

文章编号: 1000-8055(2009)02-0439-06

某小型涡喷发动机二维数值仿真

曹志鹏, 刘大响, 桂幸民, 邹正平, 岳 明

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 整机二维仿真模型由带有粘性项的二维欧拉方程、燃烧模型和损失模型构成。利用任意曲线坐标系来适应复杂几何边界计算, 采用隐式高阶精度 Godunov 格式求解非定常欧拉方程, 能够自动捕捉激波, 数值稳定性高。计算的总性能参数与设计值对比显示: 单部件的仿真精度高于整机, 涡轮仿真精度高于压气机。子午平面上的计算结果分析表明: 离心压气机出口处的分离流动、燃烧室掺混孔的简化对总性能参数计算结果影响较大。

关 键 词: 整机二维仿真; 欧拉方程; 损失模型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Two dimensional numerical simulation of small turbojet engine

CAO Zhi-peng, LIU Da-xiang, GUI Xing-min,
ZOU Zheng-ping, YUE Ming

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: two-dimensional Euler equation, combustion model and loss calculation methods were used to establish the numerical simulation model of engine. A body fitted coordinate system is used to adapt the complex geometry boundary. Unsteady Euler equation was solved by implicit high order Godunov scheme, which had the characteristic of shock capturing and good numerical stability. The data comparisons of calculation and design showed: the components simulation precision was higher than that of whole engine, the turbine simulation precision was higher than that of compressor; the analysis of meridional plane calculation results showed: Flow separation at the exit of centrifugal compressors and simplifications of combustion chamber holes had big influence on total performance parameter calculation results.

Key words: two-dimensional numerical simulation of whole engine; Euler equation; loss model

航空发动机传统设计需要制造物理样机, 通过试验来暴露设计问题, 周期长, 研制费用高。而发动机数值仿真则是通过较精确的数学模型、优化计算以及虚拟现实技术构建虚拟样机, 在计算机上进行大量的数值模拟和仿真, 代替物理样机对发动机结构和性能进行全面的评估、验证, 可以

减少试验费用, 降低研制成本, 实现“传统设计”到“预测设计”的转变^[1-2]。数值仿真技术在发动机研制中的重要作用已经引起了世界各国高度重视, 如美国已经开展了推进系统数值仿真(Numerical propulsion simulation system, NPSS)研究计划; 俄罗斯中央航空发动机研究院(Center of Institut-

收稿日期: 2008-01-16; 修订日期: 2008-07-13

作者简介: 曹志鹏(1977 -), 男, 四川江油人, 博士后, 主要从事叶轮机内流场数值模拟研究。

te Aeroengine Motor, CIAM) 制定了 CT3 计划等. 迅速开展仿真技术研究, 对于解决我国发动机研制经费投入不足, 整机试验台少的问题, 以及缩小与世界先进国家发动机研制水平的差距, 实现跨越式发展都具有十分重要的意义. 国内已经在仿真技术方面开展了研究工作^[3-4], 如利用仿真软件对小型弹用发动机进行数值模拟^[5-6]等.

北航航空发动机数值仿真研究中心正在进行“中国航空发动机数值仿真系统”(China aero-engine numerical simulation system, CANSS) 的研制. 通过与俄罗斯 CIAM 合作, 现已完成 CANSS 中整机二维气动仿真模块开发. 在发动机稳态计算的基础上, 加入了过渡态计算功能; 完善了加力燃烧室的计算模块; 整机仿真精度进一步提高, 典型发动机部件仿真相对误差小于 2%, 整机仿真相对误差小于 3%. 本文介绍了该仿真模块中欧拉方程从三维到二维所使用的简化方法, 分析了整机二维仿真气动热力学数学模型, 利用整机二维仿真程序结合损失修正方法计算了某小型涡喷发动机在地面设计状态下的性能, 与设计值进行了对比, 并详细分析了误差产生的原因.

1 整机二维仿真数学模型

二维流场数值模拟源于全三维方法, 从三维到二维的变换采用了空间坐标平均的方式^[7], 在叶片排的轴向间隙和无叶片的区域采用轴对称假设, 则有

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{rU}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} \left(\overline{F\xi_z} + \overline{G\xi_r} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} \left(\overline{F\eta_z} + \overline{G\eta_r} \right) \right] = \frac{\bar{h}}{J} \quad (1)$$

在叶片区域内部, 通过方程 $\zeta = \text{const}$ 来确定在两个相邻叶片之间的流面, 假设流动方向和流面法线方向垂直, 则有方程

$$u\zeta_z + v\zeta_r + w\frac{1}{r}\zeta_\phi \equiv 0 \quad (2)$$

函数 $z(\xi, \eta, \zeta)$, $r(\xi, \eta, \zeta)$, $\phi(\xi, \eta, \zeta)$ 值由流面 $\zeta = \zeta_0$ 给出. 假设表面 $\xi = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 是正交的, 并且表面 $\eta = \text{const}$ 和 $\zeta = \text{const}$ 也是正交的, 可以获得下面的方程系统:

$$\begin{cases} \xi\zeta_z + \xi\zeta_r + \frac{1}{r^2}\xi\zeta_\phi = 0, \\ \eta\zeta_z + \eta\zeta_r + \frac{1}{r^2}\eta\zeta_\phi = 0 \end{cases} \quad (3)$$

叶片区域的二维方程可以写成下列形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{rU}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{r}{J} \left(\overline{F\xi_z} + \overline{G\xi_r} + \widetilde{H} \frac{1}{r} \xi_\phi \right) \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{r}{J} \left(\overline{F\eta_z} + \overline{G\eta_r} + \widetilde{H} \frac{1}{r} \eta_\phi \right) \right] = \frac{\bar{h}}{J} + \bar{h}_1 \quad (4)$$

其中

$$h_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{r\zeta_z}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r}{J} \zeta_z \right) \\ -\frac{r\zeta_r}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r}{J} \zeta_r \right) \\ -\frac{r\zeta_\phi}{J} \left(\frac{\partial p}{\partial \xi} \right) - p \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r}{J} \zeta_\phi \right) \\ 0 \end{bmatrix}$$

方程(1)和(4)就是整机二维仿真计算的控制方程. 其中 $J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta)}{\partial(z, r, \phi)}$ 为雅可比行列式, 且 ξ , ξ_r , ... 表示空间离散的值 $\frac{\partial \xi}{\partial z}, \frac{\partial \xi}{\partial r}, \dots$.

燃烧室模型考虑了工质改变(即火焰筒内燃油雾化后与主流形成的两项流)以及化学反应对流动的影响. 燃烧室中冷却缝和孔位置对于准确模拟主燃烧室中真实流动十分重要. 根据工程经验关系式和假设, 在燃烧室出口给定燃油浓度沿径向分布, 计算得到的出口流场参数基本符合精度要求.

2 数值方法

采用单调的, 具有 TVD (Total variation diminishing) 性质高阶 Godunov 隐式格式求解右端源项带有“质量源”的二维欧拉方程, 可以自动捕捉激波, 计算稳定, 收敛速度快. 使用非定常方法求解主方程, 最终得到定常问题的解.

3 损失模型分析

二维整机仿真程序求解的是二维欧拉方程, 因此损失模型是决定计算精度的关键因素. 仿真计算模块中含有落后角模型, 用于计算设计工况下的落后角, 当偏离设计工况较大时, 需要给定系数对落后角计算进行修正. 本文采用了由大量经验公式组成, 与实验数据密切相关的设计损失模型. 根据部件结构不同, 设计损失模型可以分为轴流涡轮、向心涡轮损失模型和轴流压气机、离心压气机损失模型. 除冷气损失外, 部件总损失计算分成了三大部分: 叶片型面损失和激波损失, 这部分损失被认为是可以准确计算的, 因此不需要加入经验修正系数; 设计损失模型计算除型面和激波

损失外的其余各种损失分量;在非设计点,攻角损失、端壁损失和尾缘损失的变化情况已经超出了设计损失模型的经验范围,因此作为一种附加损失系数,由输入参数的形式给出. 根据上面的分析,二维整机仿真程序损失修正方法就可以分为两种,设计点损失修正,非设计点损失修正. 在设计点,总损失由叶型损失、激波损失以及设计点损失组成,设计点损失通常由设计损失模型计算,当损失模型计算结果仍然不能满足精度要求时,就需要根据经验,调整附加损失系数来修正. 非设计点,除了设计总损失之外,还要根据实验数据或三维计算结果确定攻角、端壁、尾缘附加损失修正系数,与设计损失一起构成非设计损失. 涡轮冷气喷射与主流产生的掺混损失作为一种特殊的附加损失给与专门考虑,这里给出了 14 种不同的冷气喷射类型,分别考虑不同引气、喷射位置产生的损失.

4 计算结果及分析

发动机部件结构各不相同,为能够进行网格

划分,需要将发动机计算域分成不同子区域,本文计算的涡喷发动机整机划分为 9 个区域. 组合压气机和折流燃烧室由于结构较为复杂,各分 4 个区域,涡轮和喷管整体作为一个区域. 在进行整机仿真计算前,首先进行发动机单部件计算,在得到合理的结果之后再整机联算. 采用这种方式不但可以方便的进行几何输入数据以及计算控制参数的检查,提高整机仿真速度,而且可以把握单部件计算时的流动特性,与整机计算结果进行对比,研究分析部件之间的匹配问题.

4.1 单部件仿真

组合压气机二维仿真计算得到的总参数与设计总参数对比表明:轴流级流量和压比的相对误差在 1 % 以下,离心级比轴流级偏大,相对误差在 5 % 左右.

二维仿真程序计算结果如图 1 和图 2 所示. 相对马赫数图显示:在轴流转子和离心叶轮中都有激波生成,第一道激波位于轴流转子尖部靠尾

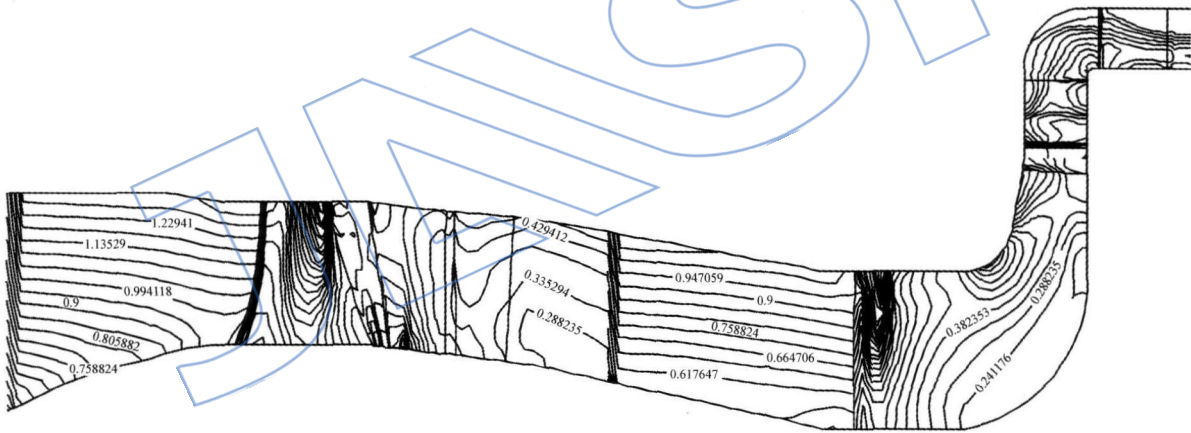


图 1 设计点,组合压气机子午面相对马赫数等值线图

Fig. 1 At design point , relative Mach number contour of axial-centrifugal compressor

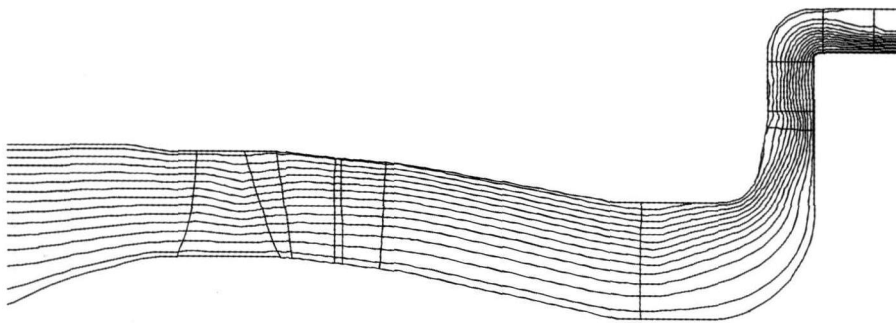


图 2 设计点,某组合压气机子午面流线图

Fig. 2 At design point , mass flow contour of axial-centrifugal compressor

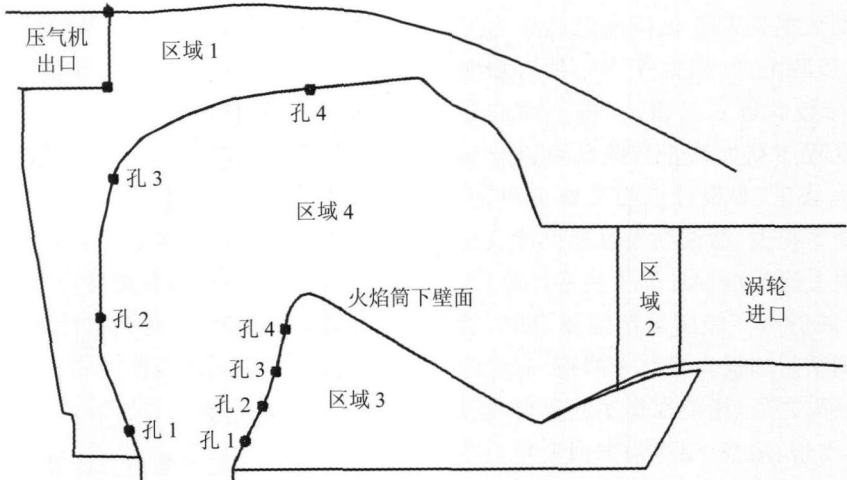


图 3 燃烧室子午面分块结构图

Fig.3 Rough sketch of combustion chamber structure

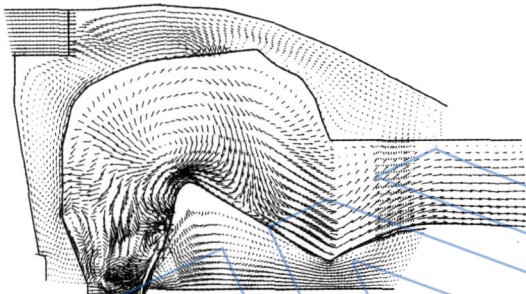


图 4 设计点,燃烧室子午面速度矢量图

Fig.4 At design point , velocity vector of combustion chamber in the meridional plane

缘的部分. 叶轮进口尖部的区域, 形成了第二道激波, 径向扩压器的进口小范围内马赫数变化剧烈. 流线图显示: 计算的组合压气机子午面上流动合理, 仅在叶轮根部大弯度的地方和轴向扩压器尖部区域有一定的分离.

燃烧室的结构如图 3, 生成子午平面网格需要给定上下表面以及进出口处的网格点数, 并确定加密系数, 同时确定连通区域的标志点.

燃烧室计算时 CFL 数不能取的过大, 否则容易发散. 流场多次迭代稳定状态下的速度矢量图(图 4)显示: 在火焰筒头部, 由于气流的掺混, 流动比较复杂, 有多个回流区域. 从火焰筒上表面第 4 个孔进入的气流在其左侧形成了一个很大的回流区域. 燃烧室进出口与压气机、涡轮相连接的部分速度较为均匀.

在设计点处, 单独涡轮二维仿真计算选定合

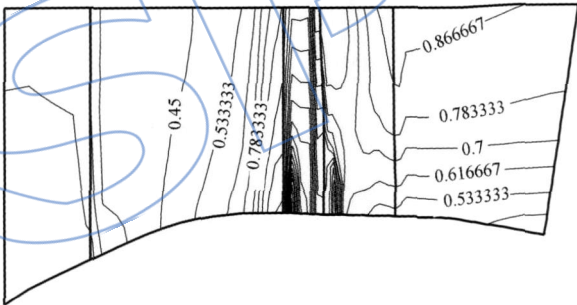


图 5 设计点, 某单级涡轮子午面相对马赫数等值线图

Fig.5 At design point , relative Mach number contour of one stage turbine

适的损失模型, 收敛速度快, 得到的总参数与设计总参数对比: 落压比和效率的误差小于 1 %, 流量误差偏大, 在 4 % 左右.

计算得到的相对马赫数分布如图 5 所示: 在涡轮导叶出口、转子进口之间有一个超声速区域, 导叶出口根部和转子进口根部有激波生成. 在转子出口尖部也有超声速区域出现.

4.2 整机仿真

将单部件计算网格连接起来, 形成了子午平面上整机计算网格(图 6). 地面设计点, 确定整机控制参数以及进口出条件, 采用单部件计算时选用的损失模型, 就可以进行整机二维仿真计算. 发动机各部件性能参数计算值与设计值对比如表 1 和表 2, 整机推力相对误差 - 2.91 %. 整机计算时, 部件的进出口边界条件发生了改变, 一个部件中的不稳定流动会影响其它部件. 从参数对比可

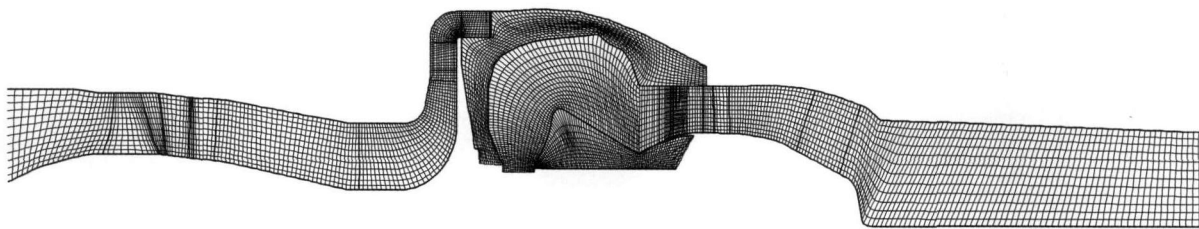


图 6 某型涡喷发动机子午面网格图

Fig. 6 Meridional plane grid of small turbojet engine

以看出:压气机、涡轮压比相对误差较单独部件计算时偏大,离心压气机压比偏大较多.离心压气机和涡轮流量相对误差比单部件计算时略有减小.整机推力相对误差小于 3%.在单部件计算时,轴向扩压器的分离流动会引起组合压气机流场参数值的波动,引起效率值计算不准确,同时附加损失修正对计算结果也有一定的影响.在整机计算时,由于各部件进出口边界条件不再是固定的,轴向扩压器中的分离、燃烧室中的不稳定因素综合在一起,不但会使自身参数波动加大,而且会在发动机流场中上下传播,引起整机性能参数值波动,误差增大.此外,整机计算中动量平衡点的判断也是十分重要的,不同的判断标准会引起相对误差变化.

表 1 压气机计算参数与设计参数对比

Table 1 Compressor parameters comparison of calculation and design

总参数	单部件计算		整机计算	
	质量流量	压比	质量流量	压比
轴流压气机	0.78	0.18	- 1.13	6.42
相对误差/ %				
离心压气机	3.25	- 5.14	- 1.07	- 9.34
相对误差/ %				

表 2 涡轮计算参数与设计参数对比

Table 2 Turbine parameters comparison of calculation and design

单部件				整 机		
总参数	流量	落压比	效率	流量	落压比	效率
相对误差/ %	4.024	- 0.168	- 0.568	- 3.90	6.52	0.49

整机二维仿真程序计算得到子午流面上的参数分布如图 7 和图 8 所示.压气机部件当中激波位置没有大的变化,在径向扩压器进口跨声速区域的范围有所减小,轴向扩压器中,高速区域主要集中在叶片的根部.同单个部件计算相比,轴向扩压器当中的回流区域范围有所减小;燃烧室火焰筒头部的流动结构比较复杂,但在进入涡轮前的区域,速度比较均匀.涡轮和尾喷管中的流动跟单个部件计算时结果基本一致,在涡轮导叶出口根部和转子进口根部附近仍然有激波存在,而且激波强度较高.涡轮出口和支板进口之间有超声速区域;流线图显示出整个发动机子午平面上的流动正常,在离心叶轮根部弯曲位置、轴向扩压器尖部以及靠近喷管根部有一定分离区域.

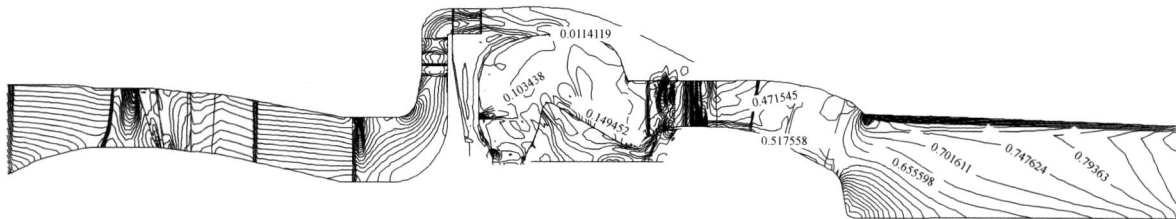


图 7 设计点,某型涡喷发动机子午面相对马赫数等值线图

Fig. 7 At design point , relative Mach number contour of small turbojet engine

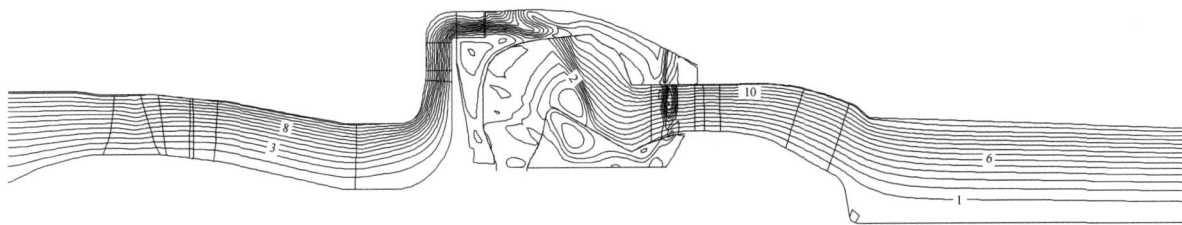


图8 设计点,某型涡喷发动机子午面流线图

Fig. 8 At design point, mass flows contour of small turbojet engine

5 结 论

应用整机二维程序进行了某小型涡喷发动机设计点部件、整机的数值仿真. 将计算值与设计值进行对比,并且对子午平面上的流动进行了详细分析,得到以下结论:

1) 整机二维仿真计算能够反应小型涡喷发动机子午平面上流动. 轴流压气机、轴流涡轮的损失模型与实验数据相关,计算精度较高. 离心压气机的损失模型精度低于轴流压气机. 对于设计点附加损失系数的准确给定受个人经验影响较大. 燃烧室复杂结构的简化,影响了其仿真精度.

2) 二维仿真程序计算稳定,速度快,但随着计算对象结构复杂度的增加,收敛难度越来越大. 离心压气机出口处的分离流动、燃烧室掺混孔的简化处理对总参数计算误差影响较大.

3) 采用先单部件、后整机的仿真计算方法,有利于快速排除输入几何数据和控制参数的错误,提高了整机仿真速度.

在已有的整机计算方法和损失修正方法基础上,围绕稳定计算开展下一步的研究工作,目的是减少整机计算中参数值的波动,增加收敛性,进一步提高损失计算精度,为今后建立功能更全面的数值模拟试车台打下基础.

参考文献

- [1] 刘大响,程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(5):490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and devel-

opment direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2002,28(5):490-496. (in Chinese)

- [2] 刘大响. 对加快发展我国航空动力的思考[J]. 航空动力学报,2001,16(1):1-7.

LIU Daxiang. Deliberation upon advance of aero-engine development in China[J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(1):1-7. (in Chinese).

- [3] 张健,詹孟萱. 开展航空发动机数值仿真研究的探讨[J]. 航空科学技术,2001,(1):23-27.

ZHANG Jian, ZHAN Mengxuan. Discuss of numerical aeroengine simulation research[J]. Aeronautic Science and Technology,2001,1:23-27. (in Chinese)

- [4] 金捷. 美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J]. 燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):57-62.

JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system(NPSS) by NASA[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2003,16(1):57-62. (in Chinese)

- [5] 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 by-pass turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology,1998,19(4):22-26. (in Chinese)

- [6] 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. (in Chinese)

- [7] Nigmatullin R Z, Ivanov M Ja. The mathematical models of flow passage for gas turbine engines and their components [C]// AGARD Lecture Series LS198. 1994,(4):4-1,4-28.