略有跳跃, 但计算的精度是可以接受的.

在图 3~图 4 的计算结果中可以看出, 随着压缩拐角度数的增加, 18b 楔角的情况下, 流动产

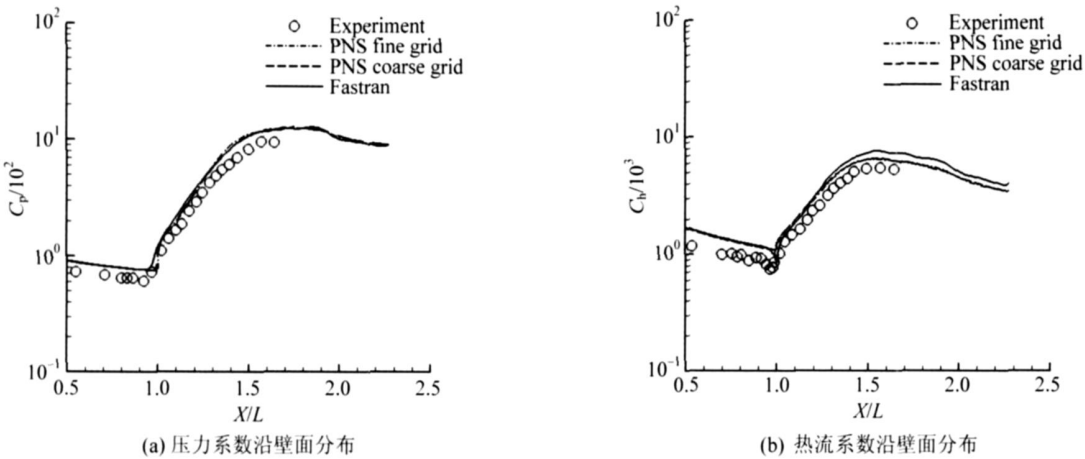


图 2 15°楔角下沿壁面的压力系数和热流系数分布

Fig. 2 Pressure and heat transfer coefficients along the wall at an attack angle of 15°

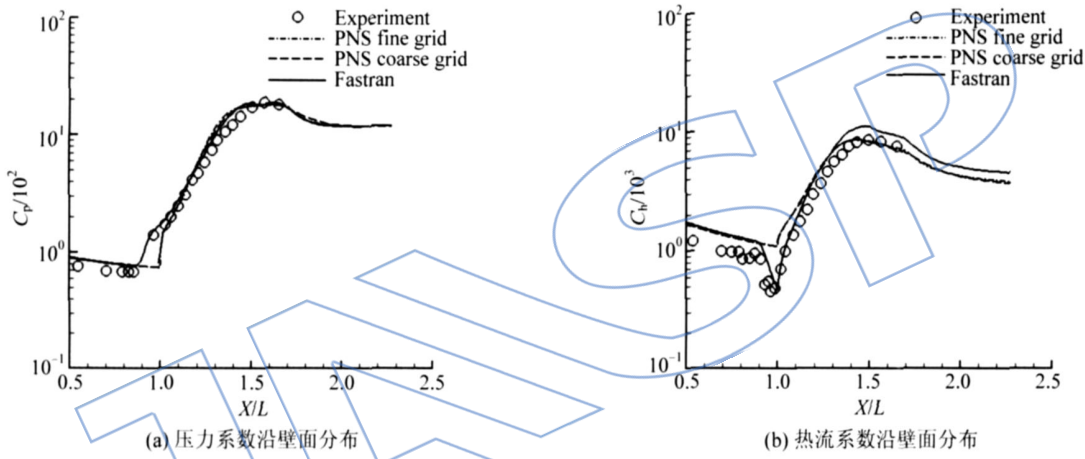


图 3 18°楔角下沿壁面的压力系数和热流系数分布

Fig. 3 Pressure and heat transfer coefficients along the wall at an attack angle of 18°

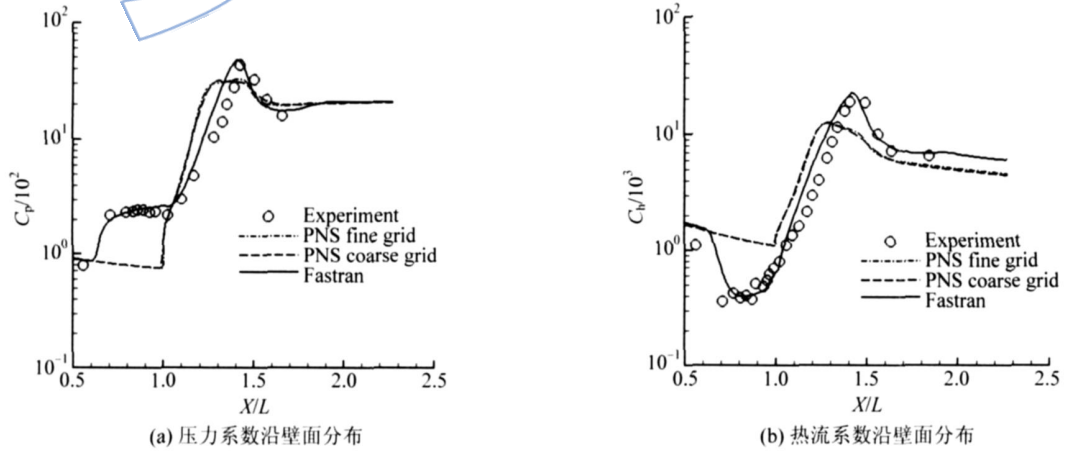


图 4 24°楔角下沿壁面的压力系数和热流系数分布

Fig. 4 Pressure and heat transfer coefficients along the wall at an attack angle of 24°

生了分离, 时间迭代法计算结果仍能较准确地计算得到与实验数据相符合的结果, 而空间推进法计算结果产生地跳跃愈加明显. 在 24° 楔角的情况下, 压缩拐角附近产生明显的回流, 空间推进法计算结果在拐角附近明显偏离了实验值, 导致楔板后半部分结果也不够令人满意.

在几种楔角度数下, 空间推进法与时间迭代法、实验数据的最大偏差始终出现在压缩拐角处, 这是由于绕楔角流动的/ 逆流效应<sup>0</sup>造成的, 但在拐角较小时, 它的影响可以基本忽略.

2.1.2 三维带攻角的锥形流场

本算例采用空间推进算法, 在攻角  $\alpha=8^\circ, 16^\circ$  和  $24^\circ$  三种情况下, 对高超声速绕圆锥的流场进行了数值模拟.

带攻角圆锥在高超声速流场中产生的激波示意图见图 5. 圆锥的半顶角为  $10^\circ$ , 锥体长度  $L=0.1016\text{ m}$ . 流动条件: 来流马赫数  $Ma_\infty=7.95$ , 攻角为  $\alpha$ , 温度  $T_\infty=551.39\text{ K}$ , 壁温  $T_w=3091.8\text{ K}$ , 普朗特数  $Pr=0.72$ , 比热比  $\gamma=1.4$ , 雷诺数  $Re=4.101\times 10^6$ , 为层流流动. 空间推进面上计算网格为周向 87, 径向 60. 图 6 给出的是来流攻角为  $24^\circ$  时, SSPNS 算法计算得到的圆锥表面热流分布, 以及  $X=L$  截面的马赫数分布. 图 7~ 图 8 给出了在  $X=L$  截面上, 不同攻角下沿切面从圆锥腹部到顶部的压力系数和热流系数分布, 其中  $C_p$  和  $C_h$  分别定义为  $C_p=\frac{p-p_\infty}{Q U_\infty^2}$ ,  $C_h=\frac{q_w}{q_{w0}}$ ,  $q_{w0}$  为  $0^\circ$  攻角时相应点的热流值. N2S 方程时间迭代结果由 Fastran 软件计算获得, 实验值来自 Tracy 的测量数据<sup>[9]</sup>.

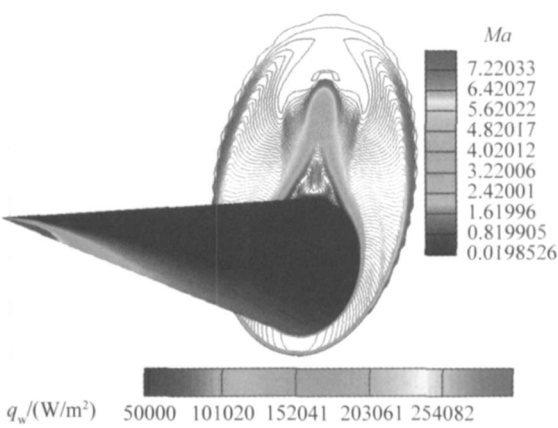


图 6 24°攻角下  $X=L$  截面马赫数分布及圆锥壁面热流分布图

Fig. 6 Heat transfer at the wall and Mach number contour ( $X=L$ ) at an attack angle of  $24^\circ$

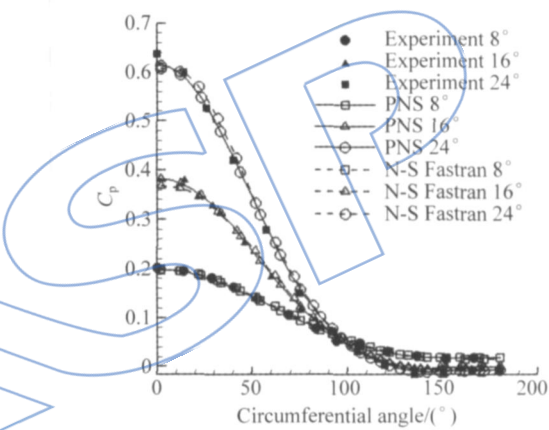


图 7  $X=L$  截面不同攻角的压力系数分布  
Fig. 7 Pressure coefficient at different attack angles ( $X=L$ )

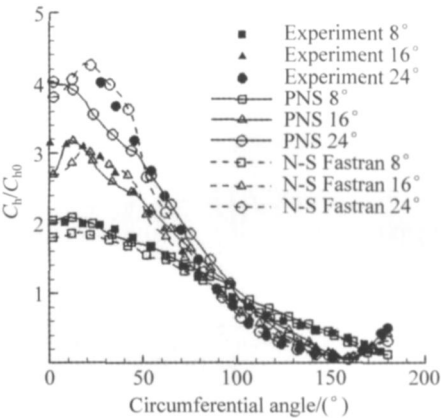


图 8  $X=L$  截面不同攻角的热流系数分布  
Fig. 8 Heat transfer coefficient at different attack angles ( $X=L$ )

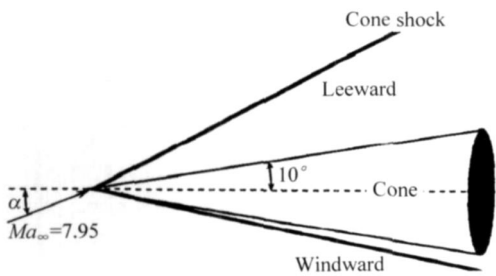


图 5 高超声速流动中带攻角锥及激波示意图  
Fig. 5 Schematic diagram of hypersonic flow over a circular cone

由图 7~ 图 8 的计算结果可以看出, 在计算的三种攻角条件下, 空间推进法与时间迭代法计算得到的压力系数分布与实验结果吻合, 两种算

法精度相当. 在 8° 攻角的情况下, 流动没有产生分离, 随着攻角的增大, 在 24° 攻角时, 在圆锥尾

部出现了较大的横向分离区. 空间推进法与时间迭代法计算的热流值在横向分离区附近是较为一致的, 且与实验值符合良好. 两种计算方法计算的热流值与实验值的最大偏差都出现在圆锥的腹部区域, 都产生了略微向下的跳跃. 从总体上看, 空间推进法与时间迭代法对热流值的计算精度相当, 是值得信赖的.

21 3 高超声速绕翼流动

本算例采用空间推进算法, 在攻角  $\alpha=0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$  和  $12^\circ$  的四种情况下, 对高超声速绕翼的流场进行了数值模拟.

构型选用近似菱形截面翼, 见图 9. 流动条件: 来流马赫数  $Ma_1=6$ , 攻角为  $\alpha$ , 静压  $p_1=2.5491\text{ MPa}$ , 温度  $T_1=2211.5\text{ K}$ , 壁温  $T_w=300\text{ K}$ , 普朗特数  $Pr=0.72$ , 比热比  $\gamma=1.4$ . 计算网格为  $121\times 97$ . 图 10~ 图 11 给出了在背风翼面, 沿流动方向的压力系数和热流系数分布, 图 12~ 图 15 给出了在迎风翼面, 沿流动方向的压力系数和热流系数分布, 其中  $C_p$  和  $C_h$  分别定义为  $C_p=\frac{p}{\rho U_1^2}$ ,  $C_h=\frac{q_w}{\rho U_1 (H_1-H_w)}$ . N2S 方程时间迭代结果由 Fastran 软件计算获得.

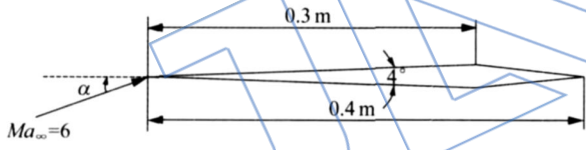


图 9 翼型结构示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the wing structure

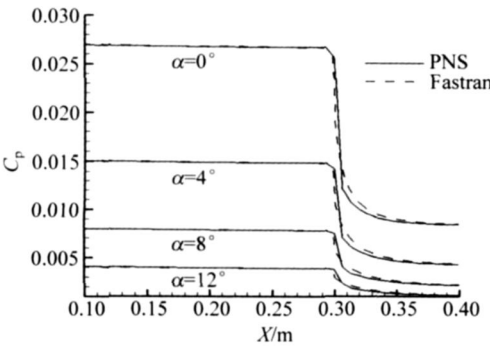


图 10 背风面不同攻角沿流向压力系数分布

Fig. 10 Pressure coefficient along the leeward surface at different attack angles

从图 10~ 图 11 的结果中可以看出, 在计算的四种攻角条件下, 背风面沿流向的压力系数和热流值在翼面转角之前, 空间推进法与时间迭代

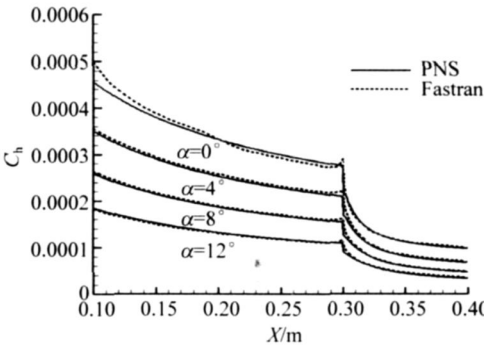


图 11 背风面不同攻角沿流向热流系数分布

Fig. 11 Heat transfer coefficient along the leeward surface at different attack angles

法的结果是基本一致的. 时间迭代法计算得到的热流结果在翼面转角处有一定的跳跃增大. 两种方法的计算精度在背风面总体相当.

从图 12~ 图 15 的结果中可以看出, 在迎风面, 两种算法计算的压力系数结果符合良好. 在攻角大于  $0^\circ$  时, 随着攻角的增大, 迎风面的/ 逆流效应增强, 两种方法计算热流的迎风面结果发生偏离, 在翼面转角之前, Fastran 软件的计算结果比 PNS 的计算结果偏大, 最大偏差出现在翼面起始位置, 往流向发展, 两种方法的结果基本趋于重合. 因此从总体上可以认为, 对于  $12^\circ$  以内的小攻角, 两种方法在迎风面的计算精度也是相当的.

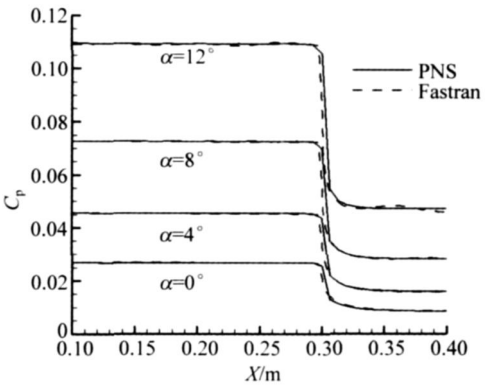


图 12 迎风面不同攻角沿流向压力系数分布

Fig. 12 Pressure coefficient along the windward surface at different attack angles

21 4 空间推进法与时间迭代法的计算效率比较

在单次扫描空间推进算法中, 如果在流场空间推进计算的过程中实时的生成网格, 则只需存储流向两个截面的网格以及流动变量; 如果采用事先生成网格的计算模式, 则除了存储网格外, 仍然只需存储两个截面的流动变量, 因此相对于时

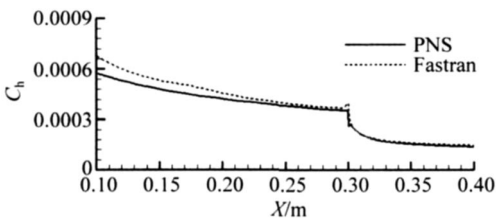


图 13 迎风面  $\alpha=4^\circ$  时沿流向热流系数分布  
Fig. 13 Heat transfer coefficient along the windward surface ( $\alpha=4^\circ$ )

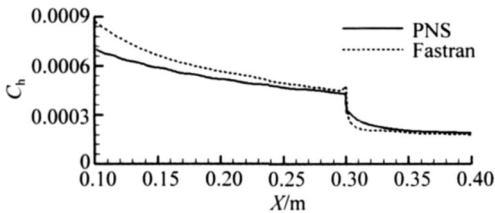


图 14 迎风面  $\alpha=8^\circ$  时沿流向热流系数分布  
Fig. 14 Heat transfer coefficient along the windward surface ( $\alpha=8^\circ$ )

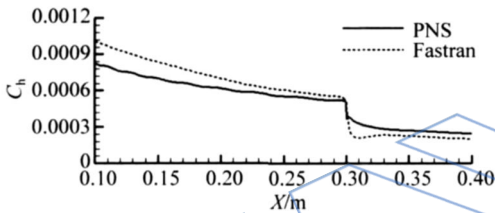


图 15 迎风面  $\alpha=12^\circ$  时沿流向热流系数分布  
Fig. 15 Heat transfer coefficient along the windward surface ( $\alpha=12^\circ$ )

间迭代法而言,可大幅降低内存使用.单次扫描空间推进算法采用空间推进求解,推进步长一般在 0.1~1 mm 量级,由于在流向扫描一次即可,因此可以大幅减少计算时间,提高计算效率.表 1 给出了各算例的计算资源使用情况.

表 1 不同计算方法的计算机资源消耗对比

Table 1 Comparison of computer resources of different codes

| 算例 | 算法      | 计算耗时/min | 消耗内存/MB |
|----|---------|----------|---------|
| 楔板 | Fastran | 30~ 40   | 47      |
|    | PNS     | 5        | 2       |
| 圆锥 | Fastran | 120~ 180 | 95      |
|    | PNS     | 5        | 5       |
| 翼  | Fastran | 50~ 70   | 62      |
|    | PNS     | 1        | 3       |

从表 1 中可以看出,单次扫描空间推进算法计算速度比时间迭代求解 N2S 的方法快 1~2 个数量级,内存消耗量小 1 个量级以上.

3 结 论

从以上计算结果可以得到以下 4 点结论:

- 1) 单次扫描空间推进算法计算气动力、气动热时,在绕不大于 15° 的小楔角的情况下可以得到令人满意的精度,在楔角过大,有明显流向分离的情况下误差大.
  - 2) 单次扫描空间推进算法对于横向分离的计算精度与时间迭代算法一致,是值得信赖的.
  - 3) 对于 12° 攻角以内的小攻角绕翼流动,单次扫描空间推进算法的精度与时间迭代算法基本相当.
  - 4) 在计算效率方面,在同样的计算条件下,空间推进法计算速度比时间迭代 CFD 方法提高 1~2 个数量级,且可大幅降低内存消耗.空间推进算法的高效性,预示着它在高超声速飞行器构型优化中的应用前景十分广阔.
- 由于单次扫描空间推进法的高效性和低内存需求特性,使得可以采用比时间迭代法更高分辨率的网格,来求解高超声速流场.对于流向分离流动的计算,将可以通过在回流区域进行来回多次扫描的方法来得到更为精确的结果.

参考文献:

[ 1 ] Lawrence S L, Tannehill J C, Chaussee J C. An upwind algorithm for the parabolized Navier-Stokes equations [ R ]. AIAA 8621117, 1986

[ 2 ] Stalnakar J F, Nicholson L A, Hanline D S. Improvements to the AFWAL PNS code formulation [ R ]. AFWAL TR2823076, 1986

[ 3 ] Chaput E, Dubois F, Lemaire D. FLU3PNS: a three-dimensional thin layer and parabolized Navier-Stokes solver using the MUSCL upwind scheme [ R ]. AIAA 9120728, 1991

[ 4 ] 高智. 简化 Navier-Stokes 方程组及无粘和粘性边界层联合求解 [ J ]. 力学学报, 1982, 14(6): 606-611

GAO Zhi. Simplified Navier-Stokes equations and combined solution of nonviscous and boundary layer equations [ J ]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 1982, 14(6): 606-611 (in Chinese)

[ 5 ] 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, 25(2): 182-193

HE Xuzhao, LE Jialing. Solving PNS equations with space marching method and its validation [ J ]. Acta Aero-

dynamica Sinica, 2007, 25(2): 189-193 (in Chinese)

[ 6 ] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 用空间推进算法模拟高超声速进气道流场[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 131-132 (in Chinese)

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Numerical simulation of hypersonic inlet flows using a parabolized Navier-Stokes algorithm [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 131-132 (in Chinese)

[ 7 ] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 一种求解抛物化 Navier-Stokes 方程的空间推进算法[J]. 力学学报, 2008, 40(2): 162-170 (in Chinese)

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. A space-marching algorithm for solving the parabolized Navier-Stokes equations [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008, 40(2): 162-170 (in Chinese)

[ 8 ] Holden M S, Moselle J R. Theoretical and experimental studies of the shock wave-boundary layer interaction on compression surface in hypersonic flow [R]. Calspan AF241-2A21, 1969

[ 9 ] Tracy R R. Hypersonic flow over a yawed circular cone [R]. Memorandum No. 69, California Institute of Technology Graduate Aeronautical Laboratories, 1963

