

文章编号: 1000-8055(2008)03-0476-07

径流与斜流涡轮设计的通流反问题方法

赵 彬, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 自主发展了径流及斜流涡轮的准三维流线曲率法通流设计程序, 应用该程序给出了一项 500 N 推力级微型涡喷发动机斜流涡轮的气动设计和叶片造型. 通过计算流体力学检验和整体叶轮强度检验, 该微型斜流涡轮超过了预定的设计指标. 为实现径流涡轮和斜流涡轮设计反问题的统一, 流线曲率法的 $S_{2,m}$ 流面准径向平衡方程是沿流线方向 m 和流线的准法线方向 q 写出, 该系统也可用于轴流涡轮的设计. 采用了在所有计算站上的“全可控涡法”进行气动设计.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶轮设计反问题; 径流式涡轮; 斜流式涡轮; 流线曲率法; 全可控涡法

中图分类号: V235

文献标识码: A

A through flow inverse design approach for radial and mixed-flow turbines

ZHAO Bin, SHAN Peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A code of quasi-3D streamline curvature was developed through flow method for the inverse design of radial and mixed-flow turbines. This code was used to design a single stage mixed-flow type turbine which served as the turbine of a micro-turbojet engine with a thrust of 500 N. By computational fluid dynamics examination of the turbine stage and intensity evaluation of the blisk, it is proved that the micro-turbine design has achieved all its design goals. To realize consolidation of design schemes for centripetal-, centrifugal- and mixed-flow turbines, $S_{2,m}$ streamline curvature equilibrium equation was written along the directions of both the streamline ‘ m ’ and the streamline’s quasi-normal-line ‘ q ’. Thus this scheme can also be used in the design of axial-flow turbine. The through flow design code utilized the ‘whole controllable vortex’ method in all computation stations.

Key words: aerospace propulsion system; inverse design problem of turbomachine; radial flow turbine; mixed flow turbine; streamline curvature method; whole controllable vortex method

与轴流涡轮相比, 径流式(向心式、离心式)和斜流式(混流式)涡轮具有结构重量大、转动惯量大和流量稍小的缺点, 但在小型和微型机械中, 由于径流式和斜流式涡轮构造简单、级落压比高、且小流量下效率较高, 所以在早期的中小推力涡轮

发动机、以及近期的小微型机上得到应用. 进而, 与径流式涡轮相比, 斜流式涡轮在具有上述特点的同时还具有更大的流量, 更好的效率, 因此近年来看到有愈加广泛的应用前景. 在国际上, Glassman^[1]等人自 70 年代以来展开轴流和径流

收稿日期: 2007-03-12; 修订日期: 2007-06-11

作者简介: 赵彬(1981-)男, 江西宁都人, 硕士生, 主要从事叶轮机气动力学研究.

涡轮的设计、应用等相关研究. Colin Rodgers^[2]在同一时期起步,进行了径流涡轮的设计反问题编程和正问题计算等相关的研究. 至目前尚未见到高速斜流涡轮气动设计方面的国内文献. 本文所发展的通流及其配套的造型系统^[3]适用于高速径流和斜流涡轮的反问题设计.

1 通流反问题原理

叶轮机械的设计通常可分为正命题类方法和逆命题类方法. 本文采用逆命题类方法中的流线曲率法. 逆命题类方法则需要求解一个反问题: 叶片表面的速度分布被预先给定, 需要寻找一个能产生这一分布的叶片, 形状逆命题类方法则是通过求解, 逆命题直接得到叶片形状. 因而可以避免正命题类方法的“反复试验”过程.

50年代初, 吴仲华提出了三元解法的通用理论^[4], 但是由于该方法求解计算工作量太大, 通常被简化为二个二元流动, 子午面与回转面. 这样计算结果的近似性当然增加了, 但是可使计算工作量大大减小, 同时计算机容量相应地减小.

用流线曲率法作子午面计算时, 第一步是先假定某一平均相对流面的形状为已知. 在平均相对流面上, 所求解的气流参数, 自然代表了沿周向的平均值. 子午面上的气流计算, 归结为一定数目的子午流线所代表的气流参数的计算. 在每一条流线上, 计算出足够的点后, 这条流线的几何形状就可以确定, 而沿这条流线上的气流参数变化规律也就确定了. 之后, 就在一定数目的回转面上, 沿节距方法计算气流参数的变化规律. 进而在二个面之间进行迭代, 直到完全一致为止.

2 流线曲率法及全可控涡法

2.1 基本假设

- (1) 相对运动定常;
- (2) 气体与外界无热交换;
- (3) 不计气体粘性力, 但考虑损失引起的气体熵等状态参数的变化梯度;
- (4) 采用准三元流动模型, 即 S_1 流面为回转面, 平均 S_2 流面流动参数作为叶轮周向平均值;
- (5) 叶轮出口的“滑动系数”由外部输入, “分离半径”按 Stanits 公式计算, 自分离半径至叶轮出口按三次曲线光滑连接;
- (6) 随叶片类型的不同, 在叶轮内若干特征流线或全部流线上, 由设计者选定气流的环境量 ($rC\theta$) 分布, 称为全可控涡方法^[5].

2.2 基本方程推导

流线曲率法基本方程是由能量方程、动量方程和热力学关系式, 沿相对 S_2 流面任一准正交曲线 $\tilde{q}$ 建立的, 并以 $\tilde{q}$ 曲线在子午面上的投影 (准正交线 q) 为纪录长度. 在这里用控制叶轮内气体速度分布的 $rC\theta$ 来取代未知的流面参数 β 角.

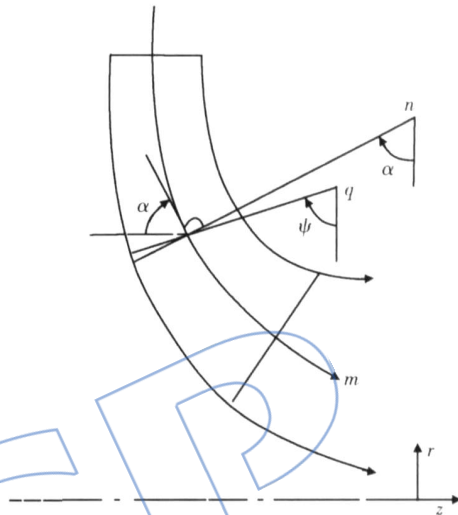


图1 子午面几何关系图

Fig. 1 Meridional geometry definition of stream line curvature method

由无粘流体相对运动稳定且不计传热时, 能量方程为

$$\frac{DI}{Dt} = 0 \quad (1)$$

即沿每根流线的转焓 I

$$I = h^* - \omega(rC\theta) = h_{in}^* - \omega(rC\theta)_{in} = h + \frac{W^2}{2} - \frac{\omega^2 r^2}{2} = \text{常数} \quad (2)$$

其中 h 为焓, 上标 $*$ 表示总参数, 下标 in 表示涡轮进口处, W 为相对速度, ω 为转速. 由公式(2)得

$$h^* - h_{in}^* = \omega[(rC\theta) - (rC\theta)_{in}] \quad (3)$$

因此可以得到叶轮内气体总焓沿任一平面曲线 q 的变化率方程, 再利用总焓公式并将其代入变化率方程, 得到新变化率方程. 将热力学关系式

$Tds_e = dh - \frac{1}{\rho} dp$ 代入新变化率方程并经适当演算得

$$T \frac{ds_e}{dq} + \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dq} + C_m \frac{dC_m}{dq} + \frac{(\lambda - \omega^2 r^2) d\lambda}{r^2 dq} - \frac{\lambda}{r^3} \frac{dr}{dq} = \frac{dh_{in}^*}{dq} - \omega \frac{d\lambda_{in}}{dq} \quad (4)$$

式中 s_e 为熵, T 为温度, ρ 为密度, p 为压力, 下标 m 表示该参数为子午流线上的参数, C 为绝对速度, λ 即是 $rC\theta$. 对于定常流动, 由微分学基本关系

式可得压力沿任意平面曲线 q 的变化率和柱坐标系下相对运动欧拉方程得到

$$-\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dq} = \left[\frac{DW_r}{Dt} - \frac{(W_\theta + \omega r)^2}{r} \right] \frac{dr}{dq} + \left[\frac{DW_\theta}{Dt} + \frac{W_r W_\theta}{r} + 2\omega W_r \right] \frac{rd\theta}{dq} + \frac{DW_z}{Dt} \frac{dz}{dq} \quad (5)$$

式中下标 r 表示径向参数,下标 θ 表示周向参数, z 表示轴向参数. 将公式 (5) 代入 (4) 并用到以下各方程式

$$\begin{aligned} W_m &= C_m \\ C_r &= W_r = -W_m \sin \alpha \\ C_z &= W_z = W_m \cos \alpha \end{aligned}$$

以及 $\tilde{q}$ 曲线在子午面上投影即准正交线 q 与 r 轴夹角 ψ 的定义式

$$\frac{dr}{dq} = \cos \psi, \quad \frac{dz}{dq} = \sin \psi$$

用准正交线 q 作 $\tilde{q}$ 曲线的记录长度,则有

$$\frac{dW_m}{dq} = A W_m + B + \frac{C}{W_m} \quad (6)$$

式中

$$\begin{aligned} A &= \frac{\cos(\alpha - \psi)}{r_c} \\ B &= \frac{d(rC_\theta)}{dm} \frac{d\theta}{dq} - \frac{d(rC_\theta)}{dq} \frac{(rC_\theta) - \omega r^2}{r^2 W_m} - \frac{dW_m}{dm} \sin(\alpha - \psi) \\ C &= \frac{dh_m^*}{dq} - \omega \frac{d(rC_\theta)}{dq} - T \frac{dS_e}{dq} \end{aligned}$$

其中

$$\theta = \int_{n_{out}}^r \left[\frac{(rC_\theta)}{r^2 W_m} - \frac{\omega^2}{r^2} \right] dm + \theta_{out}$$

其中下标 out 表示涡轮出口处.

全可控涡设计方法不仅仅控制轴向间隙内沿径向 rC_θ 分布,而是控制整个叶轮内沿流线和流线准法向这两个方向上 rC_θ 的分布,设计任意空间曲面叶型叶片时,可自由给定叶轮内全部流场的气体涡 (rC_θ) 的分布,它在气动上具有最大的灵活性,从而达到控制整个叶道内跨叶片与盘盖方向的速度分布. 全可控涡方法对混流式和径流式叶轮机械是一个很有效而且更重要的设计方法,因为径流式和斜流式叶轮机械的叶栅稠度一般较轴流式的大得多,且叶型厚度沿流向的变化小得多,故而其叶轮机械性能对于叶片中心流面形状的依赖大得多.

以上即是流线曲率法中的全可控涡法的基本原理. 本文采用这个原理. 限于篇幅某些公式的详细推导及意义未列出.

3 斜流涡轮叶片设计

本文算例是 500 N 推力微型发动机涡轮的气动设计. 涡轮的部分设计输入参数如表 1.

表 1 通流设计中部分参数

Table 1 Part parameters of through flow design

参数	数值
流量/(kg/s)	0.95
转速/(r/min)	72 000
级进口总压/Pa	327 990
级进口总温/K	1 250
级总压比(p_2^*/p_1^*)	0.57
平均半径比(静子进口/转子出口)	1.878 3
转子出口轮毂比	0.334 8
级出口单位面积流量/((kg/s)/m ²)	148.965 4
转子进口叶尖切线速度/(m/s)	415.075 5
转子进口叶根切线速度/(m/s)	296.085 8

图 2 为 $m-q$ 方向流线曲率法的子午面几何设计,如图所示,第 4 计算站是静子进口,第 10 站是静子出口,第 13 站是转子进口,第 24 站是转子出口. 图 3 是涡轮通流设计最终调整给定的全可控涡加功量分布规律,它是重要的输入参数曲面之一. 其中第 10 站到第 13 站的环量值最大,涡轮级进出口处的环量值为 0.

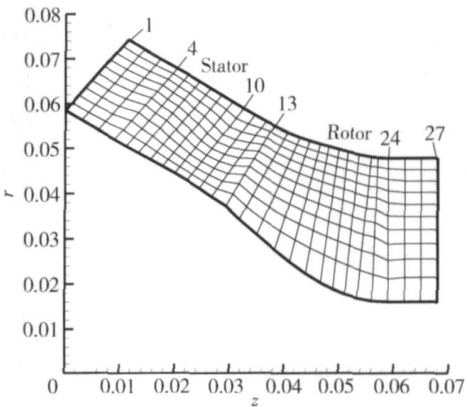


图 2 通流设计的收敛流线

Fig. 2 Convergence streamlines of through flow design

图 2 是通流收敛后的流线. 各流线间流量相等. 各图的横轴 $m = 0 \sim 1$ 是流线的无量纲长度. 图 4 是通流得到的相对气流角分布. 图 5 为总压比分布,从图上可以清晰地看到级压比达到了设计要求. 图 6 则显示了子午面内相对马赫数的分布. 图 7,图 8 显示了子午面内静压、静温分布. 图 9 的横坐标为流线号 $I = 1 \sim 11$,其中 1 为叶根流线. 图 10 是在通流气动设计的基础上由造型子程

序得到的涡轮静子和转子叶片排. 以上气动与造型参数已满足发动机工程设计经验的要求.

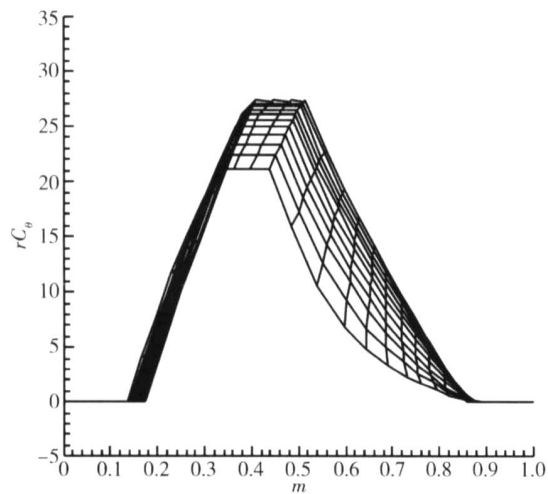


图 3 全级内 $(rC\theta)$ 沿各流线的分布

Fig. 3 $(rC\theta)$ distribution in stage along streamlines

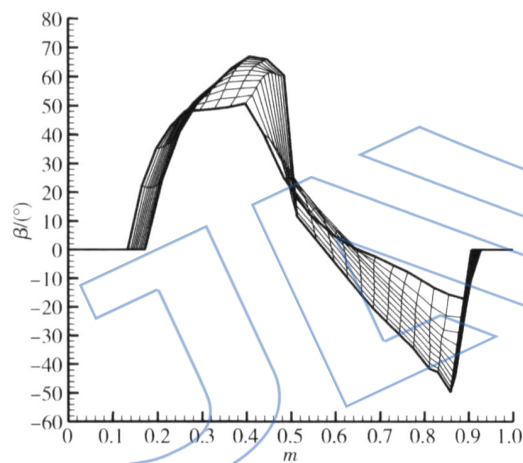


图 4 通流设计的相对气流角 β 分布

Fig. 4 Relative flow angle distribution of through flow design

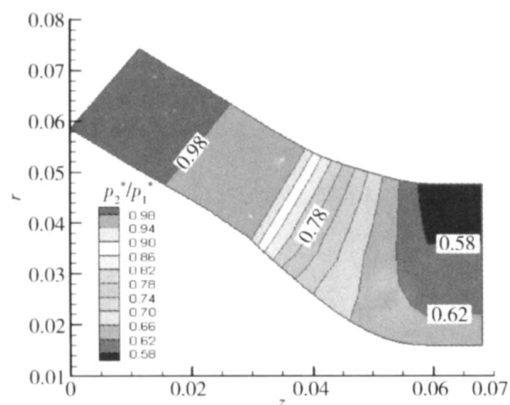


图 5 通流设计的总压比 (p_2^*/p_1^*) 分布

Fig. 5 Total pressure ratio distribution of through flow design

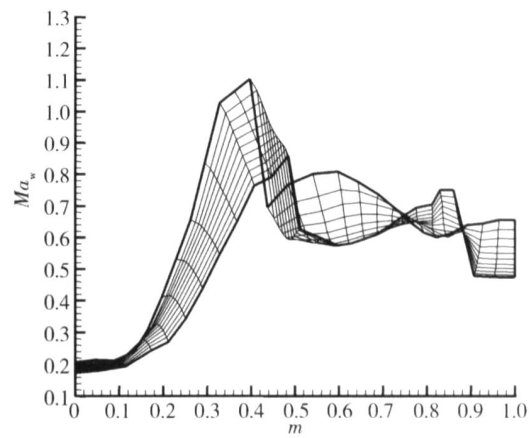


图 6 通流设计的相对马赫数 Ma_w 分布

Fig. 6 Relative Mach number distribution of through flow design

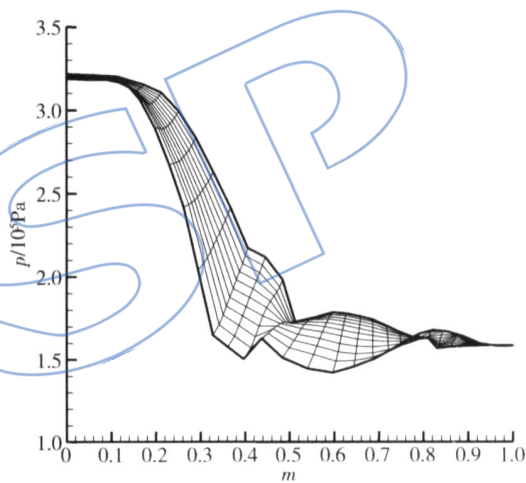


图 7 通流设计的静压 p 分布

Fig. 7 Static pressure distribution of through flow design

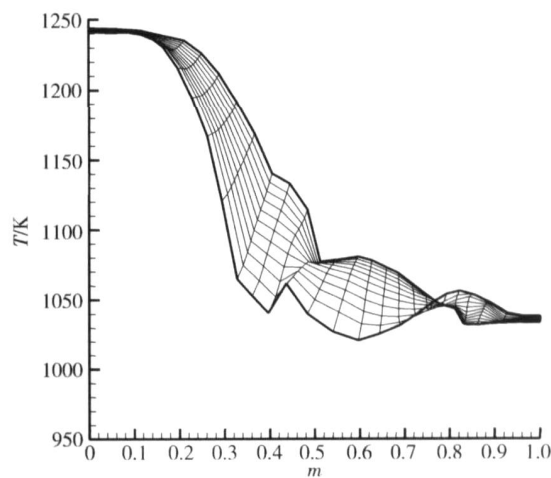


图 8 通流设计的静温 T 分布

Fig. 8 Static temperature distribution of through flow design

(1) 采用了采用加功量系数,即是在通

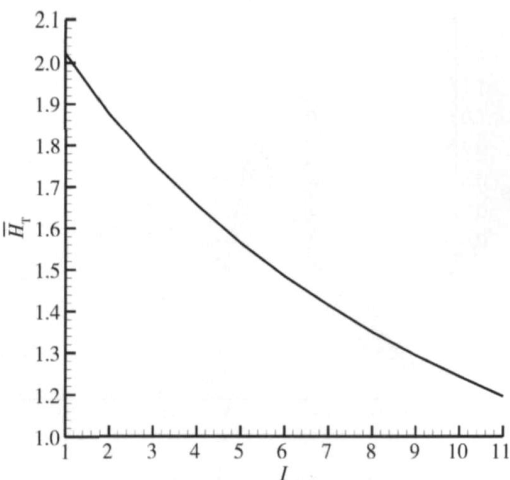


图 9 各流线上负荷系数 H_T 分布

Fig.9 Loading coefficient distribution of streamlines

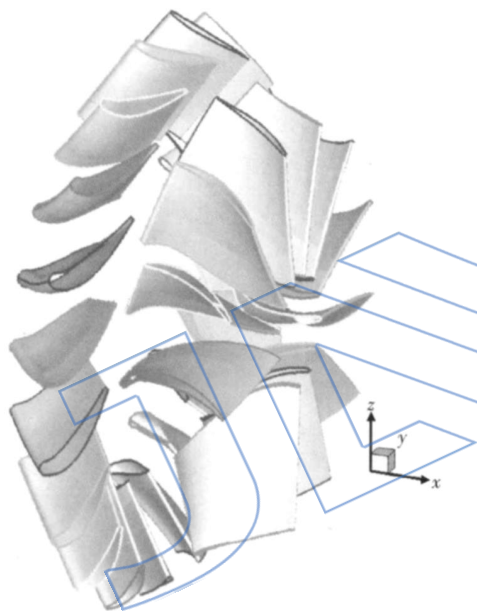


图 10 斜流涡轮转子叶轮和静子叶环

Fig.10 Mixed flow turbine vans and blades

程序中在加功量计算式前乘以一个小于 1 的正数,以减小涡轮出口气流周向速度.这种方法会使通流设计压比低于通流结果的压比,表 2 中级压比即为通流给定设计压比;

- (2) 采用跨声速静子喉道设计;
- (3) 最大设计马赫数出现在与静子出口根部相连的间隙区,最大值为 1.1;
- (4) 最大设计相对气流角出现在静子出口叶尖,为 66.87° .

4 计算流体力学检验

对所设计的涡轮在设计点做了 CFD 流场检验.使用的是 NUMECA 软件.进口总压 327 990

Pa,进口总温 1 250 K.级设计结果与 CFD 计算结果的对比见表 2.计算得到的流场结果如图 11~图 18.

表 2 设计反问题与 CFD 正问题的对比

Table 2 Contrast between inverse design problem and CFD positive problem

	设计要求	通流设计	CFD 结果
流量/(kg/s)	0.92	0.95	0.946
级压比	0.57	0.57	0.57
级绝热效率	0.81	0.88	0.879

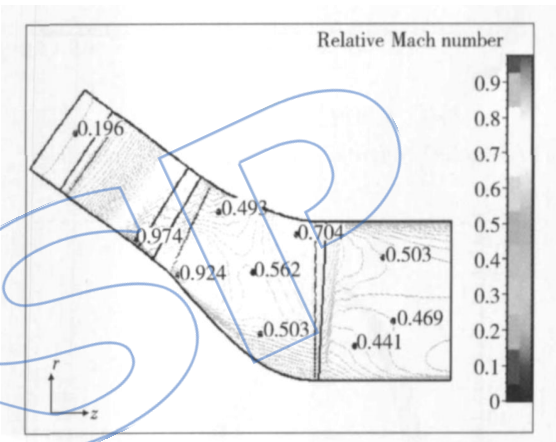


图 11 子午面相对马赫数分布

Fig.11 Meridional relative Mach number distribution

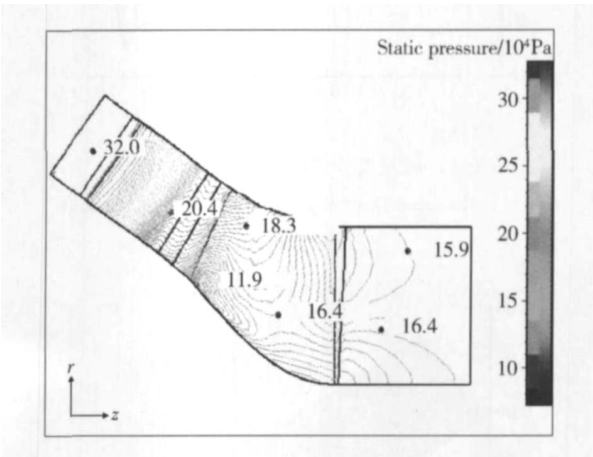


图 12 子午面静压分布

Fig.12 Meridional static pressure distribution

从 CFD 计算流场结果可以知道:

- (1) 涡轮总体参数已达到设计要求;
- (2) 出口轴向速度和静压已达设计要求;
- (3) 从图 14 与图 16 可以得到静子出口与转子进口攻角匹配很好;
- (4) 经调整,转子出口气流尚残留一些周向速度.这说明该斜流涡轮可以提供超过设计指标

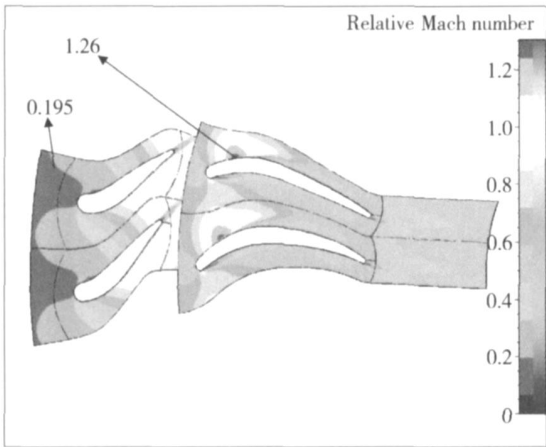


图 13 叶根相对马赫数分布
Fig. 13 Hub relative Mach number distribution

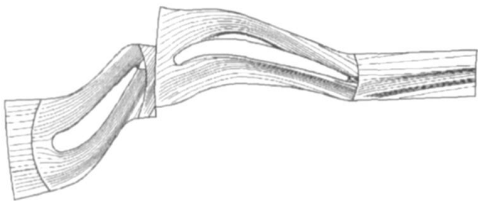


图 14 叶根流迹线分布
Fig. 14 Hub streamlines distribution

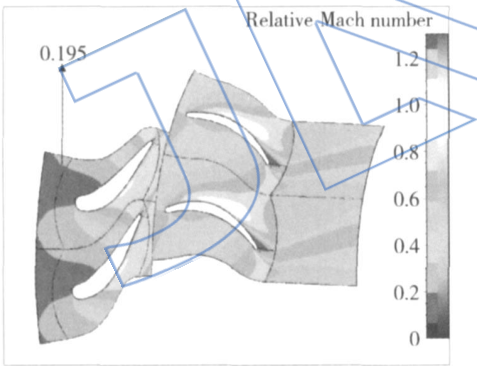


图 15 叶尖相对马赫数分布
Fig. 15 Tip relative Mach number distribution

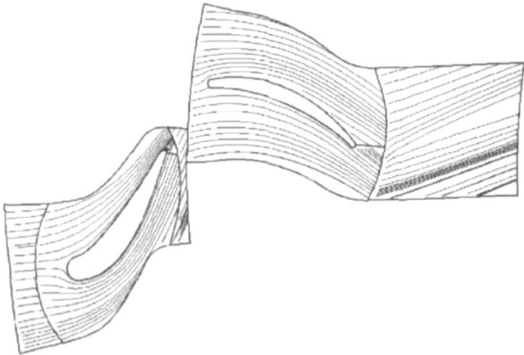
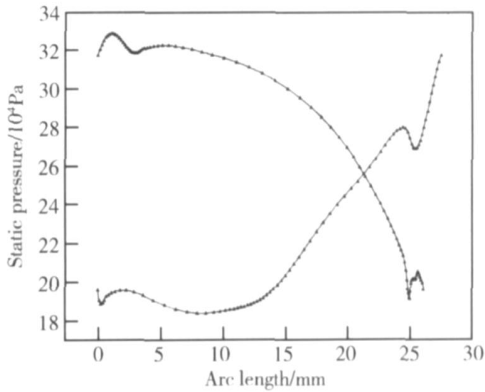
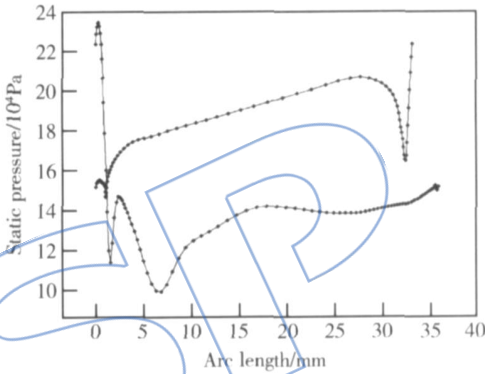


图 16 叶尖流迹线分布
Fig. 16 Tip streamlines distribution



(a) 静子 50% 叶展处表面静压分布



(b) 转子 50% 叶展处表面静压分布

图 17 静子和转子 50% 叶展表面静压分布
Fig. 17 Middle span static pressure distributions of stator vane and rotor blades

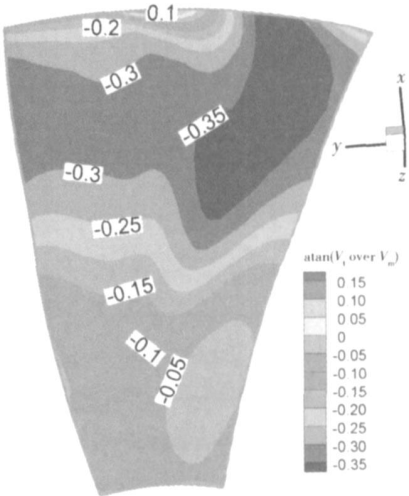


图 18 级出口周向气流角分布
Fig. 18 Stage outlet blade-to-blade flow angle distribution

的输出功率；

(5) 而当所配压气机的性能欠达指标时，落压比会增加，该周向速度进而会减小，转子尾缘分离区也会减小，考虑到整机初始设计应该留有裕

度,故取用本设计.

5 结 论

将通流设计结果与 CFD 检验结果相比较,两者的压比一致,检验的效率有较大的提高.而由于采用了工艺性更好,且内冷通道面积较大的较厚静子叶片,使静子喉道面积减小,所以 CFD 检验的流量有所降低.本例 500 N 推力发动机微型涡轮已完成了结构设计和通过了强度检验,叶片根部叶盆叶背的屈服安全系数均为 1.2,但看到转子前缘叶根部温度差所导致的 Mises 压应力的屈服安全系数为 1.02.

以上反问题设计和正问题计算的结果说明,本文的通流程序能够给出满足设计要求的涡轮总参数和涡轮流场.表明该通流程序及所配造型程序的系统具有实用性.

参考文献:

[1] Glassman A J. Turbine design and application concept[R]. NASA SP-290 , 1975.

[2] Rodgers C. Advanced radial inflow turbine rotor program design and dynamic testing[R]. NASA CR-135080 , Sept. 1976.

[3] 王琦,单鹏.径流及斜流压气机任意曲面叶型长短叶片的造型设计方法[J].航空动力学报,2006,21(5):785-791.
WANG Qi,SHAN Peng. Design of radial flow and mixed flow compressor rotor splitter-blades[J]. Journal of Aerospace Power ,2006,21(5):785-791.

[4] WU Chunhua. A General theory of three-dimensional flow in subsonic or supersonic turbomachines of axial-, radial-and mixed-flow types [R]. Lewis Flight Propulsion Laboratory ,NACA Technical Note 2604 ,January,1952.

[5] 王尚锦.离心压气机三元流动理论及应用[M]. 西安:西安交通大学出版社,1991.