

文章编号: 1000-8055(2009)04-0836-07

某型带外涵核心机进口流场的数值分析与试验

肖敏^{1,2}, 庄欢², 郭昕²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 江油 621703)

摘 要: 针对某型核心机地面台和高空台试验中空气流量测量不一致的问题, 开展了核心机进口流场的数值计算分析和试验研究. 结果表明: 距核心机内涵进口导流盆前缘 $1.2D \sim 1.45D$ 范围内的截面静压分布较为均匀. 该核心机地面台和高空台试验中空气流量的差异, 主要是由空气流量测量截面静压沿径向分布不均匀引起的. 调整测量截面后, 解决了地面台和高空台试验中空气流量测量值的差异性.

关 键 词: 核心机; 流量管; 数值计算; 空气流量

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical and experimental study of air flow field of a core engine with by-pass duct

XIAO Min^{1,2}, ZHUANG Huan², GUO Xin²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: The flow field of the core engine inlet was numerically calculated to solve the problem that the air flow measured in the air simulated test facility was inconsistent with ground test. The results show that the static pressure is fairly even in the section away from the front edge of the guide disk at a distance between $1.2D$ and $1.45D$. The above mentioned problems were attributable to the unevenness of the distribution of static pressure along radial direction. The numerical analysis was consistent with experimental results by adjusting the measuring section, and the above mentioned problem was solved.

Key words: core engine; flow measuring tube; numerical calculation; air flow

航空发动机进口是发动机试验中需要测定的一个重要性能参数, 而空气流量管就是用来在发动机试验中准确测量发动机的进口空气流量, 并保证发动机进口具有良好流场品质的试验设备^[1]. 中国燃气涡轮研究院高空台始建于1964年, 是我国第一个连接式航空发动机高空模拟试车台, 目前高空台所采用的空气流量管, 其结构形式同一般地面试车台用的流量管相同, 进口型线

为双扭线型, 但其要求更高, 除需用来测量发动机的进口空气流量外, 还要用所测流量来计算发动机试车时的动量损失, 推算发动机的总推力^[2-3]. 由于外涵的影响, 带外涵核心机的空气流量仅是设备流量管空气流量的一部分, 因而就必须探讨带外涵核心机高空台试验中的空气流量测量与确定问题. 参考某型核心机高空模拟实验的结果, 本文对其进口流场进行了数值计算并进行了内涵流

收稿日期: 2008-04-21; 修订日期: 2008-09-30

作者简介: 肖敏(1966-), 男, 博士生, 高级工程师, 主要从事叶轮机的气动热力研究和科技管理.

量管吹风校准实验.

1 数值模拟

1.1 几何模型

高空台核心机进气道几何模型及测量位置见图 1, 在总流量管上安排有总温 T 、总压 p_t 、静压

p_s 测量, 以计算总的空气流量; 在内涵流量管上安排总温 1B、总压 1A、静压 1A 测量, 以计算核心机内涵流量. 1A, 1B, 1C 截面距导流盆前缘分别为 $0.6D$, $1.4D$, $1.7D$, D 为流量管直径, 同时, 在外涵流道外壁中介机匣前 13 截面安排了壁面静压测量.

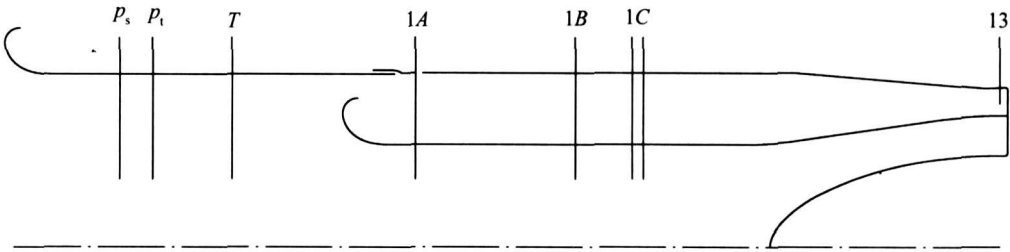


图 1 核心机进口各测量截面位置示意图

Fig. 1 Adjacent area inset of every measuring section in the core engine inlet

本文以进气道总压测量位置作为模型的进口截面, 以中介机匣前缘为外涵出口截面, 内涵出口截面取相同的轴向位置. 忽略探针的影响、外涵支承和细小的安装边后, 计算模型具有对称性, 因此本文对模型进行了二维计算分析.

1.2 网格划分

本文对核心机进气道实体模型进行了非结构网格的划分, 图 2、图 3 为高空台进气道局部网格分布. 在流动变化较大的地方进行了局部加密, 同时, 为了更真实的反映边界层的流动, 在壁面附近划分了 10 层附面层网格, 膨胀系数为 1.15. 网格单元总数为 138 794.

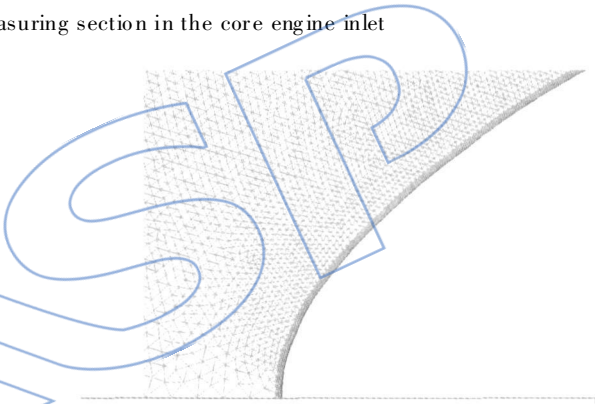


图 3 进气锥附近网格分布

Fig. 3 Mesh distuibution near by the entrance cone

- 1) 进口按照测量参数给定总压, 总温和气流方向(轴向进气);
- 2) 外涵出口根据实验测量结果给定;
- 3) 内涵出口给定平均静压, 其值根据保证内涵 1A 截面计算的壁面静压与试验值相等而确定;
- 4) 所有壁面满足绝热和无滑条件;
- 5) 在周期性边界满足所有对应点上的物理量相等.

1.4 数值方法

本文数值计算采用商用计算流体软件 Fluent. 计算中基于 N-S 方程采用二维稳态隐式求解器, 离散方法为二阶迎风格式, 压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法, 湍流模型选择 RNG $k-\epsilon$ 模型. RNG 模型在 ϵ 方程中加了一个条件, RNG 理论提供了一个考虑低雷诺数流动粘性的解析公式, 使得 RNG $k-\epsilon$ 模型在更广泛的流动中具有更高的可信度和精度, 更适用于模拟湍流流动^[45].

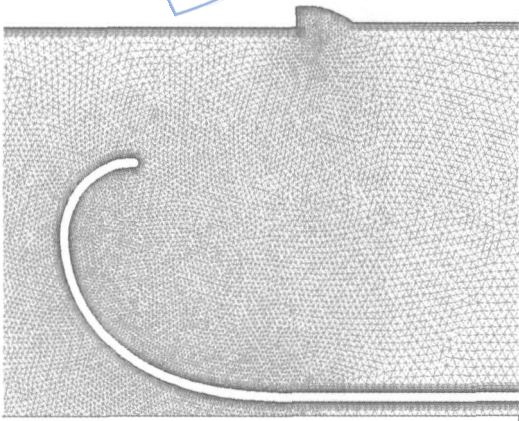


图 2 导流盆附近网格分布

Fig. 2 Mesh distribution near by the guide disk

1.3 边界条件

根据高空台进气方式、模型特点和实验数据, 该进气道数值计算给定如下边界:

2 实验研究

2.1 参数测量

某型核心机内涵流量管吹风校准实验是在常温进气条件下进行,内涵进气流量 4~ 30kg/ s.

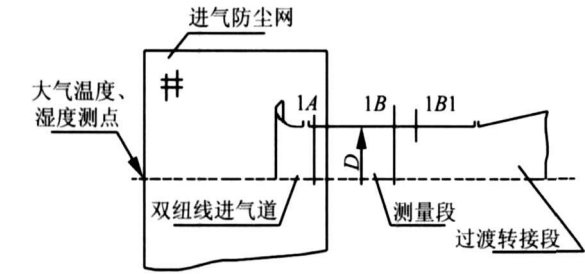


图 4 测量截面的径向分布

Fig. 4 Distribution of the measuring section along radial direction

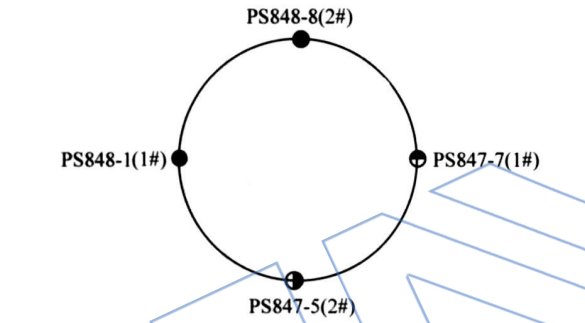


图 5 1B 截面总压探针分布图

Fig. 5 Distribution of total pressure probe in 1B section

测量截面轴向分布见图 4, 1A, 1B 截面距导流盆前缘分别为 0.6D, 1.4D (D 为流量管直径), 其中 1A 截面 4 个静压孔周向均匀分布, 1B 截面总压探针和附面层探针分布见图 5 (PS848-1 和 PS848-8 为总压探针, PS847-5 和 PS847-7 为附面层探针). 内涵空气流量管测量截面总压相对误差小于 0.3%, 静压相对误差小于 0.2%, 流量测量精度优于 0.5%~ 1.0%^[1-2].

2.2 试验设备

试验设备为一吸气式风洞(图 6), 主要由防尘网、流量管、吸气试验段、稳压箱、主旁路管道和抽气机组等组成, 试验时通过控制主、辅路阀门 F₁ 和 F₃ 的开度调节试验段气流状态.

气体压力测量使用 9816 电子压力扫描阀, 其满量程测量精度为±0.05%, 扫描速度为 100 次/通道/秒. 大气压力、大气温度和大气湿度采用便携式 VXI 总线测试系统进行测量, 该系统具有 100KSPS 的通道扫描速率、16 bit 的 A/D 分辨率的高精度及零点和满量程自动校准功能.

2.3 试验方法

先启动抽气机组并切换到抽气流程, 改变阀 F₁, F₃ 开度, 调节机组的抽气能力, 控制 1B 截面马赫数 $\overline{Ma}_{1B}$, 在 $\overline{Ma}_{1B} = 0.19, 0.213, 0.262, 0.287, 0.312, 0.326, 0.339, 0.353$ (对应于标准大气海平面静止条件下核心机进口流量分别为 17, 19, 23, 25, 27, 28, 29, 30 kg/s) 下录取试验参数.

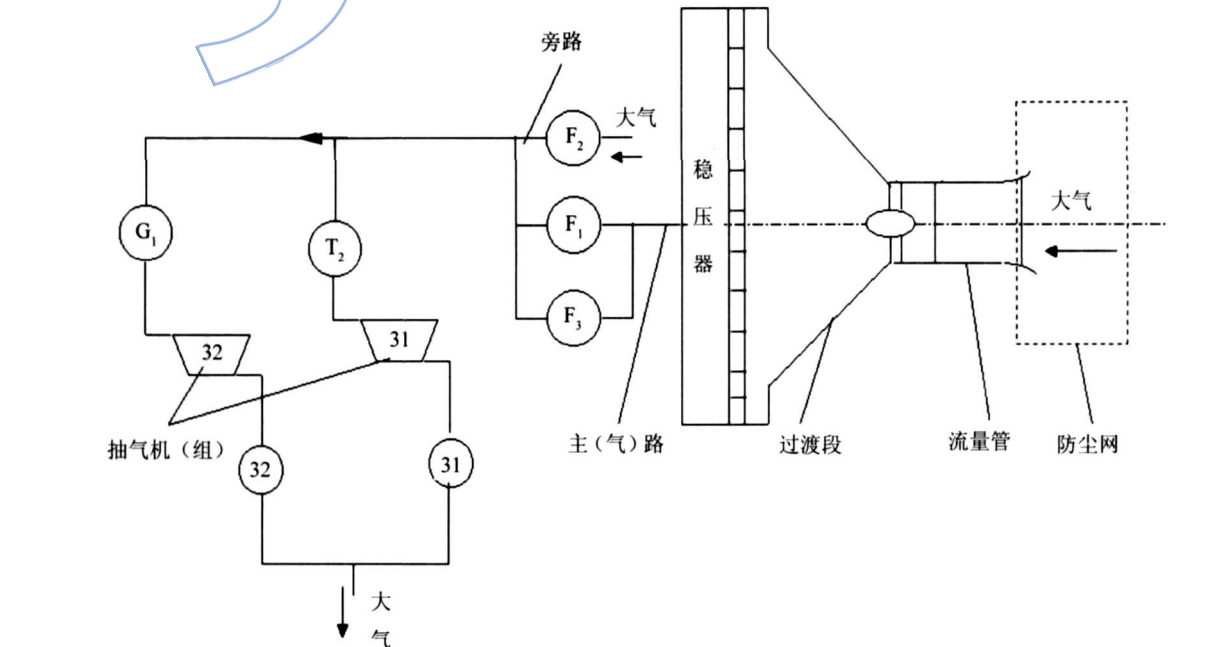


图 6 某吸气式风洞空气系统原理图

Fig. 6 Schematic diagram of air system in the breathing wind tunnel

2.4 数据处理

2.4.1 各环面的平均总压

$$p_{t,av,j+1} = \frac{p_{t,0av}(r_{j+1}) \times r_{j+1} + p_{t,0av}(r_j) \times r_j}{r_{j+1} + r_j},$$
$$j = 1, 2, \dots, 19$$

其中各测量位置的周向平均总压(径向总压测量分布见图 7)

$$p_{t,0av}|_{r_j} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 p_{t,r_j,i}, \quad r_j = 1, 2, \dots, 19$$

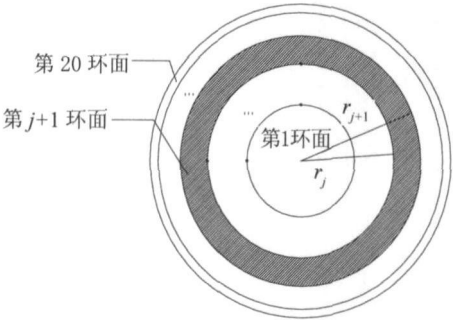


图 7 径向总压测量分布

Fig. 7 Measuring distribution of total pressure

2.4.2 1B 截面壁面平均静压

$$p_s|_b = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_{s,b,i}$$

2.4.3 通过整个截面的真实空气流量

$$W_{a \text{ 真实}} = \sum_{j=1}^{20} W_{a,j}, \quad j = 1, 2, \dots, 20$$

其中
$$W_{a,j} = \frac{mp_{t,av,j}q(\lambda)_{av,j}A_j}{\sqrt{T_{t,j}}},$$

式中 A_j ——流量管第 j 环面面积(m^2);
 $p_{t,av,j}$ ——第 j 环面平均总压(Pa);
 $T_{t,j}$ ——第 j 环面平均总温(K), 取 $T_{t,j} = T_{atm}$;
 m ——系数, 取 $m = 0.0404$;
 $q(\lambda)_{av,j}$ ——第 j 环面流量函数.

2.4.4 通过整个截面的近似空气流量

$$W_{a \ 2 \times 4} = \frac{mA_{p \cdot 4}q(\lambda)}{\sqrt{T_t}}$$

式中 p_t 为 2×4 点总压平均值, 其余参数说明同上.

2.4.5 流量系数

$$\alpha_{\text{实验}} = \frac{W_{a \text{ 真实}}}{W_{a \ 2 \times 4}}$$

3 结果与分析

3.1 高空台进气道数值计算

高空台某型核心机进气道在进气压力 140 kPa、进气温度 83 ℃的条件下数值计算的结果见图 8, 分析如下:

图 8 为某型核心机进气道马赫数分布, 从图中可以看到气流在进气锥和导流盆上的驻点位置, 同时可以看到马赫数在内涵道进气锥后先增大然后在出口截面前再扩压减速, 这是由于内涵流量管在进气锥后先收敛然后扩张造成的.

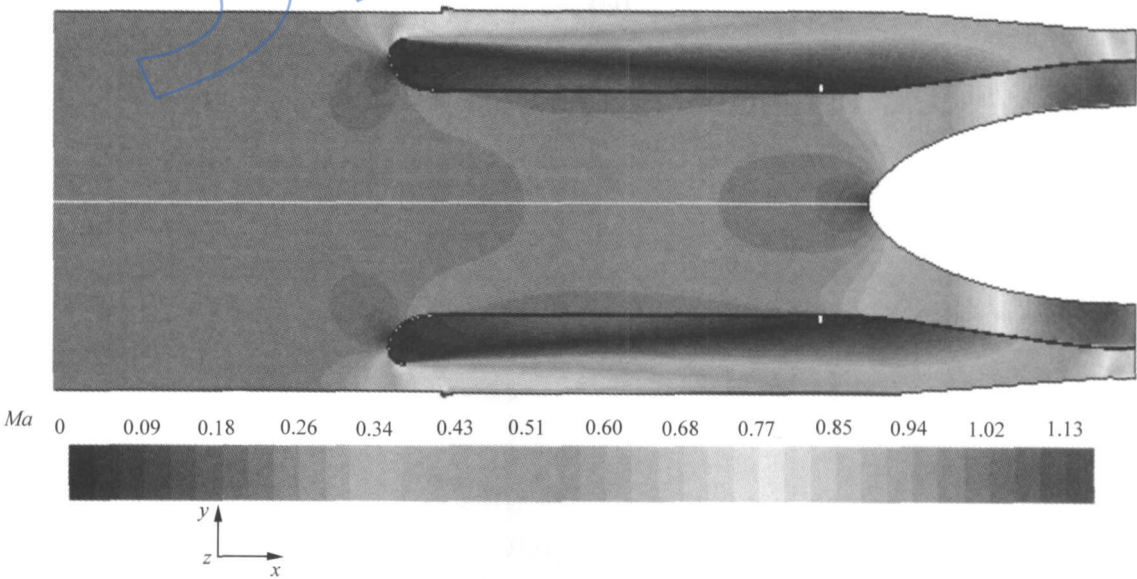


图 8 进气道马赫数分布

Fig. 8 Mach distribution of the air inlet duct

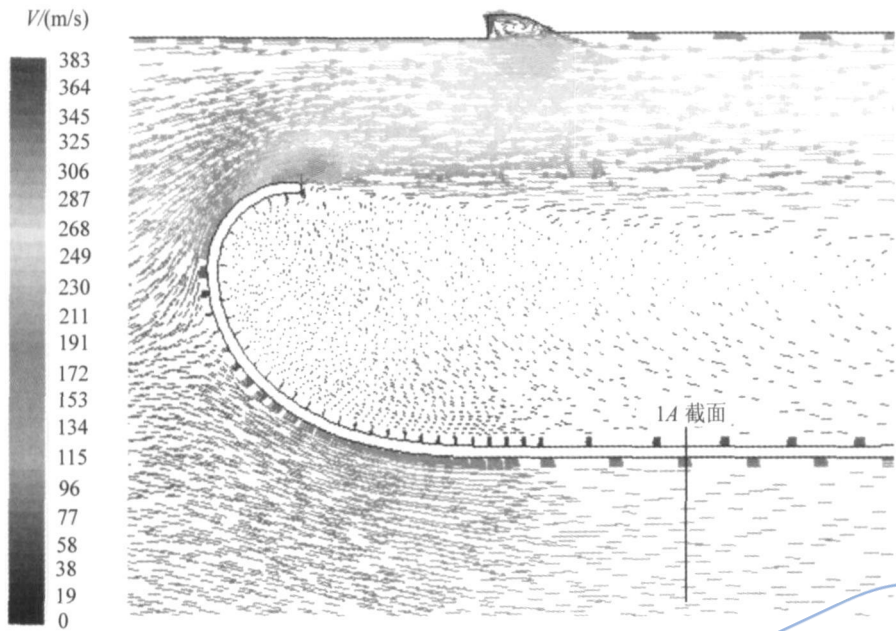


图 9 1A 截面附近速度矢分布

Fig.9 Velocity vector distribution in the 1A section

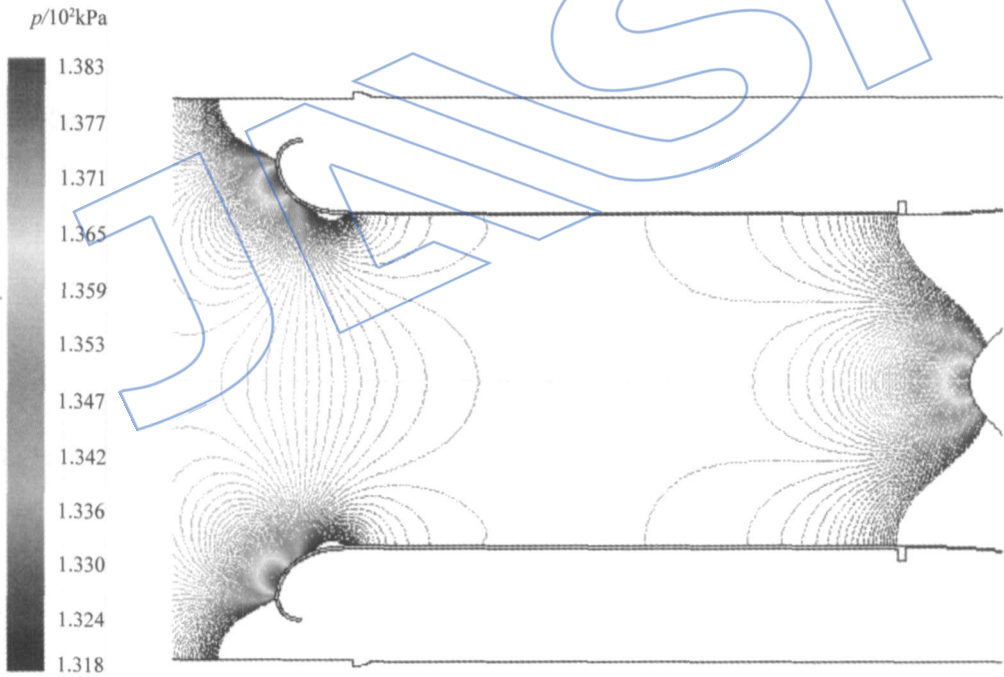


图 10 静压等值线分布

Fig. 10 Isoline distribution of the static pressure

图 9 为 1A 截面附近速度矢分布,可以看出气流冲击到导流盆唇口滞止后,分成两股:一股绕外凸壁面流动,气流速度增加,静压下降进入外涵;一股绕内凸壁面流动,气流速度增加,静压下降进入内涵,在 1A 截面前壁面附近产生了较大的膨胀,流场不均匀。

图 10 为内涵流量管静压等值线分布,结果分析表明距导流盆前缘 $1.20D \sim 1.45D$ 的截面流动较均匀。

图 11 看出,1A 截面静压沿径向分布不均匀,从轴线向壁面逐渐减小;1B 截面静压沿径向分布较均匀;1C 截面距进气锥较近,进气锥中心气流

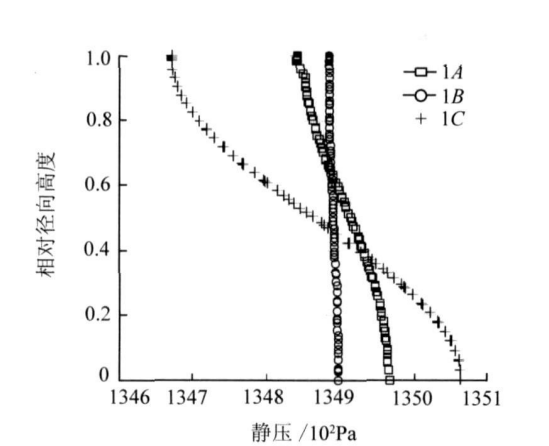


图 11 各截面静压沿径向分布图

Fig. 11 Distribution of the static pressure along radial direction in every section

滞止, 静压增大, 流动很不均匀.

3.2 内涵流量管吹风实验

本文采用上述数值计算方法, 参考某型核心机内涵流量管吹风实验结果对其内涵流量管也进行了全流场计算, 其几何模型和网格划分如图 12, 内涵流量管总长为 $2.18D$, 模型进口距导流盆前缘 $2D$, 内外流量管面积比为 0.07 , 网格单元总数 93100 .

数值计算的流量系数随马赫数分布与实验结果对比见图 13, 可见数值计算结果与实验结果吻合较好, 而且流量系数随马赫数的变化不大, 可取平均值做为不同马赫数下的流量系数, 其中 $\alpha_{\text{数值}} = 0.9859$, $\alpha_{\text{实验}} = 0.985$.

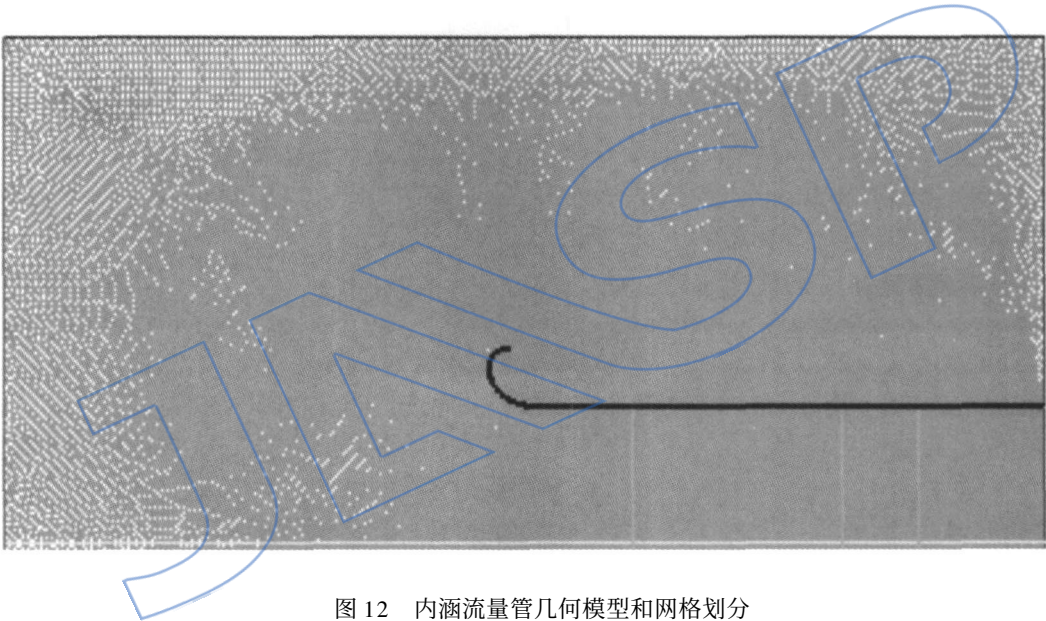


图 12 内涵流量管几何模型和网格划分

Fig. 12 Geometric model and mesh partition of the flow tube

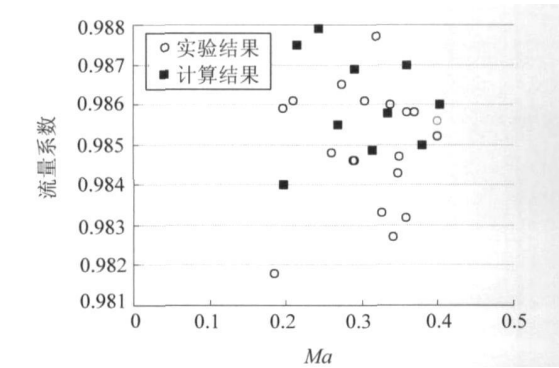


图 13 流量系数随马赫数分布图

Fig. 13 Flow coefficient distribution along with Mach

4 结 论

- 1) 数值计算表明, 某型核心机地面台与高空台实验中空气流量测量不一致是由空气流量测量截面流动不均匀导致;
- 2) 数值计算表明, 距导流盆前缘 $1.20D \sim 1.45D$ 的截面流动较均匀, 建议根据实际情况在此范围内选择空气流量测量截面, 但要注意截面静压孔位置应避开上游探针的尾迹区;
- 3) 数值计算结果与实验结果吻合较好, 数值计算方法可以优化高空台进气测量截面布局和提高空气流量试验确定的精度.

参考文献:

[1] 徐国, 郭昕, 陈建民. 高空台标定中空气流量测量方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1995, 11(2): 40-43.

[2] 郭昕. 高空台空气流量管流动特性的理论和试验研究[D]. 成都: 中国燃气涡轮研究院, 1988.

[3] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

[4] 严鹏. 轿车外流场数值模拟的研究[D]. 长春: 吉林大学, 2002.
YAN Peng. Study on numerical simulation of flow field around car[D]. Changchun: Jilin University, 2002. (in Chinese)

[5] 胡好生, 蔡文祥, 赵坚行. 燃烧室冷态流场的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 704-708.
HU Haosheng, CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing. Numerical study of cold flow field in gas turbine combustor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6) : 704- 708. (in Chinese)

[6] 王一白, 刘宇, 王长辉. 矩形内喷管塞式喷管的数值计算与实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 413-418.
WANG Yibai, LIU Yu, WANG Changhui. Numerical and experimental study of a plug nozzle with two rectangular inner cells [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 413-418. (in Chinese)

[7] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

