

文章编号: 1000-6893(2006)05-0778-06

## 战斗机弹射救生系统数值模拟研究

陈德华<sup>1,2</sup>, 吴文华<sup>2</sup>, 王晋军<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 流体力学研究所, 北京 100083)

(2. 中国空气动力研究与发展中心 高速所, 四川 绵阳 622661)

### Numerical Simulation Research of the Fighter Ejection Escape System

CHEN De-hua<sup>1,2</sup>, WU Wen-hua<sup>2</sup>, WANG Jin-jun<sup>1</sup>

(1. Fluid Mechanics Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. High Speed Institute of Chinese Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 622661, China)

**摘要:** 对弹射救生系统这种几何外形复杂、不规则非流线型钝体,以 Jameson 有限体积法为基础发展了一套基于高质量混合网格的 Euler 方程解算器,在 Euler 方程解算器基础上,采用 S-A 湍流模型发展了一套同样基于混合网格的 N-S 方程解算器,初步建立了适合弹射救生系统这类几何外形复杂物体的数值模拟技术平台,并采用多种加速收敛措施和合适的耗散项模型使得所发展的解算器在软件实现上鲁棒性很强。通过选取合适的计算起始迎角,对弹射救生系统成功地进行了大迎角和大侧滑角绕流计算,获得了与风洞试验比较吻合的计算结果,并且可以清楚地观察流场中马赫数分布、弹射救生系统各部位压力分布等流场细节,对弹射救生系统空气动力特性分析具有重要的指导意义。该计算平台可作为风洞试验的合理补充、加强和完善。

**关键词:** 航空工程; 弹射救生系统; 数值模拟; 混合网格; Navier-Stokes 方程

**中图分类号:** V211.3      **文献标识码:** A

**Abstract:** Based on Jameson's finite volume method, an Euler equation solver with high precision hybrid grid is developed to calculate the aerodynamic characteristics of ejection escape system with complex, non-regular and non-streamline shape. An N-S equation solver with S-A turbulence model based on Euler equation solver is also developed in the paper. Several speeding convergence measures make the solution more reliable. The computation result for ejection seat system at large angle of attack is in good accordance with the wind tunnel test result. It can help to analyze the aerodynamic characteristics of ejection seat system by Mach number distribution, pressure distribution and so on. The numerical simulation can be the reasonable complement of wind tunnel test.

**Key words:** aerospace engineering; ejection escape system; numerical simulation; hybrid grid; Navier-Stokes equation

自从第一架飞机上天以来,飞机失事后对其乘员的救生问题就一直成为困扰航空界的一大难题,因为飞机在高空中飞行,失事就意味着其乘员的全部死亡,历史上很多名人都死于飞机失事。这种情况在降落伞出现后得到了改善,因为人们可以通过跳伞来离开故障飞机,但是很多情况下空难发生时人们根本没有时间来跳伞,这种情况在对战斗机驾驶员尤其普遍,而且随着战斗机速度的大幅度提高,空难留给驾驶员的反应时间也越来越少,降落伞在这种情况下无能为力,而弹射救生系统应运而生,成为解决这个问题的关键。顾名思义,飞机弹射救生系统是一种用弹射动力将飞行员与座椅一起弹射离开失事飞机的救生装置,它的出现较好地解决了飞机在高速飞行时飞行员

无法救生的问题,有力地保障了在飞行事故或在空战中飞行员的生命安全,几乎是现代高速战斗机救生系统的惟一选择。但是,长期以来,飞机弹射救生系统性能的改进明显滞后于飞机性能的提高<sup>[1]</sup>。提高弹射救生系统的空气动力性能一直是设计师们孜孜以求而又未尽人意的课题。由于飞机弹射救生系统几何外形的复杂性以及实际工作的特殊性,其空气动力特性是非常复杂的,无论实验还是数值模拟对其进行研究时都面临很大的困难。

目前国内这方面的研究开展得非常少。在美国,1994年以前几乎没有相关的研究,主要是硬件和算法等都不具备模拟弹射救生系统的基本条件。1994年以后,美国的 Habchi 和 Hufford 等人开展了弹射救生系统数值模拟方面的探索和研究,大部分的研究结果都是 20 世纪 90 年代后期开始发表的<sup>[2,3]</sup>。

收稿日期:2005-04-01; 修订日期:2005-10-11

在弹射救生系统数值模拟方面,主要有以下难点:模型的外形太过复杂,使得网格的生成非常困难;姿态角度范围太大(迎角  $0^\circ \sim 360^\circ$ ,侧滑角  $0^\circ \sim 90^\circ$ ),大大超过常规飞行器设计中 CFD 处理的角度范围;背风尾流区域几乎达到全流场的一半,对尾流区能否实现比较准确的模拟,是该数值模拟研究成功与否的关键。

上述特点使得弹射救生系统的数值模拟与常规飞行器流场的数值模拟之间在网格生成、控制方程、湍流模型、差分格式以及计算结果后处理等方面都存在诸多差别。本文主要目的就是要通过采用一系列的方法,建立飞机弹射救生系统数值模拟的手段,实现对飞机弹射救生系统的数值模拟,为飞机弹射救生系统的研制服务。

在连续介质假设下,Navier-Stokes 方程(简称 N-S 方程)被认为是目前描述流体各种流动现象最好的数学模型。因此,求解全 N-S 方程也是数值模拟流动的最终目标。近几年发展起来的直接数值模拟(Direct Numerical Simulation, DNS),理论上讲可以通过求解全 N-S 方程而模拟所有湍流现象。但由于其本身对网格的密度要求非常高,在目前计算机条件下,其计算量大得令人无法接受,求解象飞机弹射救生系统这样大雷诺数、复杂的工程实际问题更是不切实际。目前,直接数值模拟只能对简单的、小雷诺数流动问题做一些机理性的研究。雷诺平均 N-S 方程(Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS)是对全 N-S 方程的一种简化,用它求解湍流问题时需要附加半经验的湍流模型。目前,采用雷诺平均 N-S 方程来求解复杂工程绕流问题是最佳选择,其计算量比直接数值模拟要少得多。而精度比 Euler 方程高,可以满足工程需要。在此之前,人们发展了许多 Euler 方程求解程序。Euler 方程尽管在模拟旋涡、分离等现象时精度不是很高,但是其方法比较成熟,求解稳定且速度快。因此,设法将 Euler 方程解算器与 N-S 方程解算器结合起来发展混合解算器对飞机弹射救生系统进行模拟,既能快速稳定收敛又能获得高精度解。

## 1 数值计算

### (1) 几何模型与网格

计算所采用的模型基本上跟某风洞试验所用的模型是一样的,图 1 所示的是通过 CAD 软件

UG 建立的三维计算用几何模型,共分为 3 部分:座椅、假人以及出舱稳定装置。

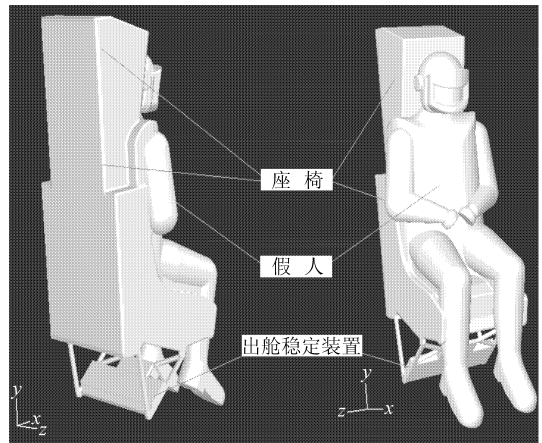


图 1 计算用三维几何模型

Fig. 1 3D geometry model for calculation

实际模型中假人与座椅之间有一些小的缝隙,这些小的缝隙对流场总特性影响不大但影响网格的生成,为了减少总网格量并提高网格质量,计算模型对这些小的缝隙略微做了简化,使网格生成更加容易。

对飞机弹射救生系统进行  $360^\circ$  范围迎角计算,为了一次性生成所有计算状态都可用的计算网格,计算域取为球形,球心在模型的中心,半径为参考长度的 7 倍(如图 2 所示)。

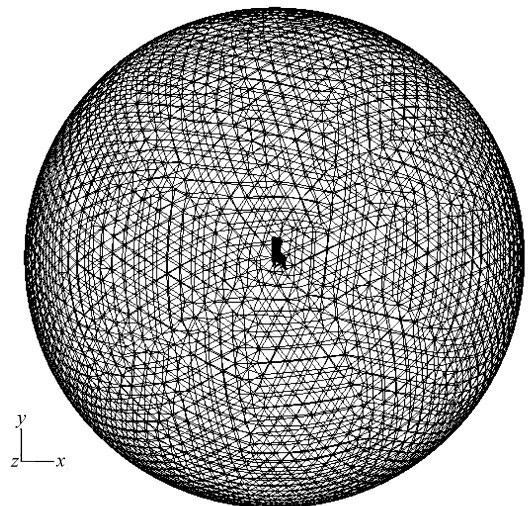


图 2 外边界网格分布

Fig. 2 Distribution of the outside grids

即近似认为在计算域外边界上扰动可以忽略不计。采用非结构网格生成技术,在上述计算域中生成非结构化的混合格网。采用的主要方法是阵面推进法,即网格和节点同时生成的非结构网格生成方法<sup>[4]</sup>,它是由边界向区域内部进行的,没有边界破坏问题,边界附近的网格质量较高。在

网格的生成过程中兼顾了网格数量、分布规律以及网格单元扭曲率等因素,即网格分布合理、过渡缓和、单元扭曲率小,而且网格数量足以满足计算精度的要求和计算机能力的约束。针对飞机弹射救生系统模型生成了四面体、五面体的混合非结构网格,在模型较规则的面上生成四边形网格,不规则区域生成了三角形网格,向空间生成的三维网格是四面体和金字塔形五面体,这样生成比较简单,网格质量高。半模网格单元数为65万。图2给出了外边界网格分布,图3给出了模型表面与对称面以及部分放大位置上的网格分布,总的来说网格质量是比较令人满意的。

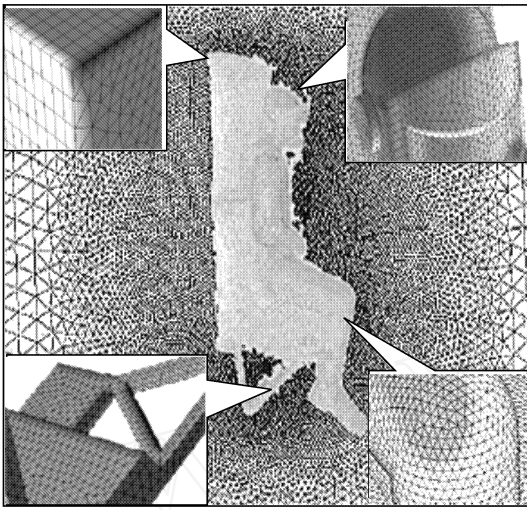


图3 弹射救生系统表面及对称面网络图

Fig. 3 Meshes on model surface and symmetry plane

## (2) 控制方程与数值方法

以三维可压流 RANS 方程组为控制方程。计算中采用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型。

积分形式的 N-S 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\partial V} Q dV + \int_{\partial V} F(Q) \cdot n dS = \int_{\partial V} G(Q) \cdot n dS$$

式中:  $V$  为控制体;  $\partial V$  为控制体单元的边界;  $Q$  为守恒变量;  $F(Q)$  为无黏通量;  $G(Q)$  为黏性通量。应用到控制体上可得<sup>[5]</sup>

$$\frac{dQ_k}{dt} + \sum_{i=1}^m F(Q_{ki}) \cdot S_{ki} - D_k = \frac{1}{Re} \sum_{i=1}^m G(Q_{ki}) \cdot S_{ki}$$

式中:  $S_{ki}$  为表面有向面积,求和是对单元的  $m$  个表面进行;  $D_k$  为附加的耗散项;在经典中心格式中,  $Q_{ki}$  是由面  $S_k$  左右两个网格单元格心处的流动参数进行线性插值得到的,即

$$Q_{ki} = \frac{1}{2} (Q_{kL} + Q_{kR})$$

这里下标 L, R 分别代表在面  $S_k$  左右两个网格单元上进行的插值<sup>[6]</sup>。

最终得到半离散化的方程为

$$\frac{d}{dt} Q_k + \text{RHS}_k = 0$$

推进格式采用多步 Runge-Kutta 推进格式,为提高解的稳定性附加 2 阶和 4 阶融合的自适应耗散<sup>[3]</sup>。

N-S 方程采用的湍流模型是一方程的 Spalart-Allmaras 模型<sup>[7]</sup>。该模型中,湍流黏性系数可以定义为

$$\mu_T = f_{v1}$$

其中:

$$f_{v1} = \frac{3}{3 + C_{v1}^3}, \quad C_{v1} = 7.1$$

式中:  $f_{v1}$  为计算湍流黏性系数的工作变量,它满足下面的传输方程

$$\frac{D}{Dt} f_{v1} = C_{b1} [1 - f_{v1}] S + \frac{1}{\sigma} [C_{w1} f_{w1} - \frac{C_{b1}}{2} f_{v1}^2] - [C_{w1} f_{w1} - \frac{C_{b1}}{2} f_{v1}^2] U^2$$

式中:  $C_{w1}$ ,  $C_{v1}$ ,  $C_{b2}$  等为经验常数。与流动控制方程类似,上述传输方程的求解也采用中心有限体积格式进行离散,用点隐式方法进行时间推进。解方程所需的边界条件如下:壁面边界上  $f_{v1} = 0$ ; 自由流处  $f_{v1} = 0$ 。初始条件可将  $f_{v1}$  取定为任意一个很小的正值,如  $f_{v1} = 0.01$ 。

对于弹射救生系统绕流计算,主要有远场、物面以及对称边界条件。远场采用无反射边界条件;在物面上, Euler 方程采用法向无穿透条件, N-S 方程采用无滑移边界。为了减少计算量,当流场完全对称时采用对称边界只计算一半,对称面边界上所有物理量沿对称面法向梯度为零且沿对称面法向速度为零。为了加速收敛,采取多种有效加速收敛措施,一是采用当地时间步长,二是残值光顺,三是焓阻尼。

## (3) 计算过程

由于外形复杂、网格数量比较大、计算速度慢、参数调节过程周期长等原因,采用 N-S 方程模拟像飞机弹射救生系统这样实际工程问题比较困难。网格质量高,算法稳定是很好模拟飞机弹射救生系统的重要前提,但在计算这样的工程问题时还要采取一些措施。

由于本文采用了非结构网格,所以采取了一些措施以改进边界层流动的模拟,准确模拟边

界层流动的关键在于壁面附近法方向上的网格要足够密,而通常的四面体网格很难做到这一点。为此,在生成模型的表面网格后,沿着模型的面法线方向向空间“拉伸”生成了4层尺寸很小的三棱柱和四面体网格(座椅背部部分区域),这样就能够保证壁面附近法向网格足够密,同时又能保证网格的质量。计算结果表明 $y^+$ 很小,说明这样处理是可行的,能够比较准确地模拟附面层流动。

如果用N-S方程解算器直接求解这个问题,由于有很大的气流分离导致很难收敛,尽管把Courant调得很小也会经常出现发散情况,即使不发散收敛速度也很慢。众所周知,如果初解比较好的情况下,非线性方程迭代过程容易收敛,而且其收敛速度快。另外,无黏流Euler方程计算容易收敛且总计算量很小。在这2个前提下,本文将发展的Euler方程计算器与N-S方程解算器整合成1个混合型解算器。其具体计算过程是这样的:首先采用远场物理量初始化流场,用Euler方程计算,不考虑黏性,计算容易收敛,而且计算量小,在现在的计算机条件下调节周期很短。当残差达到控制的某个精度时,解算器会自动切换到N-S方程。这时Euler方程的无黏物理量直接赋给N-S方程中对应网格点的对应物理量,无法直接导出的有黏物理量采用远场值,即Euler方程计算得到的近似收敛解作为N-S方程的初解,这个初解是比较理想的。然后N-S方程开始计算直到收敛,最终得到的收敛解是N-S计算得到的值。由于采用的Euler方程解算器与N-S方程解算器所采用的方法一样,都是格心式有限体积法,而且推进格式也基本一致,加速收敛措施以及所选取的耗散项也基本一致,因此,混合解算器编写程序时比较简单清晰,而且从Euler方程切换到N-S方程时是比较容易的,也不会出现算法不稳定问题。总的来说,这种混合解算器在计算复杂问题时容易收敛且总计算时间短。实践也确实证明了这一点,图4为马赫数 $Ma = 0.6$ ,迎角 $= 270^\circ$ 时最大残差收敛历程。

在迭代2400步以前是采用Euler方程解算器计算的过程,2400步时切换到N-S方程解算器,残差上跳,但是跳动幅度并没有超过Euler方程计算时的最大值,然后残差又迅速下降,而且在大约4200步时残差降到 $5 \times 10^{-4}$ 。如果单独用N-S方程解算器对其求解就很难达到这样的效果。

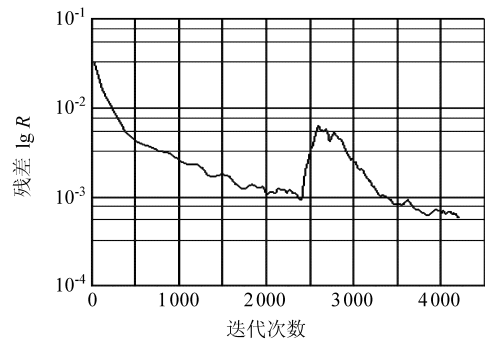


图4 最大残差收敛历程

Fig. 4 Convergence history of max residual

另外,也可以发现如果气流沿 $y$ 轴负向(即迎角是 $270^\circ$ ,见图1)流动,由于比较平直的座椅背部与气流平行,相对来说容易求解。因此,计算时将 $270^\circ$ 作为起始计算迎角,即首先计算 $270^\circ$ 迎角工况并得到收敛的解,然后将 $270^\circ$ 计算得到的解分别作为 $260^\circ$ 和 $280^\circ$ 迎角计算时的初始值,这样容易计算 $260^\circ$ 和 $280^\circ$ 迎角的工况,因为 $260^\circ$ 和 $280^\circ$ 迎角的流场与 $270^\circ$ 流场的特性差别不大,因此 $270^\circ$ 迎角的解作为 $260^\circ$ 和 $280^\circ$ 迎角的初解时是一个不错的初解,因而易收敛。对于飞机弹射救生系统大范围迎角计算时选择1个合适的起始计算迎角是很有意义的,而且可以大大缩短整个计算周期。

## 2 数值模拟结果与分析

采用所发展的混合型流场解算器和上述处理方法对飞机弹射救生系统进行了大范围迎角绕流数值模拟计算。图5~图7给出了部分数值模拟结果的静压分布图和马赫数分布图形,从图中可以看出,对于人椅系统这种非流线型外形,其流场的典型特点是存在大范围的尾迹流区,这与理论分析和常识是符合的。对称面上流场中的气流膨胀并不剧烈,在所有迎角下,气流膨胀都没有超过马赫数0.8,对称面流场中不存在可以造成局部压力和温度急剧增加的激波结构,这对飞行员的身体承受是很有利的(下面的结果显示,横向流动还是有可能膨胀至超声速)。但是,当来流马赫数超过为0.9时,在座椅顶端产生了局部低超声速区;而来流马赫数到1.2时,在座椅顶端产生了局部超声速区,且在座椅系统正对来流方向形成脱体激波;在来流马赫数为0.6时,尽管在对称面上流场中气流膨胀未超过马赫数0.8,但在人体两侧气流已膨胀至低超声速;当来流马赫数增至0.9和

1.2时,人体两侧以及两小腿外侧气流已膨胀至超声速。这对飞行员是非常不利的,在应急弹射救生时,必须对飞行员的两臂、两小腿采取保护措施,否则,飞行员的肢体将受到强烈的高速气流吹袭而受伤。

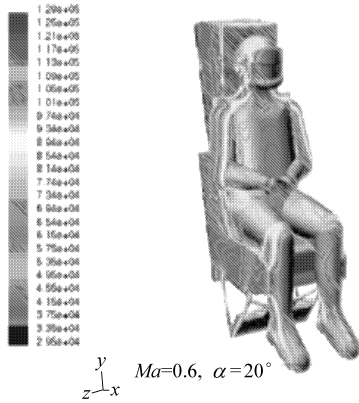


图5 模型表面静压等值线图

Fig 5 Contours of pressure on model surface

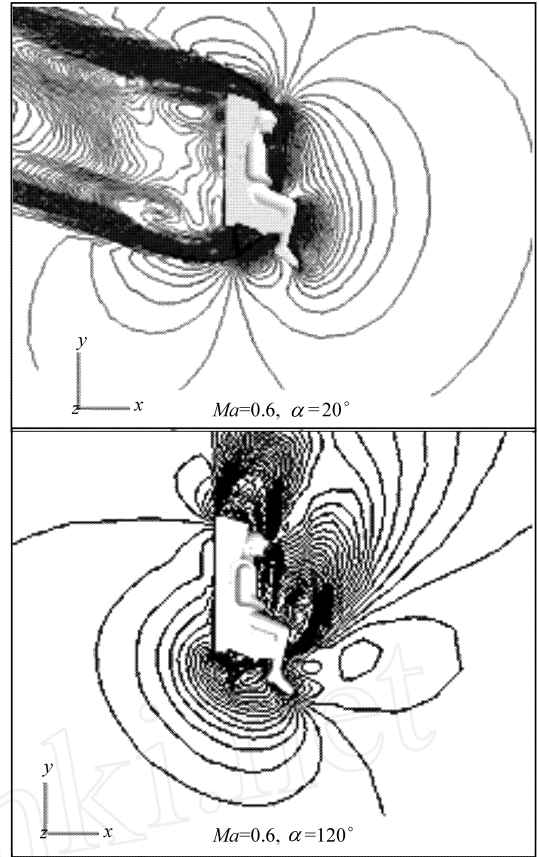


图7 模型纵向对称面在不同迎角下的马赫数等值线图

Fig 7 Contours of Mach number in symmetry plane at different angle of attack

为了验证计算结果的可靠性,将计算  $C_A$ 、 $C_N$  以及  $C_m$  与实验值进行了对比。图8给出了计算状态  $Ma = 0.6, \alpha = 0^\circ, \alpha = 0^\circ \sim 360^\circ$  时的一组数据对比曲线。

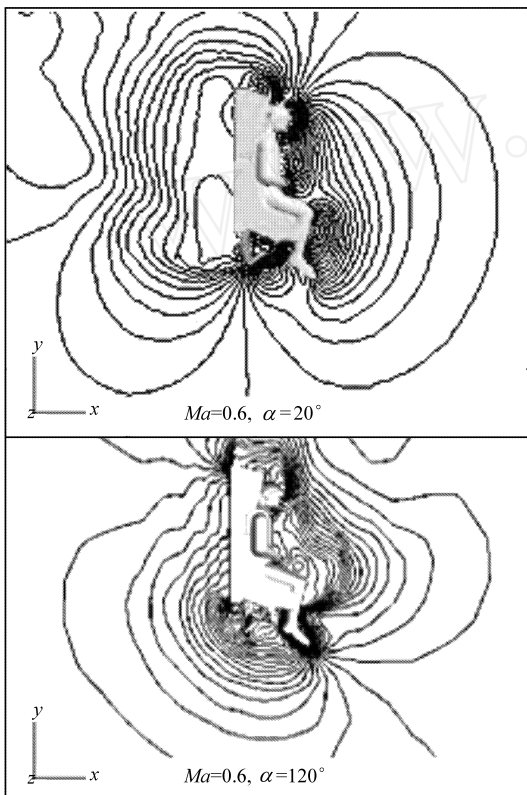


图6 纵向对称面在迎角20和120度的静压等值线图

Fig 6 Contours of pressure at  $\alpha = 20^\circ, 120^\circ$  in symmetry plane

在  $0^\circ \sim 80^\circ$  范围,随着迎角增大,背风面与迎风面的压力差明显增强,即在此迎角范围内,出舱稳定装置贡献的是正升力,而在其余迎角下背风面与迎风面基本上不存在压力差,即出舱稳定装置失去作用。

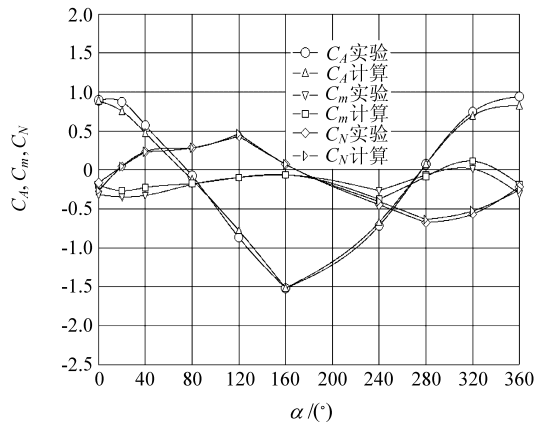


图8 计算与实验结果对比

Fig 8 Comparison calculation results with experiment results

总的来说,计算与实验吻合较好,尤其是  $C_A$  和  $C_N$  计算与实验不管是变化趋势还是具体数值都吻合较好,而力矩系数  $C_m$  计算与实验相对差距略大一些,原因是计算模型略有简化(假人与座

椅之间的小缝隙被简化掉了),而力矩系数对几何模型的准确性更加敏感。因此,要对力矩系数计算得很好首先要求模型非常准确,其次是表面网格较密并且贴体以便准确模拟几何模型,而且网格向空间生长时变化要较缓。这些改进将在后续工作中开展,以获得更加准确的结果。另外,通过计算也可对假人任意位置所受的压力进行积分来观察假人身体某个部位所受的力是否超出了飞行员所能承受的情况,以便作进一步的改型优化设计。而且计算得到流场中所有位置的所有物理量结果可以保存,在任何需要的时候可以从中提取所需要的数据,以便作进一步分析。而这些工作是实验方法所不能很好完成的,这也可以说明计算与实验是相互补充的研究手段,两者紧密结合可以对问题研究得更加深入。

### 3 结 论

(1) 实际模拟计算表明,文中所发展的解算器以及所采取的各种措施是可行的,有效地模拟了全姿态角范围内的弹射救生系统绕流场,获得了可靠的计算结果。

(2) 基于初解的意义而发展的2种处理方法对计算飞机弹射救生系统这样复杂的绕流计算是非常有效的,可将这种处理方式应用到类似流场的数值模拟中。

### 参 考 文 献

- [1] Jines A, Roberts E O. Enhanced ejection seat performance with vectored thrust capability[R]. AFWAL-TR-84-3026, 1985.
- [2] Habchi S D, Ho S Y, Hufford G S, et al. Computational aerodynamic analysis of the navy aircrew common ejection seat[R]. AIAA-94-0395, 1994.
- [3] Habchi S D, Hufford G S, Marquette T. Navier-Stokes computational analysis of the B-1A escape capsule[R]. AIAA-95-0187, 1995.
- [4] Lohner R, Parikh P. Generation of three-dimensional unstructured grids by the advancing-front method[R]. AIAA Paper 88-0515, 1988.
- [5] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solution of Euler equations by the finite volume methods using Runge-Kutta time stepping schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981.
- [6] Jameson A, Mavriplis D. Finite volume solution of the two dimensional Euler equations on a regular triangular mesh [R]. AIAA 85-0453, 1985.
- [7] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 92-0349, 1992.
- [8] 王江锋, 杨生, 伍贻兆. 横向喷流与超音速主流干扰流场的数值研究[J]. 航空学报, 1998, 19 (3): 263-268.  
Wang J F, Yang S, Wu Y Z. Numerical simulation of gaseous jet in supersonic crossflow [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19 (3): 263-268. (in Chinese)

作者简介:



陈德华(1960-) 男,四川南溪人,中国空气动力研究与发展中心高速所总工程师,研究员,博士,毕业于北京航空航天大学。主要从事飞行器空气动力实验技术、飞行器气动布局、风洞试验与飞行相关性等方面的研究。E-mail: dehch@sina.com



吴文华(1974-) 男,江西宜黄人,中国空气动力研究与发展中心高速所助理研究员,硕士,1997年毕业于北京航空航天大学航空科学与工程学院。主要从事空气动力实验、数值计算等方面的研究。E-mail: spacetiger@vip.sian.com



王晋军(1962-) 男,山西人,北京航空航天大学航空科学与工程学院教授,博士,毕业于清华大学力学专业。主要从事风洞试验、湍流等方面研究。E-mail: jjwang@buaa.com

(责任编辑:鲍亚平)