

计算流体技术及应用

陈作斌, 江雄, 周铸, 肖涵山, 黄勇*, 牟斌, 肖中云, 刘刚, 王运涛

中国空气动力研究与发展中心计算空气动力学研究所, 绵阳 621000

* 联系人, E-mail: huangy_jingm@hotmail.com

收稿日期: 2007-05-15; 接受日期: 2007-12-20

摘要 从工程应用的角度, 总结了近年来作者及其研究群体在计算流体技术研究中取得的成果, 包括软件集成技术、网格技术、加速收敛技术、非定常流动计算技术等. 文中列出了这些成果在多种复杂流场的数值模拟中成功应用的例子, 包括飞机、直升机、风力机以及流动主动控制等方面.

关键词

计算流体动力学
飞机
导弹
计算网格

计算机和计算技术的发展是近代技术科学发展的一颗闪亮的明星. 由计算机而诞生的计算结构力学、计算流体力学(CFD)、计算电磁学等, 给包括航空航天领域在内的各个领域带来了重大的变化. 对航空航天飞行器的气动设计, 计算流体力学已成为必要的设计工具与手段. 虽然目前计算流体技术还不能代替风洞, 设计定型所需要的气动特性, 仍由大型风洞试验提供, 但计算流体可以产生大量预选方案, 从中可优选出所需要的几种方案. 在方案预选中, 还可以考虑空气动力学与结构力学、电磁学、飞行力学的互相耦合, 使得设计方案更趋于实际需要. 由于研发周期和经费的限制, 风洞难以代替计算流体技术的这个功能. 受风洞模拟环境的限制, 有些项目还做不了试验, 而且风洞试验数据必须要修正, 才能用于设计, 计算流体可以有效地补充风洞试验的不足. 尤其由于分子、电子相关理论的发展, 国内外专家预测计算机运算速度的摩尔定律将延续到 2030 年. 到那时的计算机运算速度将是现在的 100 万倍, 今天的计算机需要 1 年才能完成的计算, 到 2030 年只需几秒钟就能完成^[1]. 可以预测, 这种难以想象的巨大计算能力, 在未来的 10 年或 20 年内将会给航空航天技术带来革命性的变化. 因此, 人们对计算流体力学的发展寄予很大的期望. 计算机的发展使人们有理由相信, 不仅对非定常流动、流体/结构/控制耦合、层流向湍流转捩、大尺度流动分离、完整飞行器的动态飞行模拟等问题, 能实现较为精确的数值模拟; 而且有可能实现从布局部件的拓扑、部件外形到具体细节的气动优化设计; 进而实现以流体力学为基础的工程实用的多学科、多目标的优化设计; 还有可能用计算的手段比现在更可信地进行新概念、新技术的探索.

本文主要从工程应用的角度, 介绍作者们近年来在计算流体技术领域若干新的研究进展,

包括计算流体技术的软件平台、结构与非结构网格生成技术、收敛加速技术等, 对计算流体力学在国家重点项目的应用情况, 也将作简单的介绍。

1 数值方法

本文计算流体技术所采用的数学模型为曲线坐标系下的无量纲化雷诺平均 N-S 方程:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = NVIS \cdot \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right),$$

其中, $NVIS=0$ 时为 Euler 方程, $NVIS=1$ 为 N-S 方程. 计算中采用了多种对流项差分格式, 分别是标量耗散的中心差分格式、MUSCL-Roe 格式和 Roe 格式等, 黏性项格式采用二阶中心差分等^[2,3].

对于定常问题, 流动控制方程采用 LU-SGS 方法和局部时间步长进行求解; 对非定常问题, 采用经典四步龙格-库塔方法和双时间迭代方法进行求解, 时间方向保持二阶以上精度。

湍流模型采用了 Baldwin-Lomax 代数模型(包含 Degani-Schiff 修正), Spalart-Allmaras 一方程模型(S-A 模型)和 $k-\omega$ SST 两方程模型。

2 研制先进通用的亚跨超、高超声速 CFD 软件平台

通过集体的努力, 在有关项目的支持下, 研制了亚跨超、高超声速 CFD 软件平台, 集成了近年来国内外优秀的 CFD 研究成果, 为计算流体动力学的研究、开发和应用提供了一个软件环境^[4]和应用系统。

该软件平台在国内首次完成和实现了 CAD 与 CFD 的通用数据接口设计. 首先建立了以非均匀有理 B 样条(NURBS)为基础的实用复杂外形的几何建模技术; 首次建立了 CFD 与计算网格、CFD 与流场显示以及 CFD 软件内主要模块、计算区域之间比较科学和完整的数据接口标准. 这些工作缩短了型号设计与 CFD 应用之间的距离, 融入了世界 CFD 发展主流, 淡化了 CFD 的研究开发者和使用者之间的界限. 软件平台的设计思想和科学完整的数据接口, 形成了类似于操作系统功能的 CFD 研究、开发和应用的软件环境, 使用者可以用来解决各种问题, 也可以充分利用该软件环境, 进行所希望的研究与发展工作. 广大研究工作者因此可以节省大量复杂、冗长、难于做好的重复劳动, 把精力集中于创新, 研究更先进的可集成插件。

亚跨超软件平台的早期版本已在国内 17 个单位推广使用, 其新版本以及高超声速软件平台也将在近期发布及推广使用。

3 网格生成技术有突破

网格生成是 CFD 应用于工程实际所面临的关键技术之一, 也是 CFD 任务周期中最费人力的工作. 近年来, 作者们在复杂外形的网格生成方面, 取得了长足的进步. 发展了在图形界面下的结构网格生成技术, 可以交互式地生成结构十分复杂的多块对接网格, 图 1 显示了栅格翼上的结构网格框架. 自行开发的非结构网格技术, 在许多复杂外形上得到了应用. 图 2 显示了飞机舵面气动计算用的重叠网格. 自行开发了笛卡尔网格生成软件, 处理复杂外形的能力很强, 而且网格生成达到了自动化, 图 3 为某带导弹飞机的空间及其物面笛卡尔网格. 结

合结构网格和非结构网格的优点, 发展了结构和非结构混合网格生成技术, 图 4 显示了某导弹空间混合网格. 为了减小特别复杂外形多块对接网格的网格规模以及求解直升机的非定常投放等问题, 发展了(静态和动态)多块对接重叠网格技术. 图 5 显示了直升机机身和外挂物多块对接网格重叠结构.

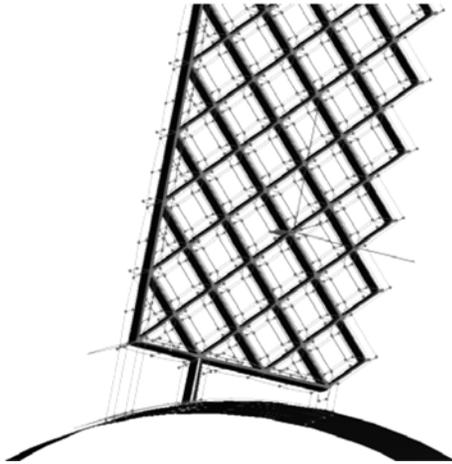


图 1 栅格翼结构网格

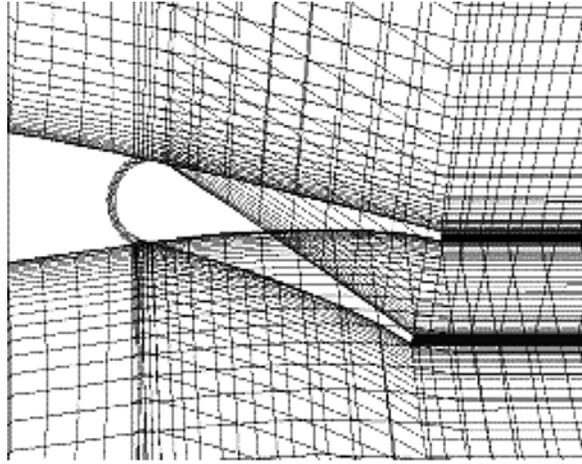


图 2 飞机舵面重叠网格

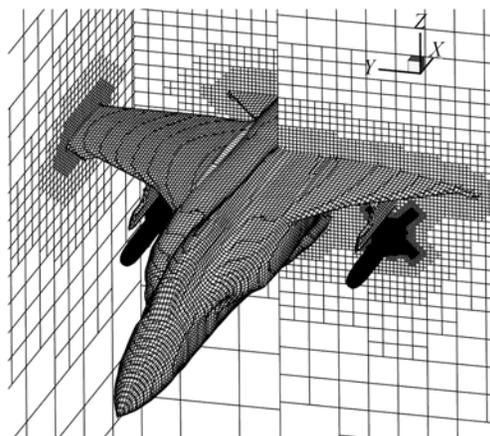


图 3 某带导弹飞机的空间及其物面笛卡尔网格

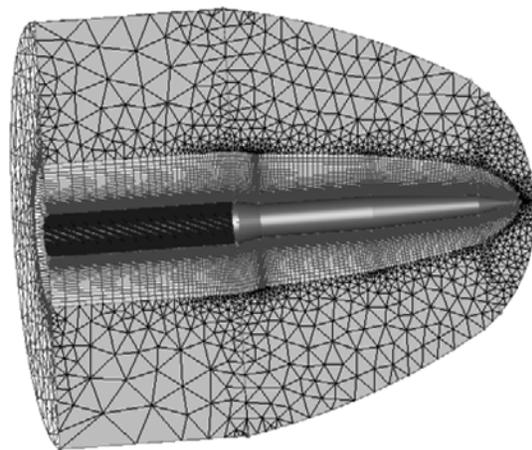


图 4 某导弹外形空间混合网格

4 多块对接条件下的多重网格加速收敛技术

随着计算流体力学的发展, 物理模型从 Euler 方程到层流 N-S 方程, 雷诺平均的 N-S 方程, 计算网格从稀到密, 从以前的几万到现在的上百万、千万. 因此加速流场求解收敛的方法研究也成为 CFD 领域的重要课题.

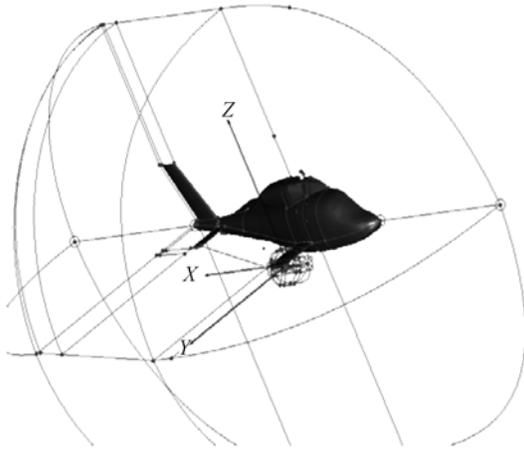


图5 直升机外挂投放多块重叠网格

在最密网格上消除高频误差, 之后将解传递到粗网格上去; 细网格上剩下的低频误差相对于粗网格成了高频误差, 粗网格上的迭代又可以消除在粗网格上看起来是高频的误差; 最后通过适当的插值把解传递到细网格上. 这样就可以很快消除各种频率的误差, 达到快速收敛的目的. 作者们把这种加速收敛技术进一步发展, 从而可在任何拓扑网格的复杂情况使用, 尤其是大量的工程应用计算中, 效果明显.

DLR-F4 翼身组合外形是 AIAA CFD Drag Prediction Workshop 提供用于计算阻力的标模. 计算来流条件: $M_\infty = 0.75$, $\alpha = 0.93^\circ$, 基于平均气动弦长的雷诺数 $Re_{b_A} = 3 \times 10^6$; 计算模型为半模, 网格分为 18 块, 半模总网格点为 210 万, 最大重数可达 3 重. 翼面法向最小间距 $10^{-5} b_A$. 计算采用雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型采用 S-A 模型.

图 6 为计算的物面压力等值线, 图 7 和图 8 比较了法向力收敛历程. 三重 V 循环收敛仅需 800 步, W 循环收敛仅需 400 步, 不加多重的计算在 4000 步内仍然有小幅度的振荡.

对于三重而言, W 循环比 V 循环多做的工作很少而效率却高得多. 图 9 为三者的残差收敛曲线, 对于本问题而言, W 循环加速收敛效率最高.

多重网格方法还在重叠网格上得到了应用. 对于多重网格方法来说, 重叠网格的信息交换只能在最密层网格上进行, 因为在网格稀化以后, 重叠区的插值关系不再成立, 为此, 需要对多重网格法做如下修改. 1) 密网格的重叠边界通过重叠插值得到边界信息, 在稀网格上的重叠边界条件由外推得到; 2) 将流场值从密网格向稀网格上传递时, 所有点(不管位于洞内还是洞外)都同样对待, 其中洞内点的流场值为初始来流值; 3) 将修正量从稀网格向密网格上插值时, 只保留计算点的值.

图 10 给出的是用来计算旋翼的重叠网格, 在采用两重多重网格进行计算以后, 拉力系数的收敛速度比之前有明显提高, 如图 11 所示. 虽然这种加速效率要低于单一网格, 但对于重叠网格来说, 仍不失为流场加速技术中的很好选择.

在诸多的加速收敛技术中, 多重网格法是非常有效的方法之一. 多重网格法从理论上被证明至少对于线性椭圆型问题是一种最优化的数值方法, 其计算工作量仅仅与网格节点数的一次方成正比, 并且收敛速度与网格的尺度大小无关^[5], 从而特别适合于应用在超大型工程数值计算问题中. 多重网格可以把现有计算程序的计算速度提高 1~2 个数量级, 使许多现代大型计算机不能胜任的数值模拟问题变成了可能. 通过椭圆型方程的迭代解误差分析可知, 高频误差可以很快地被迭代格式消除掉, 限制收敛速度的主要是低频误差分量. 为迅速地消除误差, 可以引入一系列逐步粗化的网格. 先

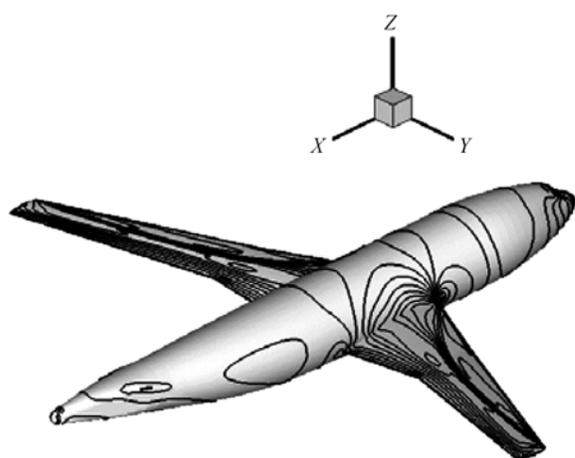


图 6 物面压力等值线

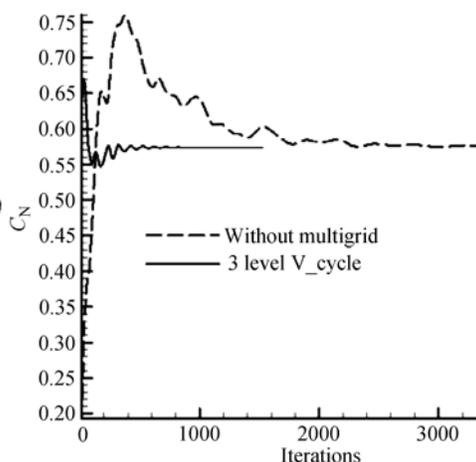


图 7 法向力收敛历程比较

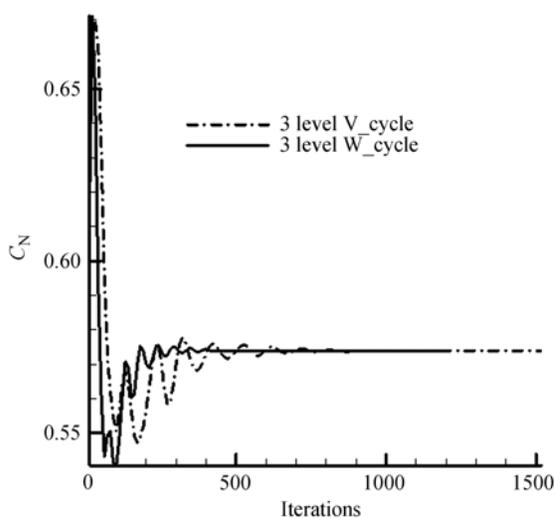


图 8 法向力收敛历程比较

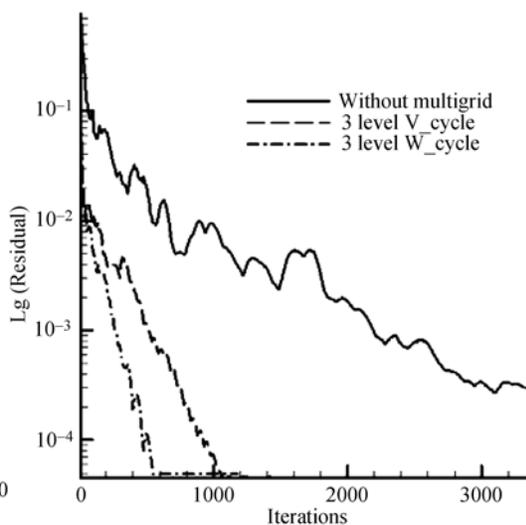


图 9 残差收敛比较曲线

5 非定常流计算技术的进展

采用全数值方法求解非定常流场, 必然涉及到较多的计算网格和很多的数据交换过程, 这就要求计算方法具有较高的时间精度和较高的计算效率, 我们采用近似 LU 分解方法加上子迭代的双时间方法, 即所谓“双时间法”, 就是除真实时间 t 外, 再引入一项“伪时间” τ . 从理论上讲, 该方法时间上具有二阶精度, 效率较高.

5.1 多重网格加速技术引入双时间子迭代

采用双时间方法计算非定常流场时, 某些问题子迭代往往收敛缓慢, 有时迭代上百步残差也不降一个量级, 这样双时间方法的时间精度就大打折扣.

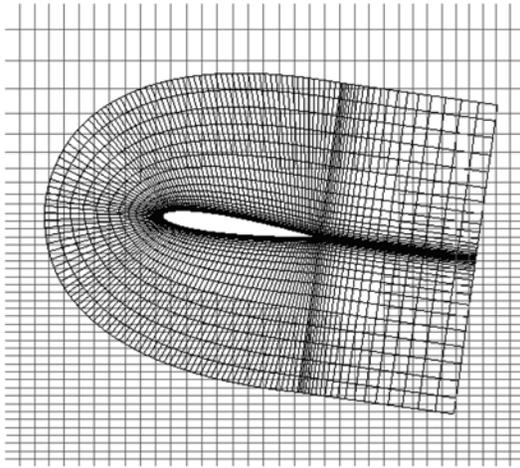


图 10 旋翼计算的重叠网格

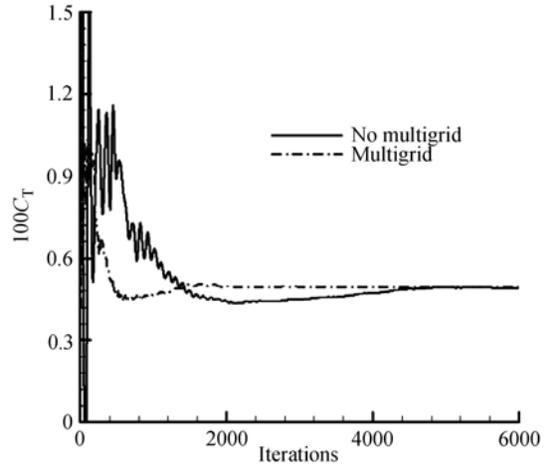


图 11 多重网格加速拉力系数的收敛

多重网格技术本身是用来求解定常流场的,如果是求解非定常流场,需要将问题转化为定常问题,我们采用双时间方法将非定常问题转化为定常问题,在假时间层上采用多重网格加速收敛.

算例 1 NACA0012 翼型小幅振荡

自由来流马赫数: $M_\infty = 0.6$. 翼型振荡规律: $\alpha_0 = 2.89^\circ$, $\alpha_m = 2.41^\circ$, $\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\varpi \cdot t)$, 减缩频率 $k = \varpi \cdot c / U_\infty = 0.0808$. 计算中一周期取迭代 36 步,不加多重与加多重的其他条件相同,迭代收敛控制参数 $\Delta e = 1.0 \times 10^{-5}$.

计算物理模型为 Euler 方程,网格分为三块 97×49 , 49×33 , 49×33 . 物面最小网格间距 $\Delta s = 1.0 \times 10^{-3}$. 图 12 和图 13 是法向力、俯仰力矩迟滞曲线的计算与试验结果比较,两者较好的吻合验证了多重网格结合双时间法在多块网格中的应用是成功的.

从某时刻压力分布比较(图 14)可以看到多重网格对非定常流场收敛结果没有影响. 图 15 显示达到同样的收敛标准,多重网格加双时间在密网格上的迭代次数远远少于单纯应用双时间法.

算例 2 NACA0012 翼型大幅振荡

对大幅振荡情况,因为存在附面层的大范围分离,必须采用雷诺平均 N-S 方程进行模拟. 具体计算条件:

$$M_\infty = 0.283, \text{Re}_c = 3.45 \times 10^6,$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \sin(2kt), \alpha_0 = 15^\circ, \Delta\alpha = 10^\circ, k = 0.15.$$

图 16 和 17 显示,由于雷诺数较高,边界层比较薄, S-A 和 $k-\omega$ SST 两个湍流模型的影响差别不大,至少对升力系数和俯仰力矩系数是如此. 该算例显示,对非定常雷诺平均 N-S 方程进行模拟,采用多重网格技术同样可以得到较好的结果.

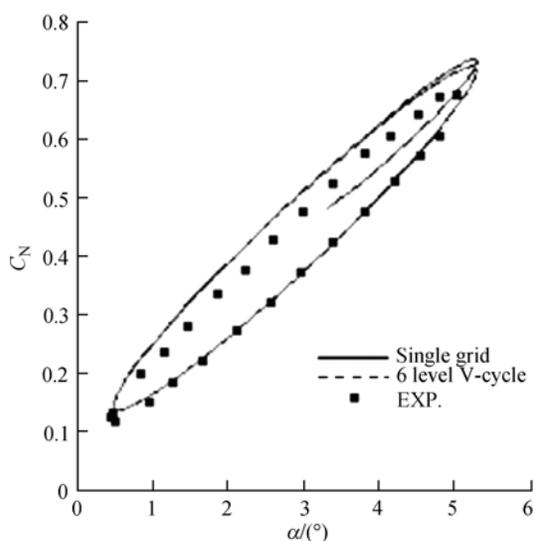


图 12 法向力迟滞曲线

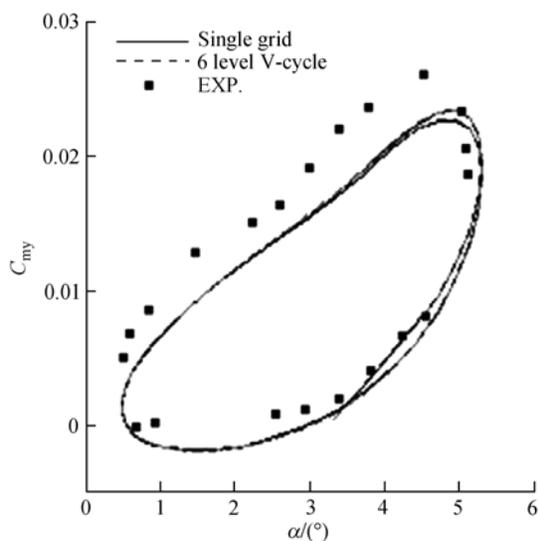


图 13 俯仰力矩迟滞曲线

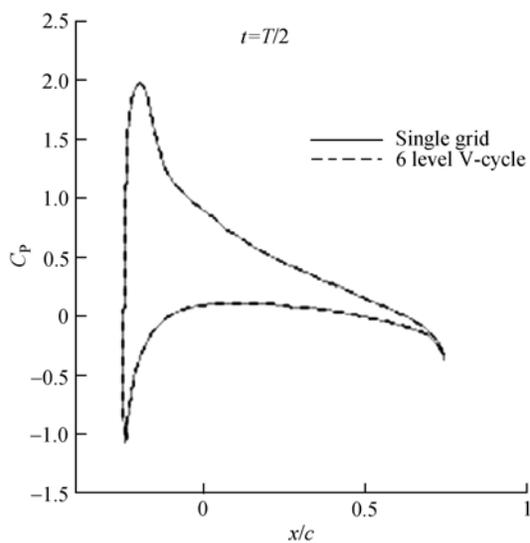


图 14 压力分布曲线比较

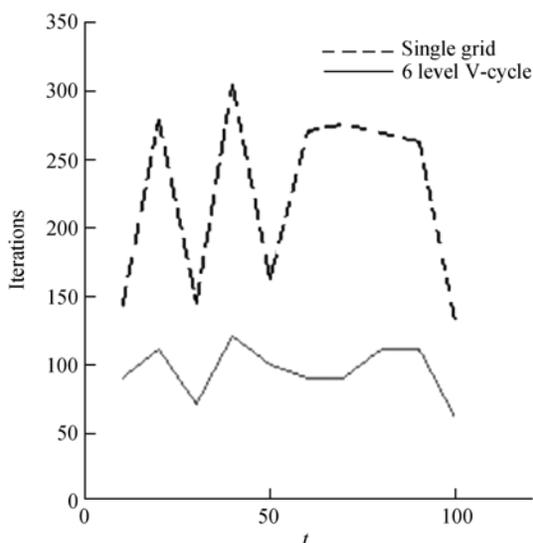


图 15 最密网格层迭代步数比较

5.2 直升机外挂投放

确定直升机外挂投放或发射是否安全, 是直升机特别是武装直升机设计的一个重要方面. 利用 CFD 技术求解固定翼飞行器外挂物投放轨迹, 一般采用准定常方法. 而直升机流场由于有不停旋转的旋翼的影响, 是完全非定常的, 所以计算直升机外挂物的投放, 应该选择采用完全非定常的计算方法来求解. 计算直升机外挂物的非定常投放, 难点很多, 是一项很有挑战性和创新性的工作. 计算中采用了动态多块重叠网格技术, 通过非定常 N-S 方程与六自由度运动

方程耦合求解, 得到了光弹以及有直升机短翼影响时导弹的运动轨迹及姿态和载荷的变化历程. 图 18 显示了导弹的投放轨迹.

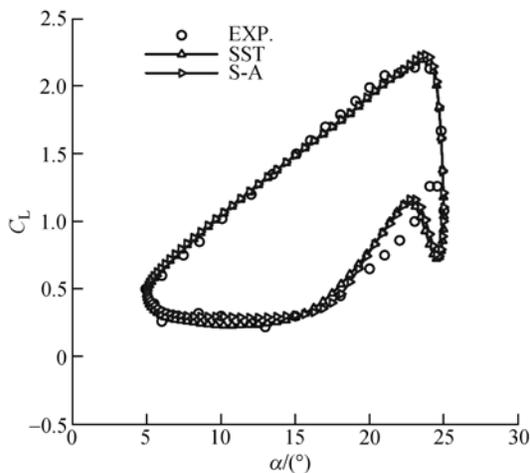


图 16 升力系数迟滞曲线

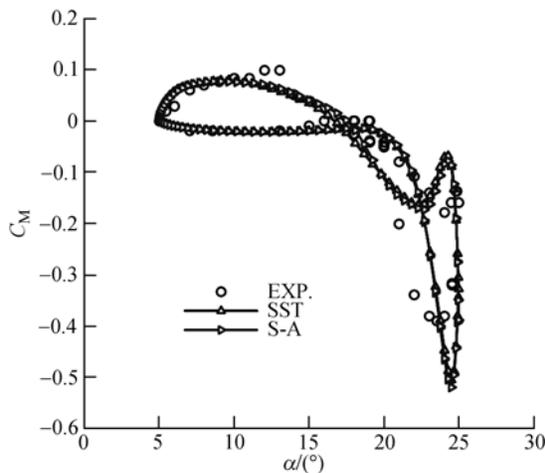


图 17 俯仰力矩系数迟滞曲线

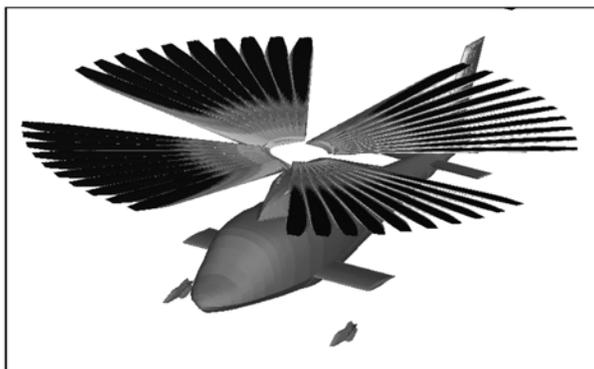


图 18 直升机导弹投放几个时刻的表面压力云图

6 优化设计进展

基于CFD的气动外形优化设计是个十分重要而且很困难的研究课题. 传统计算方法中, 计算一个灵敏度系数所需的计算时间相当于一个Euler或N-S方程流场解的时间, 当设计变量增加时, 计算工作量难于承受, 因此, 难于投入工程应用. Jameson发展了基于控制理论的气动优化设计方法, 使得灵敏度系数的计算费用与设计变量数目无关, 其计算费用相当于两个Euler或N-S方程流场解的费用, 这是一个重大进展, 使得气动优化和多目标优化可以在合理的计算开销范围中用于飞行器设计^[6]. 参照Jameson方法思路, 我们发展了基于控制理论的Euler和N-S方程的气动优化设计方法. 采用基于梯度的数值优化算法, B样条参数化气动外形, 针对不同目标函数, 建立了相应的伴随方程数值解法. 以下介绍二、三维基于Euler和N-S方程的外形优化设计方法研究进展.

6.1 基于 N-S 方程的跨声速翼型外形优化

在设计状态 $M_\infty=0.75$, $\alpha=2.78^\circ$, $Re=6.56 \times 10^6$ 的情况下, 减小翼型的波阻. 为了防止减阻的同时, 升力有大的损失, 我们以升阻比($K=C_L/C_D$)为目标函数, 通过数值优化使 K 最大或 $1/K$ 最小.

计算网格选用 260×40 的 C 型网格, 在物面周向上布 200 个点, 尾迹区上下各 30 个点. 计算试验表明, 上翼面的几何形状对气动系数具有重要影响, 因此设计过程只针对上翼面的 10 个设计变量进行优化. 为了防止翼型出现不合理的外形, 我们对其几何厚度 H 加以约束, $0.5H_{\max 0} < H_{\max} < 1.5H_{\max 0}$, 下标 0 表示设计前的初始值.

图 19 给出了经过四步优化循环后的设计外形, 尽管外形变化不大, 但从表 1 可以看到, 优化前后阻力系数降低 35%, 升阻比提高约 50%, 而升力损失并不明显. 设计前后的压力分布由图 20 所示, 设计外形的激波被削弱.

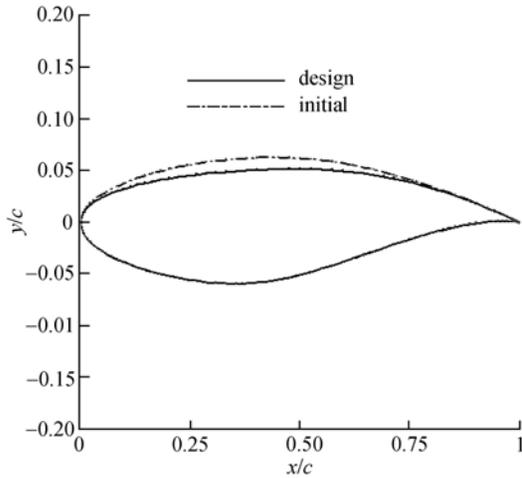


图 19 减阻设计外形比较

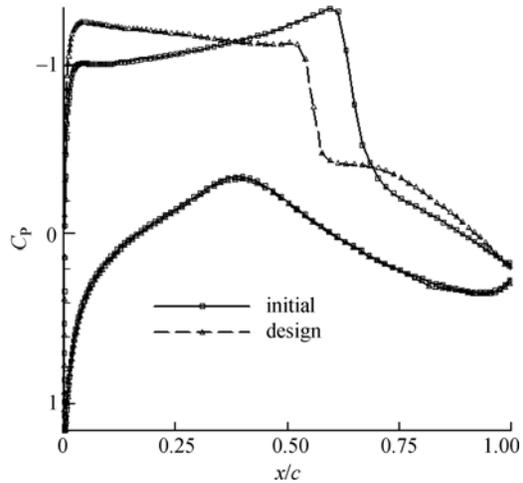


图 20 减阻设计压力分布比较

表 1 翼型优化前后气动系数比较

	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 K
初始翼型	0.8131	0.0235	34.65
优化翼型	0.8123	0.0154	52.85

6.2 基于 Euler 方程的机翼外形优化

优化所用初始机翼取自某飞翼布局. 采用 Euler 方程的有限体积法进行气动分析, 设计点为 $M_\infty=0.78$, $\alpha=0.0^\circ$. 优化目标函数为阻力系数, 即计算波阻. 展向修改的截面从机翼对称面到翼稍附近共 45 个, 采用 Hicks-Henne 形状函数参数化截面外形. 在每个截面的上下翼面各用 12 个设计变量, 在弦向均匀分布, 共有 1080 个设计变量.

灵敏度采用伴随方程法计算, 避免众多设计变量带来的计算量大的问题. 为实现固定升

力的约束, 在优化过程中通过线形插值调整计算迎角. 整个优化只做了一轮. 图 21 和 22 是初始和设计外形的压力等值线云图比较, 低压区变化非常明显. 优化结果从表 2 中可看出, 升力基本不变的情况下, 波阻下降了 41%, 同时俯仰力矩基本保持不变.

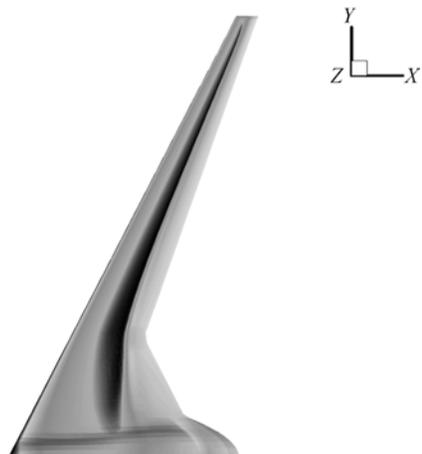


图 21 初始外形表面压力云图

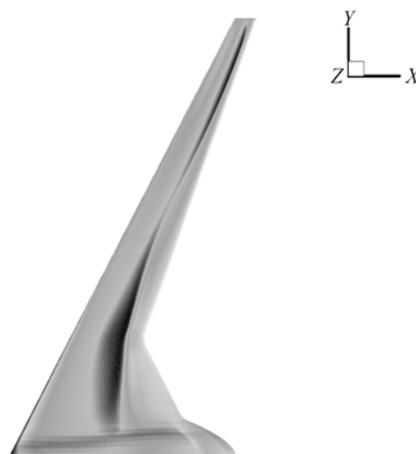


图 22 优化外形表面压力云图

表 2 机翼气动力优化结果

	迎角 α	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	俯仰力矩系数 C_M
初始外形	0.00°	0.2380	0.0130	-0.0388
优化外形	0.12°	0.2383	0.0077	-0.0375

7 工程应用

7.1 载人航天工程

在国家载人航天工程, 计算流体技术发挥了重要作用, 在返回舱、逃逸救生系统设计中, 用 CFD 手段进行全速度范围的数值计算, 提供了大量对设计有价值的气动力、气动热数据; 与风洞试验数据综合, 提高了数据的可信度; 分析、计算了气动数据的不确定度, 为控制系统的设计提供了技术支持. 图 23 给出了返回舱配平迎角 α_T 的风洞试验、计算结果和飞行试验结果的比较, 证明计算流体技术的应用是成功的.

7.2 民机

与军用飞机追求高性能、高机动性不同, 民机强调的是经济性、安全性和舒适性, CFD 数值模拟同样能够为性能计算、结构载荷计算和飞行控制设计提供重要依据, 在保证飞行速度、航程、载重量、安全与舒适性等优化设计研究方面, 也起着不可替代的作用.

应设计部门的要求, 对某民机在特殊构型、特殊状态下发动机进气流场的畸变问题、深失速问题和平尾配平能力问题进行了流场数值计算, 这对计算流体技术的应用极具挑战性. 图 24 给出了计算网格, 图 25 是某一状态 ($\alpha = 15^\circ, \beta = 15^\circ$) 的流场计算结果.

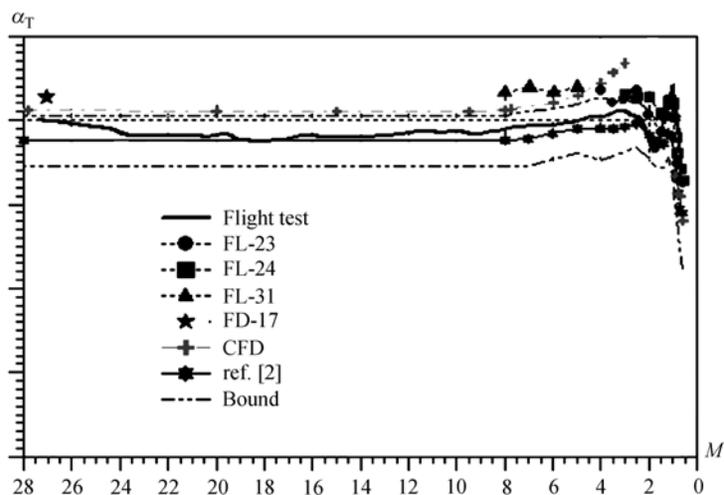


图 23 风洞试验、飞行试验和计算结果比较

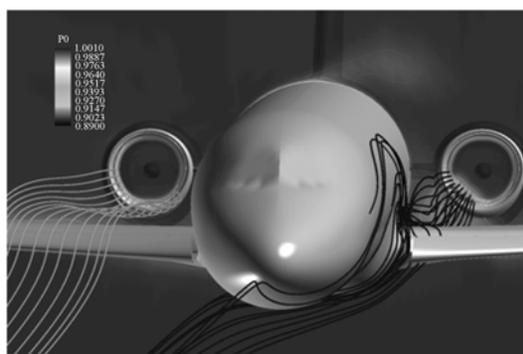
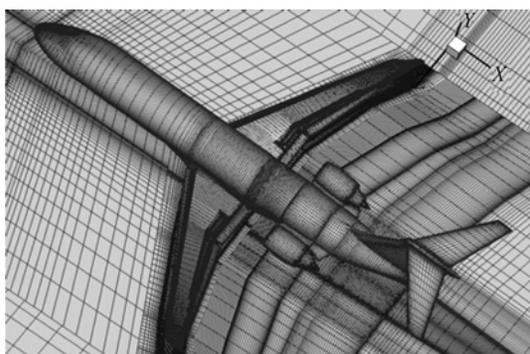


图 24 起飞空中构型表面网格(内外扰流片偏转 0°) 图 25 起飞爬升构型进气道进口截面上的总压云图

7.3 直升机、风力机

随着计算速度的不断增加,采用直接从基本流动方程出发求解直升机流场的研究得以实现,网格技术主要采用结构网格的动态重叠方法,时间上采用双时间步方法,同时结合 ADT 查找技术以及多重网格方法、低速预处理等一些加速流场收敛的方法,使数值计算具有较高的效率.图 26 给出用于模拟旋翼机身干扰的动态重叠网格,图 27 给出在旋翼干扰下机身压力的非定常变化.同时这种方法已用于对真实直升机的模拟,图 28 给出用 N-S 方程计算的前飞状态下的涡量等值面图,其中数值模拟考虑了桨叶的俯仰、挥舞运动,为研究流场的周期性变化过程奠定基础.

低速预处理技术使得在可压缩框架下建立的数值方法可以用于低速流场的计算,其中一个重要的应用就是用于对风机流场的数值模拟,图 29 给出的是风机叶片在轴向来流条件下的尾涡分布.通过详细的数值研究可以为风机叶片优化设计提供参考依据,满足风轮机组大型

化、高性能的设计要求.

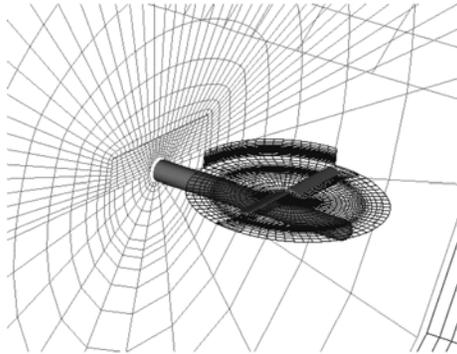


图 26 模拟旋翼机身干扰的动态重叠网格

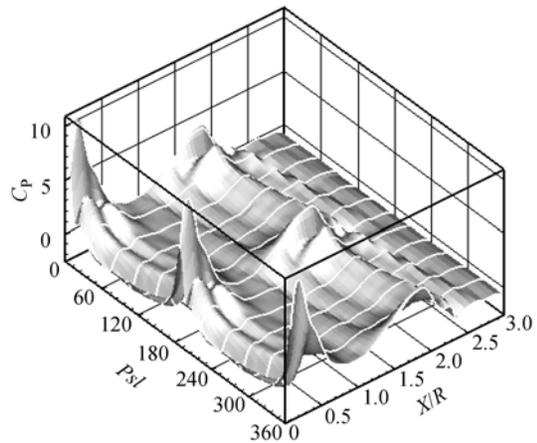


图 27 旋翼干扰引起机身压力的非线性变化

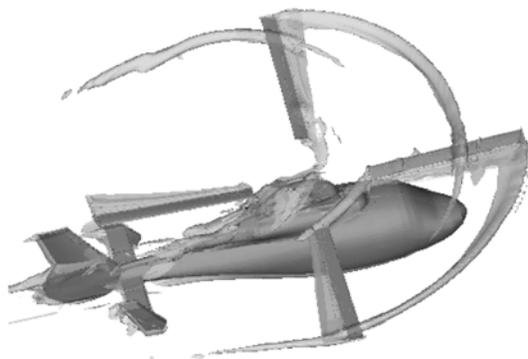


图 28 直升机前飞状态下的涡量等值面

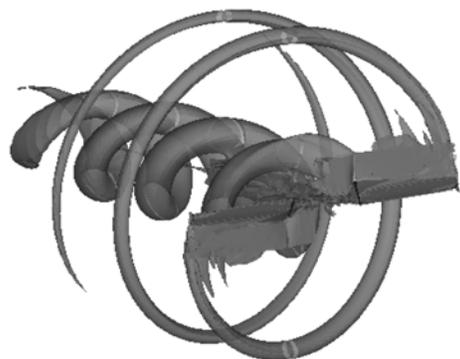


图 29 风力机叶片流场的涡量等值面

7.4 多体干扰

飞机携带的各种外挂物, 包括导弹、炸弹和副油箱等, 在作战过程中从飞机上发射或投放出去以后, 由于飞机和外挂物之间, 以及外挂物和外挂物相互之间的干扰, 会对飞机的安全飞行产生很大影响, 有时会造成外挂物发射或投放后与飞机发生碰撞, 甚至会出现飞机被自己导弹击中的事故, 这些都曾在实际飞行中出现过. 随着计算流体技术的发展, 采用耦合求解流体力学方程和外加物刚体运动方程, 进行外挂物分离安全评估在实际型号设计中越来越受到重视. 图 30 是导弹发射过程中位置随时间的变化过程, 图 31 则显示了整流罩的分离过程.

多机干扰与多体分离相似, 但是各飞行体之间的距离相对较远, 数值模拟的主要难点在于网格生成, 现在比较简单的方法就是采用自适应笛卡尔网格生成方法, 图 32 是数值模拟某空中加油机与某飞机进行空中加油时的计算网格.



图 30 导弹发射过程中位置随时间的变化过程

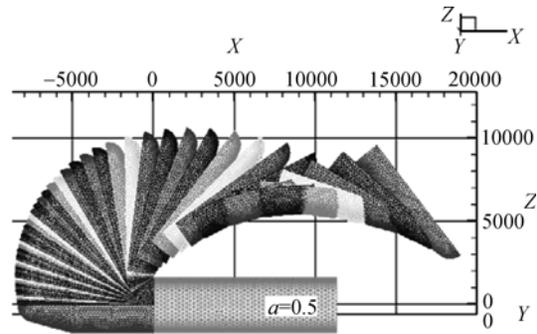


图 31 整流罩分离过程

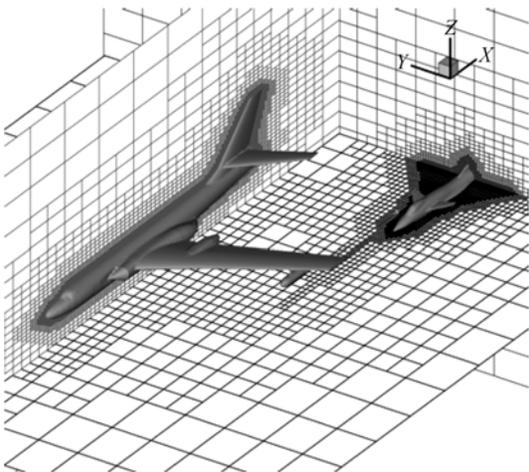


图 32 数值模拟空中加油的计算网格

7.5 基础研究上应用

1) “零质量射流”数值模拟研究

运用主动流动控制技术提高升力(控制)面的气动效率是一项有着广阔前景的技术. 其控制原理就是在发生分离的位置利用吸气或吹气改变边界层的流动, 从而减弱因分离带来的损失. 在 20 世纪 90 年代, 有人提出了“零质量射流”概念, 利用空腔内部薄膜的振动, 通过窄缝交替地向外喷出和吸入气体, 初步的研究证实零质量射流也是一种有效的控制手段, 并且它的输入仅仅是电源, 同时具有微型化和零质量流率、控制系统简单等特点. 摸清零质量射流器

件的流动机理及参数影响规律, 是利用零质量射流进行流动控制的基础. 图 33 显示了零质量射流器件的结构, 图 34 显示了零质量射流器件流动计算与试验的对比.

2) “零质量射流”大迎角侧力控制数值模拟研究

摸清大迎角分离流动机理, 实现大迎角分离流动主动控制, 是研制先进飞行器的必要技术, 其中非对称涡的控制一直是迎角分离流动研究的热点内容. 图 35 显示了在尖拱柱外形头部采用零质量射流控制时非对称侧力在不同控制条件下的收敛曲线. 图 36 和 37 显示了施加单侧控制时的总压及瞬时表面流线图.

8 结论

随着计算能力不断提高, 计算流体技术有广阔的发展空间, 计算网格规模可以越来越大, 模拟问题也越来越精细, 越来越复杂. 如何进一步提高计算精度是 CFD 面临的困难, 最主要的困难是如何改进湍流模型. 直接模拟湍流(DNS)解决工程问题在较长

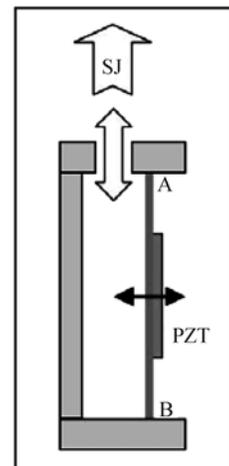


图 33 零质量射流模型示意

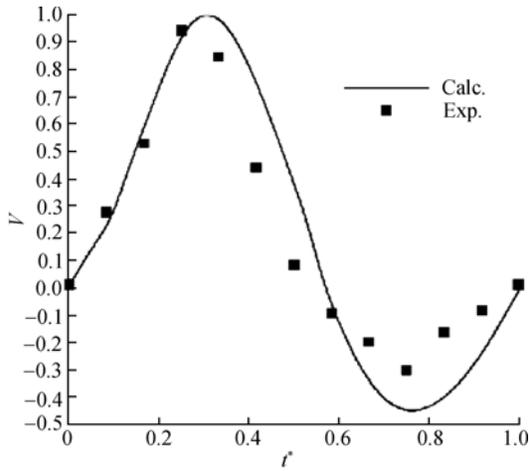


图 34 某点射流速度比较

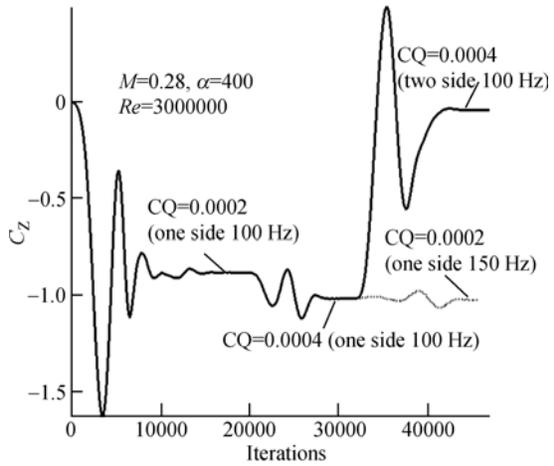


图 35 零质量射流控制时侧力收敛曲线

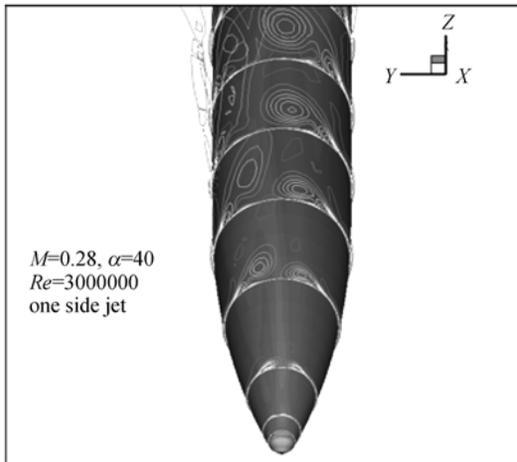


图 36 单侧控制时截面总压等值线

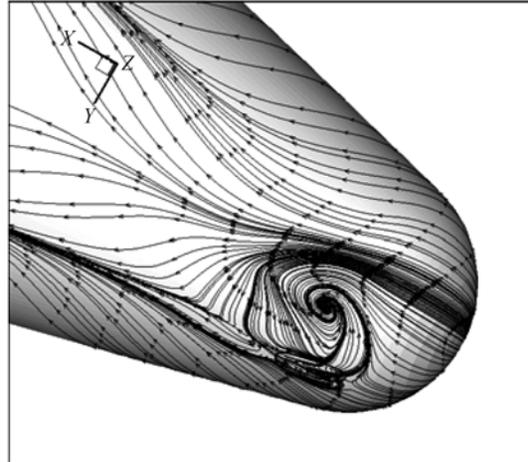


图 37 单侧控制时瞬时表面流线

时间内是难于实现的, 但采用大涡模拟(LES)这类精细的模拟方法, 在较短的时间内有可能在复杂工程的数值模拟中实现, 从而能较精细地模拟湍流影响. 另外, 如何提高计算效率, 缩短 CFD 任务周期, 增强 CFD 技术的工程实用性, 仍是今后 CFD 发展的方向之一.

参考文献

- 1 Kroo I. Innovations in Aeronautics, 2004 AIAA Dryden Lecture. USA: AIAA, 2004, 2004-0001: 1—11
- 2 Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical Simulation of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes, 1981 AIAA Dryden Lecture. USA: AIAA, 1981, 81-1259: 1—17
- 3 Roe P L. Approximate Riemann Solver, Parameter Vector and Difference Schemes. J Comput Phys, 1981, 43: 357—372 [\[DOI\]](#)
- 4 陈作斌, 张玉伦, 王运涛, 等. 亚跨超 CFD 软件平台研制. 空气动力学学报, 1998, 16(1): 36—46
- 5 Wesseling P. An Introduction to Multigrid Methods. Chichester: John Wiley & Sons, 1992
- 6 Chen Z B, Huang Y, Zhou Z, et al. Aerodynamic design with control theory based on the Euler and Navier-Stokes equations. Comput Fluid Dyn J, 2004, 13(2): 282—288