

文章编号: 1000-8055(2008)06-1008-06

航空发动机整机准三维流场仿真

于龙江, 陈美宁, 朴 英
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 分析了航空发动机各部件内部流动的 S_2 流面数学模型, 进行了整机流场仿真计算. 求解过程采用具有 TVD 性质的高阶 Godunov 格式, 具有良好的数值稳定性和激波捕获能力. 考虑了粘性效应以及二次流损失对于部件及整机性能的影响. 对于部件间及叶排间的参数传递, 采用了一种完全守恒的处理方法, 保证了数值通量的连续性. 仿真结果与试验数据的对比证明该方法具有较高的精度.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 数值仿真; S_2 流面; 流场计算

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Quasi-3D simulation of aero engine full flow field

YU Long-jiang, CHEN Mei-ning, PIAO Ying

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Mathematical models for each component of aero engine based on S_2 surface theory were analyzed. A full engine S_2 flow simulation was performed using this method. High order Godunov's scheme was used, presenting good numerical stability and shock capturing capability. Viscous effects and secondary flow losses were treated as source terms. Their influence on the components and full engine system's performance were estimated effectively. A conservative process was taken to handle the parameter transfer between neighboring domains, ensuring the consistency of flux. The method features high accuracy by comparing the simulation and experimental results.

Key words: aerospace propulsion system; aero engines; numerical simulation; S_2 surface; flow field calculation

迅速发展的 CFD 技术给航空发动机的设计过程带来了深刻的影响. 燃气涡轮发动机的进一步发展需要对流道内气动力学过程进行更精确的数值仿真, 需要高精度的数学模型(二维和三维的稳态和非稳态模型)及相应的计算程序^[1-2]. 美国通过 NPSS 计划逐步建立了多学科耦合、可变复杂度分析、分布式并行计算的发动机整机稳态和过渡态仿真平台^[3]. 国内现有的准三维和三维计算程序多用于单个部件或者几个叶排的流场仿真计算, 整机流场的仿真研究很少. 商业软件对于复杂几何结构内可压缩、非定常粘性流场的计算过

程耗用巨大, 对于发动机新布局的验证、整机性能的分析尚不能提供实用的解决方案.

50 年代初吴仲华提出了一种通过求解 S_1 和 S_2 两类流面上的二维问题, 计算涡轮机械三维无粘流动的方法^[4]. 由于其计算量比三维方法小得多, 这种方法在叶轮机设计的正反问题上都得到了广泛的应用. 本文通过对中心 S_2 流面上带有源项的非定常 Euler 方程进行求解, 对某型航空发动机全流道进行了数值模拟. 求解过程采用高阶精度 Godunov 格式计算单元格边界上的数值通量^[5], 时间推进采用显式-隐式交替算法, 稳态

收稿日期: 2007-06-13; 修订日期: 2007-09-27

作者简介: 于龙江(1982-), 男, 黑龙江七台河人, 博士生, 主要从事发动机数值仿真及流场计算的研究.

解通过非稳态流动的渐近收敛得到。在仿真程序中考虑了粘性效应、轴向/叶尖间隙以及涡轮轮盘处的泄漏、冷却空气的提取和注入等对发动机性能带来的损失。该方法对发动机各部件的工作状况有比较好的预测,对流场具有良好的激波捕获能力,曾用于小型弹用发动机的全流道仿真计算中,并取得了较好的计算结果^[6-8]。本文对某型军用涡扇发动机的计算进一步验证了该方法的优点。

本文推导出 S_2 流面上的流场控制方程,介绍源项和边界条件的处理方法、网格生成方法、求解过程数值格式的特点,各类损失系数设定的细节等等,并与发动机试验数据相比较,分析仿真结果的精度。

1 S_2 流面计算方法

1.1 两类子域内的控制方程

本文对一个广义中心 S_2 流面上^[4]带源项的非定常可压缩 Euler 方程进行求解,得到流场参数沿轴向及径向的分布,同时考虑周向叶片厚度对于流动的影响,使得该方法具有准三维的性质^[9]。

对于涡轮旋转机械,沿轴向可以将计算域分成两类子域:相邻叶栅之间(即轴向间隙)、相邻部件间或燃烧室、喷管、外涵道等无叶栅的子域,以及有叶栅的子域。 S_2 流面上的控制方程可以通过将柱坐标系下三维 Euler 方程^[1]沿周向进行平均得到,也可以通过直接考虑两个相邻流面之间的流动得到。前一类子域内的流动可以按轴对称处理,即假设

$$\zeta \equiv \varphi, \quad \xi_\varphi = \eta_\varphi = 0, \quad \frac{\partial}{\partial \zeta} \equiv 0 \quad (1)$$

其中 (ξ, η, ζ) 为 S_2 流面上贴体坐标系的三个方向。由公式(1)得到描述该子域内燃气流动的方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{r \vec{U}}{J} \right] + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} (\vec{F}_\xi + \vec{G}_\xi) \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} (\vec{F}_\eta + \vec{G}_\eta) \right] = \frac{\vec{h}}{J} \quad (2)$$

其中 $\vec{U}$ 为守恒变量, $\vec{F}, \vec{G}$ 为通量, $\vec{h}$ 为源项,上标横线代表该参数为单元格内体积平均的物理参数。 J 为坐标变换的 Jacobian 行列式。

对后一类有叶栅的子域,直接考虑叶片通道内两个相邻流面之间的流动。假定由 $\zeta = \text{const}$ 确定的空间曲面是两个相邻叶片之间的 S_2 流面,即对于该曲面有下式成立

$$u \zeta_z + v \zeta_r + w \frac{1}{r} \zeta_\varphi \equiv 0 \quad (3)$$

在周向考虑叶片厚度对于流动的影响,可以通过下面的关系定义周向阻塞系数

$$k = 1/\zeta_\varphi \quad (4)$$

注意,当流面 $\zeta = \zeta_0$ 给定时,坐标 $z(\xi, \eta, \zeta_0), r(\xi, \eta, \zeta_0)$ 和 $\varphi(\xi, \eta, \zeta_0)$ 可以由流道几何形状计算出。

对于其余两个贴体坐标的方向,为使得最终导出的控制方程具有守恒形式,解决在跨声速和超声速计算中流场存在强间断的问题,本文选择了满足以下关系的 (ξ, η)

$$\begin{cases} \xi \zeta_z + \xi \zeta_r + \frac{1}{r^2} \xi_\varphi \zeta_\varphi = 0 \\ \eta \zeta_z + \eta \zeta_r + \frac{1}{r^2} \eta_\varphi \zeta_\varphi = 0 \end{cases} \quad (5)$$

公式(5)表明,由 $\xi = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 确定的面是正交的,由 $\eta = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 确定的面同样也是正交的。

与公式(2)不同,对于有叶栅的子域,可以得到

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{r \vec{U}}{J} \right] + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} (\vec{F}_\xi + \vec{G}_\xi + \vec{H} \frac{1}{r} \xi_\varphi) \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} (\vec{F}_\eta + \vec{G}_\eta + \vec{H} \frac{1}{r} \eta_\varphi) \right] = \frac{\vec{h}}{J} + \vec{h}_1 \quad (6)$$

其中

$$\vec{h}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{r \zeta_z}{J} \left\{ \frac{\partial p}{\partial \xi} \right\} - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r}{J} \zeta_z \right\} \\ -\frac{r \zeta_r}{J} \left\{ \frac{\partial p}{\partial \xi} \right\} - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r}{J} \zeta_r \right\} \\ -\frac{\zeta_\varphi}{J} \left\{ \frac{\partial p}{\partial \xi} \right\} - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{\zeta_\varphi}{J} \right\} \\ 0 \end{pmatrix}$$

其中 $\frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r}{J} \zeta_z \right\}, \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r}{J} \zeta_r \right\}, \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{1}{J} \zeta_\varphi \right\}$ 可以通过下面的恒等式计算

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r \xi}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \eta} \left\{ \frac{r \eta}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left\{ \frac{r \zeta}{J} \right\} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{r \xi}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \eta} \left\{ \frac{r \eta}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left\{ \frac{r \zeta_r}{J} \right\} = \frac{1}{J} \\ \frac{\partial}{\partial \xi} \left\{ \frac{\xi_\varphi}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \eta} \left\{ \frac{\eta_\varphi}{J} \right\} + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left\{ \frac{\zeta_\varphi}{J} \right\} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

方程(2)和(6)中的各个度量系数可以通过它们与逆变度量系数的互逆关系,以及假设方程(1)和(5)进行简单推导,最后通过中心差分或迎风差分计算得到^[11]。联立方程组(2),(3)和(6),可以求解出全场的未知量 $\vec{U}$ 和 $\left[\frac{\partial p}{\partial \xi} \right]$ 。

1.2 考虑粘性的控制方程

前面得到的 S_2 流面方法可以进一步加入粘

性项. 以有叶栅的子域为例(对轴对称子域的处理与此类似), 代替控制方程(6), 考虑方程组

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{r \bar{U}}{J} \right] + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}_{\xi} + \bar{G}_{\xi} + \bar{H} \frac{1}{r} \xi_{\varphi} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} \left(\bar{F}_{\eta} + \bar{G}_{\eta} + \bar{H} \frac{1}{r} \eta_{\varphi} \right) \right] = \frac{\bar{h}}{J} + \bar{h}_1 + \frac{\bar{b}}{J} \quad (8)$$

其中 $\bar{b} = (0, b_2, b_3, b_4, b_5)^T$ 为粘性项, 即将粘性效应引入控制方程的源项中, 其具体计算方法参见文献[1]. 对粘性系数采用 Stokes 假设, 粘性系数和热传导系数的计算均用层流值加上湍流值. 计算湍流粘性系数时采用 Baldwin Lomax 模式.

1.3 燃烧室的计算方法

对于燃烧室内部的流场, 不直接对燃烧过程中的化学反应进行模拟, 而是通过改变方程(2)的源项, 即将燃烧放热模拟为空间分布的点热源的形式, 实现对燃烧放热的模拟. 计算时需要详细指定燃油的空间分布. 燃烧效率通过下面的经验公式进行估计

$$\eta = (1 - e^{\alpha})(1 - e^{-p/p_0}) \quad (9)$$

其中 α 为余气系数, 是燃油质量分数(空间函数)的函数. p_0 为参考压力. 燃油放热量可以容易地计算出来.

对于燃烧室火焰筒内的复杂流动, 首先假设火焰筒表面包含无穷多个无限小的孔, 需要指定掺混孔及斜槽的位置信息及相对面积. 对于火焰筒区域网格边界, 采用一种特殊形式的 Riemann 问题处理方法^[2]. 采用这种方法可以简单模拟燃油的喷入及雾化、空气掺混、燃烧放热、燃气流动等现象. 目前对于燃烧室内燃烧过程的计算尚需改进.

1.4 区域间数据的传递

对叶栅区域的流动和轴对称区域的流动, 计算中所采用的方程是不同的, 需要在两个区域的交界面上对流场参数进行适当的处理. 本文根据 Euler 方程特征关系推导出的 Riemann 不变量对于交界面两侧守恒的性质, 并考虑到流场信息传递的方向和速度(即当地特征值), 在界面处构造一组与界面两侧单元格内参数值分布有关的守恒方程^[1], 可以求解出作为 Riemann 问题左右状态的原始变量值, 进而求出交界面上的数值通量.

对于部件间(相邻网格块之间)的参数传递, 为提高精度, 需要保证人工边界的处理方法尽量与内点差分格式相容^[9], 并保证格式的守恒性. 为

此, 本文对相邻区域的共同边界, 构造一个组合的节点分布, 将边界两侧的物理参数插值到各个小段的中心, 并在小段上求出数值通量, 再将数值通量组合换算到边界两侧的网格上^[1,9]. 这种方法可以处理有激波、漩涡通过交界面的情况, 并使得格式收敛性较好.

1.5 数值方法

对单元格内的控制方程进行区域积分后, 得到半离散形式的有限体积格式. 在空间方向, 采用具有 TVD 性质的高阶精度 Godunov 方法计算数值通量^[2,4]. 对控制体内守恒变量进行重构时, 采用具有二阶精度的抛物型重构. 以一维问题为例, 重构方法为

$$u(x, t) = u_j + (x - x_j) \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_j + \phi(x - x_j)^2 \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \right)_j \quad (10)$$

将(10)式中的导数项用差分代替, 可得

$$\begin{cases} \bar{u}_{j+1/2} = u_j + \frac{1+\phi}{4} \Delta u_j + \frac{1-\phi}{4} \Delta u_j \\ \bar{u}_{j-1/2}^+ = u_j - \frac{1-\phi}{4} \Delta u_j - \frac{1+\phi}{4} \Delta u_j \end{cases} \quad (11)$$

其中 Δ , Δ 分别为前差和后差算子. 与选取的空间差分方法有关, 本文中 $\phi = 1/3$ 可以使格式在空间具有三阶精度. 为使格式具有 TVD 性质, 保证计算的稳定性, 在计算数值通量时采用限制器对边界上的守恒型变量加以限制, 具体做法是对拟线性方程的变量差分做以下修正

$$\begin{cases} \Delta w_j = \min \text{mod}(\Delta w_j, b \Delta w_j) \\ \Delta w_j = \min \text{mod}(\Delta w_j, b \Delta w_j) \end{cases} \quad (12)$$

再经过特征变换, 将限制作用到守恒变量的差分 Δu_j 和 Δu_j 上. 该限制器在参数 b 的取值范围为 $1 \leq b \leq (3-\phi)/(1-\phi)$ 时能保证格式的 TVD 性质.

在控制体边界上使用 Riemann 问题的精确求解器. 所采用的高阶精度格式可以在保证足够计算精度的前提下, 采用比较粗糙的网格.

为加快收敛速度, 在一个时间步内, 采用显式-隐式交替解法, 即将一个时间步内的求解过程分为预测-校正两步. 预测步采用显式方法, 差分格式为

$$\Delta U^{n+1/2} = \frac{J}{r} (1-s) \tau \cdot \left[-\frac{\partial F}{\partial \xi} - \frac{\partial G}{\partial \eta} + Q \right] + s \Delta U^n \quad (13)$$

校正步采用隐式方法, 差分格式为

$$\left(I + \theta \tau \frac{\partial A}{\partial \xi} \right) \left(I + \theta \tau \frac{\partial B}{\partial \eta} \right) \Delta U^{n+1} = \Delta U^{n+1/2} \tag{14}$$

其中 $U = \frac{r}{J} \bar{U}$, $F = \frac{r}{J} \left(\bar{F}_\xi + \bar{G}_\xi + \bar{H} \frac{\xi_\varphi}{r} \right)$, $G = \frac{r}{J} \left(\bar{F}_\eta + \bar{G}_\eta + \bar{H} \frac{\eta_\varphi}{r} \right)$, $A = \frac{\partial F}{\partial U}$, $B = \frac{\partial G}{\partial U}$, $Q = \frac{\bar{h}}{J} + \bar{h}_1$. 格式中取 $s = 0.54$, $\theta = 0.7682$.

在隐式步求解中, 对系数矩阵进行近似因式分解, 相当于在空间方向进行算子分裂, 对各个方向的标量三对角线性方程组采用追赶法进行求解. 该方法使得计算中可以采用较大的 CFL 数 (Courant-friedrich-lew is 数), 以加快收敛速度.

1.6 边界条件

按照特征分析, 对入口气流速度为亚声速的发动机, 在进口处给定入口空气总温、总压以及沿径向分布的气流角度, 在喷管出口给定出口静压. 出口静压在径向的分布由简单径向压力平衡方程求出. 对非透气固体壁面处采用无滑移、绝热和法线方向压力梯度为 0 的边界条件. 对透气固体壁面的处理方法见 1.3 中燃烧室火焰筒壁面的处理.

1.7 损失模型

众所周知, 合理而准确地预测发动机内部不同位置, 尤其是压气机和涡轮叶栅内的流动损失是非常困难的. 为提高对粘性效应带来的损失的计算速度, 本文将损失分为八类, 分别是摩擦损失 (包括喉道激波损失)、尾迹损失、二次流损失、3D 效应损失、轴向间隙漏气损失、不带叶冠的径向间隙损失、带叶冠的径向间隙损失和攻角损失. 并采用从风洞试验数据中归纳提出的损失模型来估计这些损失, 其中主要包括用于压气机的 NASA 损失模型、Koch 二元叶型损失模型和激波损失模型, 用于涡轮的 Ainley 损失模型、原苏联热工研究所建立的损失模型以及 CIAM 科研报告 PT M161479 中提出的损失模型.

2 整机计算结果及分析

对某型双转子涡扇发动机内流场进行了 S_2 流面整机仿真计算. 首先将计算域划分为 7 个子域, 分别是风扇、高压压气机、燃烧室、涡轮、外涵道、加力燃烧室和尾喷管. 计算采用 H 型网格, 叶片区域的网格由代数方法生成, 轴对称区域的网格由椭圆网格生成器来生成, 以保证网格的正交性和光滑性. 对近壁区域进行了局部网格加密. 整

机计算流道区域划分如图 1 所示, 与美国 NPSS 中采用的方式类似^[10-11]. 风扇的网格空间形状如图 2 所示 (略去进口导叶, 未显示叶排间轴对称区域的网格).



图 1 整机子午面流道形状

Fig. 1 Meridian configuration of full flow passage

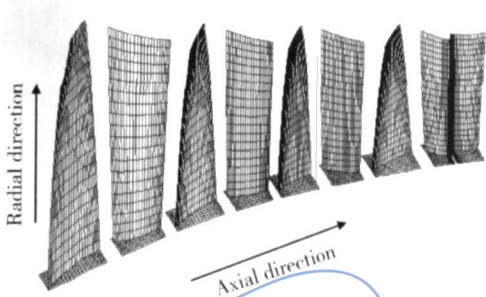


图 2 风扇各级叶片区域 S_2 流面网格

Fig. 2 Grid for 4 stage fan on S_2 surface

在仿真中详细设定输入参数, 包括子午面流道形状、叶片造型、冷却布局 (冷却气流提取方式包括叶片表面前缘和尾缘处、轮毂和机匣处的引气, 以及相邻叶片榫头相接处燃气的泄漏等; 主要从高压压气机第 7 级静叶后提取, 注入到高压涡轮导叶、低压涡轮导叶处)、进出口条件等. 对燃烧室的计算, 需要给定燃烧室燃油流量、燃油热值以及火焰筒表面孔和槽的位置和面积等参数, 使得仿真试验充分模拟了燃烧室内二次空气的掺混效应、冷却空气的提取和注入、叶尖间隙及密封齿对于流场的实际影响^[2, 6-8].

对于风扇/压气机的静叶和动叶区域, 通过选择损失模型, 以及调整各个叶排的总压损失系数来改善计算精度; 对于涡轮, 除选择恰当的损失模型外, 还需要调整动能损失系数. 具体来说, 首先, 在不加入损失模型的情况下, 当整机计算取得一个稳定的解之后, 根据计算结果对损失模型进行选择, 并对每个叶排沿叶高方向详细设定损失系数, 以试出与该发动机实际工况匹配较好的损失参数设定方案^[8]. 可见, 该过程受人为影响的因素较大, 计算精度依赖于分析人员对于发动机内部流动的了解情况及流场计算经验. 这一过程也是目前大多数 CFD 软件要准确模拟发动机内部流动所必需的环节, 目前尚没有一种较好的、完全流程化的损失参数设定方法. 当模型调整到与实际发动机吻合得较好时, 该模型可以进一步用作对新部件、新布局以及高度-速度特性、节流特性等

的研究. 由于试验数据所限, 本文只给出整机地面台架点的性能和单个部件计算得到的部件特性.

由于采用的网格数比较粗糙, 计算程序对于内存的要求不高. 仿真计算表明, 对单个部件计算而言, 即使是有 20 个叶排的高压压气机, 收敛速度也很快. 整机计算在 Pentium 2. 80 GHz 的个人电脑上进行, 完成收敛(即全流场参数残差降低到 10^{-3} 量级, 且压气机与涡轮达到功率平衡, 流道内流量达到平衡)的平均时间(多次重复该试验的平均值)为 4.5 小时. 对有详细试验数据(试验数据取自该涡扇发动机使用手册)的地面台架状态($Ma=0, H=0$), 计算得到的各主要部件性能参数与试验数据对比符合较好(见表 1), 整体性能的最大误差在 5% 之内. 图 3 显示了风扇内子午面上的绝对总压等值线图, 图 4 显示了风扇内子午面上的静压等值线图, 图 5 显示了高低压涡轮内子午面上的绝对总压等值线图. 从图中可以看到, 计算方法正确显示出绝对总压经过静叶和动叶叶排时的变化, 并清晰捕捉到了流道中的激

表 1 整机计算结果

Table 1 Calculation results of full engine			
参 数	试 验	计 算	误差 / %
低压轴转速	1.000	1.002	0.2
高压轴转速	1.000	0.997	-0.3
风扇滞止压比	1.000	1.034	3.4
HPC 滞止压比	1.000	1.012	1.2
HPT 滞止压比	1.000	1.044	4.4
LPT 滞止压比	1.000	0.972	-2.8
风扇流量	1.000	1.015	1.5
高压压气机流量	1.000	0.963	-3.7
高压涡轮流量	1.000	0.952	-4.8
低压涡轮流量	1.000	0.963	-3.7
推力	1.000	0.962	-3.8
耗油率	1.000	1.001	1.0

表 2 压气机各级压比和效率

Table 2 Pressure ratio and efficiency of compressor stages				
级	压 比		效 率	
	试 验	计 算	试 验	计 算
1	0.974 0	0.980 4	0.993 3	1.019 4
2	1.000 0	0.996 2	1.000 0	1.006 4
3	0.992 4	0.965 4	1.000 0	0.984 6
4	0.977 1	0.979 4	0.996 6	0.992 4
5	0.961 8	0.963 1	0.994 4	0.969 6
6	0.946 6	0.936 3	0.994 4	0.965 3
7	0.923 7	0.929 9	0.992 2	0.956 1
8	0.900 8	0.901 6	0.981 0	0.945 9
9	0.877 9	0.902 9	0.930 7	0.944 9

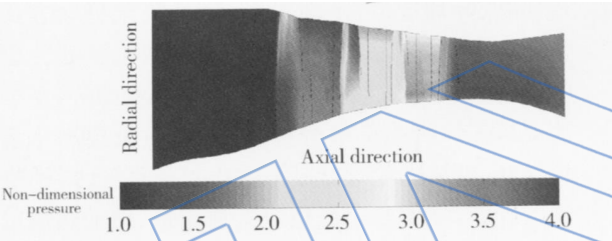


图 3 风扇内绝对总压分布
Fig. 3 Absolute total pressure contour in fan

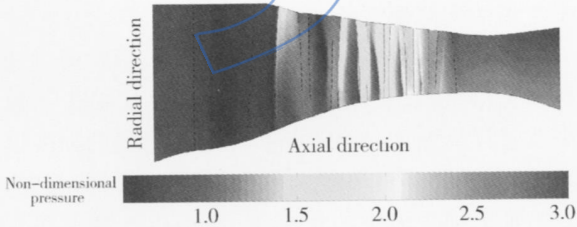


图 4 风扇内静压分布
Fig. 4 Static pressure contour in fan

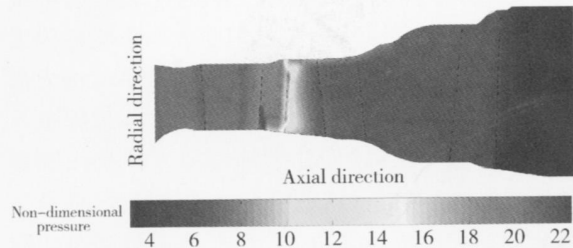


图 5 涡轮内绝对总压分布
Fig. 5 Absolute total pressure contour in turbine

波. 表 2 给出了高压压气机各级的压比与试验值的对比(均为相对值). 由于在计算中参考了施发树^[7], 黄家骅^[8]等方法, 对压气机损失系数进行了大量的数值试验和对比调整, 得到了比较好的计算结果.

更详细的分析表明, 各部件进出口处气流偏转角与试验值相差较大, 一般认为该现象是由于 S_2 流面模型不能准确描述流动在周向的特征所致. 黄家骅^[8]等同时认为该现象是由于模型缺少合适的叶栅落后角模型所致.

对其它工况下发动机工作状态的仿真计算表明, 该方法对包线内各个工作点都能够稳定计算. 为进一步验证计算方法的精度, 我们通过改变出口背压, 计算了 1.0 转速线上的低压涡轮特性, 其与试验值的对比如图 6 所示. 可见, 低压涡轮流量计算值与试验值符合较好, 而效率的计算值低

于试验值,这可能与冷却空气的布局与试验条件有差别造成的。随着压比增大,在堵塞点附近涡轮流量逐渐到达临界值,而效率的计算值经过最大值后开始下降。符合一般的涡轮设计计算经验。

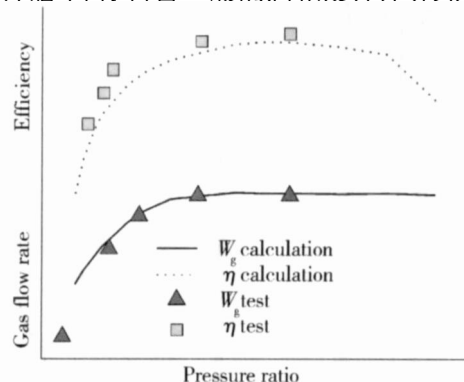


图6 低压涡轮特性

Fig. 6 Characteristic of low pressure turbine

3 结 论

采用一个带源项的 S_2 流面上的 Euler 方程的求解程序,对某型航空发动机进行了整机流场仿真计算及部件特性计算,得到了发动机整机及各部件的性能参数,以及全流道内沿轴向和径向的流场参数分布。

仿真中模拟了发动机进口流场气流径向分布不均、冷却空气提取和注入、叶顶间隙、叶栅内的粘性损失、燃烧室内燃油燃烧放热等实际物理过程。通过调整损失模型系数,使得计算具有比较高的精度。与试验结果的对比分析表明,整机计算时各主要部件的性能参数误差在 5% 之内,单个部件计算可以达到更高的精度。

本文中所用的方法表明,将气动数值计算与工程应用经验、实验数据相结合,可以有效节约计算量,是将流场计算应用于工程开发,解决实际设计问题的有效途径。

参考文献:

[1] Nigmatullin R Z, Ivanov M J. The mathematical models of flow passage for gas turbine engines and their components[J]. AGARD Lecture Series LS198, 1994, (4): 40 67.

[2] Ivanov M J, Krupa V G, Nigmatullin R Z. On the CFD monotone high accuracy methods[J]. AGARD Lecture

Series LS198, 1994, (2): 84 100.

[3] Adamczyk J J. Aerodynamic analysis of multistage turbo machinery flows in support of aerodynamic design [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 189 217.

[4] 汪庆桓, 吴文权, 朱根兴, 等. 轴流式压气机两类流面迭代三元完全解[J]. 工程热物理学报, 1983, 4(4): 336 346.

WANG Qinghuan, WU Wenquan, ZHU Genxing, et al. Solution of three dimensional compressible flow in an axial flow compressor stator by the use of S_1 and S_2 relative surfaces[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1983, 4(4): 336 346.

[5] 王松涛, 袁宁, 王仲奇, 等. 具有 TVD 性质的三阶精度 Godunov 格式在粘性流场计算中的应用[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(3): 299 303.

WANG Songtao, YUAN Ning, WANG Zhongqi, et al. Application of third order Godunov scheme with TVD property to viscous flow field[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(3): 299 303.

[6] 施发树, 刘兴洲. 多部件模型在全尺寸小型双涵道涡扇发动机气流数值模拟中的应用[J]. 推进技术, 1998, 19(4): 22 26.

SHI Fashu, LIU Xingzhou. Multicomponent models in application to numerical simulation of a small full sized bypass turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(4): 22 26.

[7] 施发树, 刘兴洲. 一体化小涵道发动机系统的气动热力数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 8 11.

SHI Fashu, LIU Xingzhou. Aerothermodynamic numerical simulation of integrated small turbofan engine system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 8 11.

[8] 黄家骅, 于廷臣, 冯国泰. 某小型涡扇发动机全流道准三维数值解法[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 42 45.

HUANG Jiahua, YU Tingchen, FENG Guotai. Quasi 3D numerical method for a small turbofan engine flow passage [J]. Aero Engines, 2005, 31(2): 42 45.

[9] 任玉新, 沈孟玉, 刘秋生. 跨音速压气机在非设计工况下动静叶相互作用的数值模拟[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 265 269.

REN Yuxin, SHEN Mengyu, LIU Qiusheng. Numerical simulation of rotor stator interaction in a transonic compressor stage at off design conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 265 269.

[10] Reed J A, Turner M G, Norris A, et al. Towards an automated full turbofan engine numerical simulation [R]. ISOABE Paper No. 2003-1235.

[11] Turner M G, Reed J A, Ryder R, et al. Multifidelity simulation of a turbofan engine with results zoomed into mini maps for a zero-D cycle simulation[R]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53956.