

# 超声速涡轮动叶设计方法研究

刘洋<sup>1</sup>, 钟易成<sup>1</sup>, 惠广晗<sup>2</sup>, 徐伟祖<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 2. 南京普国科技有限公司, 南京 210007)



刘洋(1985), 男, 主要研究方向为叶轮机气体动力学、进气道设计。

收稿日期: 2011-11-03

**摘要:**研究了基于 2 维等熵特征线理论的超声速涡轮叶栅设计方法, 通过编程开发了超声速涡轮转子叶栅设计软件, 该软件可根据进、出口马赫数及进口气流角设计出需要的超声速涡轮转子叶栅。在此基础上应用 FLUENT 详细地分析了涡轮转子叶栅流场, 结果表明: 该流场分布合理, 未出现激波、分离等现象, 且在高载荷系数下具有较高效率。

**关键词:**超声速涡轮叶栅; 特征线; 激波; 高载荷; 高效率

## Supersonic Turbine Rotor Blade Design Method

LIU Yang<sup>1</sup>, ZHONG Yi-cheng<sup>1</sup>, HUI Guang-han<sup>2</sup>, XU Wei-zu<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Nanjing Pugu Science and Technology Limit Co., Nanjing 210007, China)

**Abstract:** Supersonic turbine cascade design was studied based on two-dimensional isentropic characteristic theory. The supersonic turbine rotor cascade software was developed, which can design cascades by the inlet and outlet Mach numbers and the inlet flow angle. The turbine rotor cascade flow field was analyzed by FLUENT. The results show that the flow field is reasonable, shock-free and no separation and it have high efficiency under the high loadings.

**Key words:** supersonic turbine cascade; characteristic; shock; high load; high efficiency

## 0 引言

目前, 涡轮设计技术已越来越广泛地应用于航空、航天领域, 如军、民用航空发动机, 地面燃气轮机, 飞机空气涡轮起动机和冲压发动机飞行器涡轮发电系统。相应地, 涡轮设计技术也在不断地改进完善、开拓创新, 表现为不同领域的设计思路相互借鉴、设计技术不断融合等。对涡轮而言, 在保证强度条件下力求结构紧凑、质量轻<sup>①</sup>是各种应用情况下的共同目标, 因此发展级数更少的高负荷、高效率超 / 跨声速涡轮是当今涡轮设计技术的大势所趋。

对于超声速涡轮, 国外 Emanuel Boxer<sup>[2]</sup>、Louis J. G.<sup>[3]</sup>等人在 20 世纪 50 ~ 60 年代开展了基于特征线理论的叶片设计方法研究。文献[2]提出了 1 种基于 2 维特征线理论的超声速涡轮叶栅设计方法, 该方法在国外多种专业文献中被广泛引用而具有较大影响。国内对特征线法设计超声速叶片的研究则很少, 文献[4]曾

做过初步研究并据此设计了叶栅, 但未对其流动进行更详细地分析。

本文通过 C++ 编程, 基于文献[2]所述方法开发了超声速涡轮转子叶栅设计软件, 可应用于冲压发动机飞行器涡轮发电系统涡轮设计, 也可经工程化改进后用于燃气轮机低压涡轮设计。在对转子叶栅进行设计研究时, 考虑到叶栅进口气流为超声速气流, 将前缘几何参数设定为很小, 以排除前缘激波对流场的影响。

## 1 设计方法

### 1.1 理论分析

当超声速流体经过凸面时, 因通道面积增大而产生膨胀波, 并发生等熵膨胀(加速), 如图 1(a)所示; 同理, 当超声速气流流过凹面时, 则会产生压缩波, 并发生等熵压缩(减速), 如图 1(b)所示。在普朗特·迈耶流动中, 膨胀波和压缩波束中每道波都是马赫波,

当气流穿过这些波时气动参数连续变化且为等熵过程,均可利用特征线理论对流场中气动参数进行计算。基于特征线的超声速涡轮叶栅设计方法即利用上述特征线理论设计壁面型线,使气流在流经壁面时马赫数能够按照设计参数而变化。

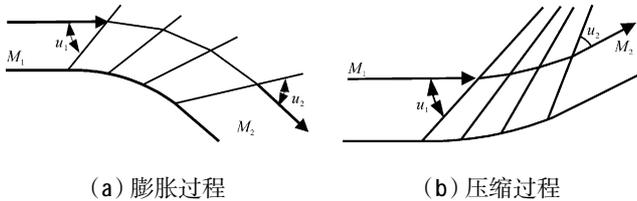


图 1 普朗特·迈耶流动

此方法设计的涡轮叶栅如图 2(a)所示,包括进口过渡段(GH、BC)、圆弧段(HI、CD)、出口过渡段(IJ、DE)以及进、出口直线段(AB、EF);壁面马赫数变化如图 2(b)所示。图中 HI 和 CD 为圆弧段,AB、DF 为直线段,主要任务是设计速度发生变化的过渡段曲线 BC、DE、GH 与 IJ。

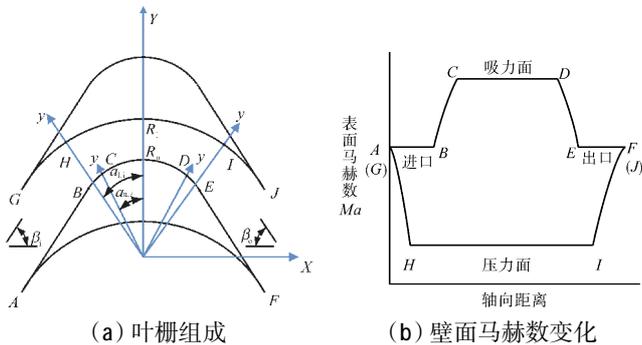


图 2 超声速涡轮动叶及其表面马赫数变化

1.2 型线设计

由上可知,叶栅设计的主要任务是过渡段。通道马赫波分布如图 3(a)所示 HR<sub>1</sub>CR<sub>0</sub> 圆弧 GH 压力面进口过渡段 BC 吸力面进口过渡段 OH 膨胀波 OC 压缩波;以进口压力面过渡段 GH 为例对设计方法进行简要分析,如图 3(b)所示。在直角坐标系中,H 点坐标为(0,1),即 R<sub>H</sub>=1,设计完后将 GH 坐标旋转 α<sub>1i</sub>=β<sub>1</sub>-(v<sub>1</sub>-v<sub>i</sub>)即到实际位置,其中 β<sub>1</sub> 为进口气流角,v<sub>1</sub> 为进

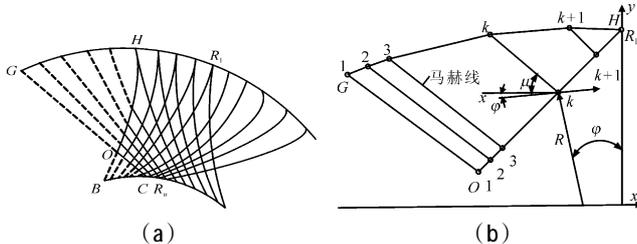


图 3 进口过渡弧设计

口马赫数对应的普朗特·迈耶角, v<sub>1</sub> 过渡段出口马赫数对应的普朗特·迈耶角。

设计时将 OH 及壁面 GH 分为 k+1 段,计算 OH 上 k+1 个离散点坐标,联立公式

$$f(R) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arcsin\left(\frac{\gamma+1}{R^2} - \gamma\right) + \arcsin[(\gamma+1)R^2 - \gamma] \quad (1)$$

$$f(R) = 2v_1 - \frac{\pi}{2} \left( \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} - 1 \right) - 2(k-1)\Delta v \quad (2)$$

得到 OH 线上的 k 点的半径值为 R<sub>k</sub>

$$x = -R_k(OH) \sin \varphi_k \quad (3)$$

$$y = R_k(OH) \cos \varphi_k \quad (4)$$

可求得 k 点的坐标,其中 φ<sub>k</sub>=v<sub>1</sub>-v<sub>i</sub>-(k-1)Δv, Δv=(v<sub>1</sub>-v<sub>i</sub>)/(k+1)。

根据角度 μ 与 k+1 点坐标求得马赫线直线表达式;由各段壁面线段与 x 轴夹角 φ 与起始点(0,R<sub>1</sub>),可求得 GH 上第 k+1 段直线表达式,2 直线交点即为壁面点 k+1 点的坐标。依次求出壁面点 k,k-1……2,1 的坐标,过渡段曲线 GH 即设计完成。依此方法可设计出叶栅进出口的其余 3 段过渡段,分别旋转角度到实际位置后可通过圆弧连接即组成完整叶型。

2 程序开发及验证

2.1 程序介绍

利用特征线方法,采用 C++ 语言编写程序。输入参数分别为进、出口马赫数,进口气流角和过渡段马赫数。通过改变过渡段马赫数可设计出不同形状的涡轮叶栅。该程序使用方便、生成数据坐标快;可直接导入 Gambit 等商业软件,形成网格进行计算。程序流程如图 4 所示。

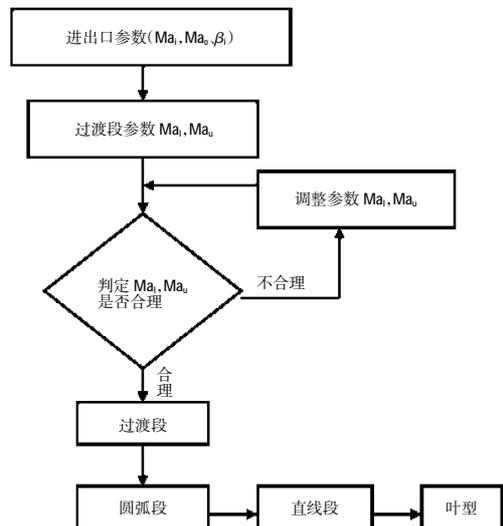


图 4 程序流程

### 2.2 程序验证

通过无黏计算分析叶栅通道流动并对比设计和计算的叶栅表面马赫数分布,以验证设计程序的正确性,如图5(a)所示。该模型通道马赫数及流线分布如图5(b)所示,可以看出流场分布合理,马赫数变化均匀,通道内不存在激波。

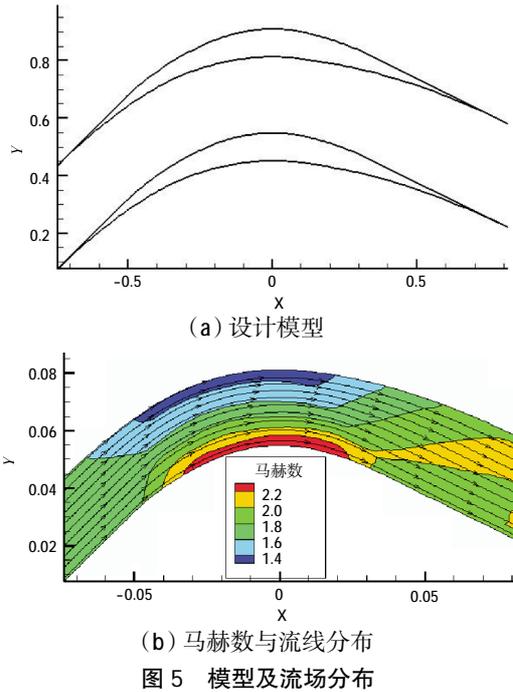


图5 模型及流场分布

表1对比给出了主要设计和计算参数,可以看出模型进、出口马赫数与设计预期的一致。图6对比给出了模型壁面计算与设计马赫数分布,可以看出模型计算数据与设计参数几乎一致。

表1 计算结果与设计参数比较

| 参数          | 设计值    | 计算值    |
|-------------|--------|--------|
| 进口马赫数       | 1.7000 | 1.6985 |
| 出口马赫数       | 2.000  | 2.000  |
| 进口气流角 / (°) | 45     | 45     |

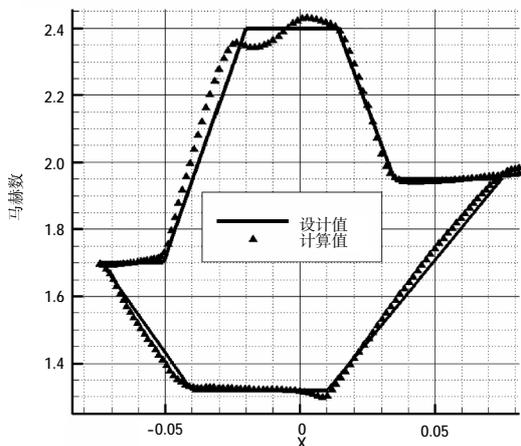


图6 叶片表面马赫数变化

上述设计预期参数与CFD计算参数验证结果表明,基于特征线的涡轮叶栅设计方法合理可行,所开发的设计程序正确可靠。

## 3 叶栅计算

### 3.1 计算模型

图7(a)为转子叶栅模型,FLUENT模拟时将叶片进口前及出口后的流体区域划分为静止区域。将涡轮中心流道划分为周期边界,将叶片周围的流体划分为移动区域,平移速度为314.16 m/s,设计功率为398855.43 J/kg。

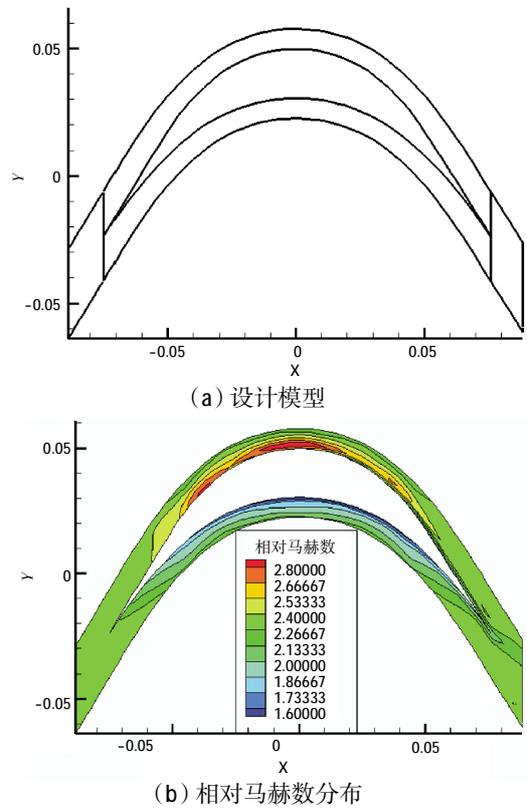


图7 涡轮转子模型与流场分布

### 3.2 无黏计算结果

图7(b)为转子无黏计算的相对马赫数分布。从图中可见,其分布均匀、流场合理、通道内无激波。表2对比给出了计算结果与设计参数。可以看出流场进口参数与设计值基本一致,但出口参数与设计值略有偏差。为真实地模拟叶栅运动,在进、出口各有1个静止区域,进、出口参数与设计参数位置不同,可能会导致出现差别。

从模拟结果得出理想涡轮功为401949.22 J/kg,轮缘功为398433.84 J/kg,模型作功能力能达到设计

要求;效率为 0.99,表明涡轮叶栅流动均匀、无激波、无堵塞;载荷系数为 4.04,表明超声速涡轮具有高负荷、大功率的特点。

表 2 涡轮转子无黏计算结果

| 参数             | 转子进口    |         | 转子出口     |          |
|----------------|---------|---------|----------|----------|
|                | 设计      | 计算      | 设计       | 计算       |
| 总压/Pa          | 122295  | 122204  | 9389.209 | 9109.474 |
| 总温 /K          | 764.00  | 763.99  | 365.88   | 378.16   |
| 静压 /Pa         | 2137.30 | 2153.70 | 2059.77  | 2187.80  |
| 绝对马赫数          | 3.300   | 3.293   | 1.647    | 1.583    |
| 相对马赫数          | 2.393   | 2.389   | 2.423    | 2.334    |
| 绝对速度 / (m/s)   | 1025.70 | 1026.13 | 508.50   | 503.52   |
| 相对速度 / (m/s)   | 743.82  | 744.35  | 748.14   | 742.64   |
| 绝对切向速度 / (m/s) | 951.04  | 951.42  | 322.20   | 315.75   |

### 3.3 黏性计算结果

考虑到超声速叶型损失主要来源于激波及其激波 / 附面层干扰<sup>[5-6]</sup>,特征线法设计的超声速涡轮叶栅尽管在理想条件下通道内未产生激波,但在实际黏性流动中尚需验证。

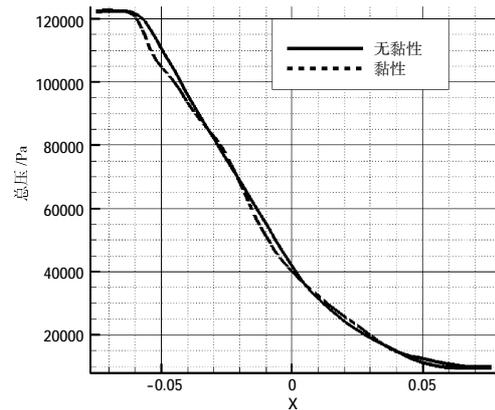
黏性转子理想涡轮功为 414488.99 J/kg, 涡轮轮毂功为 381075.17 J/kg; 涡轮效率为 0.92, 与理想条件下的 0.99 的相比有所下降; 基元级载荷系数 3.85。主要计算结果与设计值的比较见表 3。以上数据表明, 在黏性流动且未进行附面层修正下, 此方法设计的涡轮叶栅也能在高载荷下具有较高效率及功率。

表 3 涡轮转子黏性计算结果

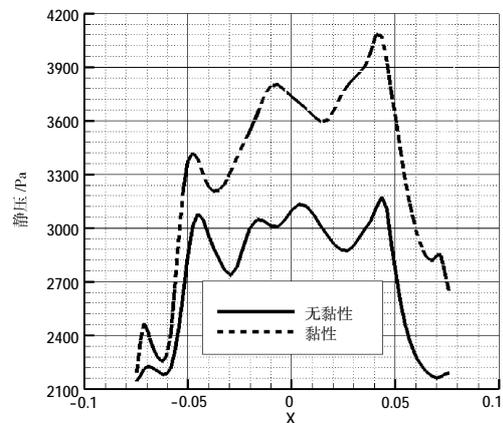
| 参数             | 转子进口     |          | 转子出口     |          |
|----------------|----------|----------|----------|----------|
|                | 设计       | 计算       | 设计       | 计算       |
| 总压/Pa          | 122295.0 | 122294.7 | 9389.209 | 8071.140 |
| 总温 /K          | 764.00   | 764.00   | 365.88   | 390.32   |
| 静压 /Pa         | 2137.30  | 2137.00  | 2059.77  | 2251.86  |
| 绝对马赫数          | 3.300    | 3.299    | 1.647    | 1.454    |
| 相对马赫数          | 2.393    | 2.393    | 2.423    | 2.120    |
| 绝对速度 / (m/s)   | 1025.70  | 1026.13  | 508.50   | 480.64   |
| 相对速度 / (m/s)   | 743.82   | 744.35   | 748.14   | 703.05   |
| 绝对切向速度 / (m/s) | 951.04   | 951.42   | 322.20   | 256.67   |

叶片周期边界无黏与黏性模型的主要参数对比如图 8(a)~(c)所示,叶片表面压力分布如图 8(d)所示。从图 8(a)中可见,在黏性条件下,流场通道周期边界总压变化不大,总温变化趋势与之类似;从图 8(b)~(d)中可见,黏性对静压、相对速度系数及叶片

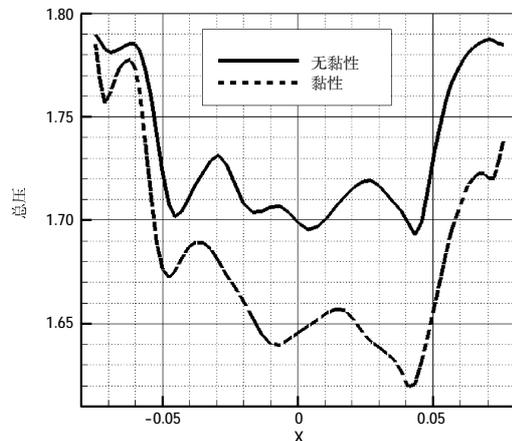
表面静压有较大影响。黏性与无黏参数分布在进口段较为接近,二者差别主要在叶中及尾缘段,且越向后差别越大,这主要是黏性附面层在壁面发展逐渐增厚影响流道面积所致。以上结果说明,黏性对超声速涡轮叶栅流动有较明显的影响,有必要在本文设计方法基础上研究附面层修正技术,以保证实际流动更准确地符合设计预期。



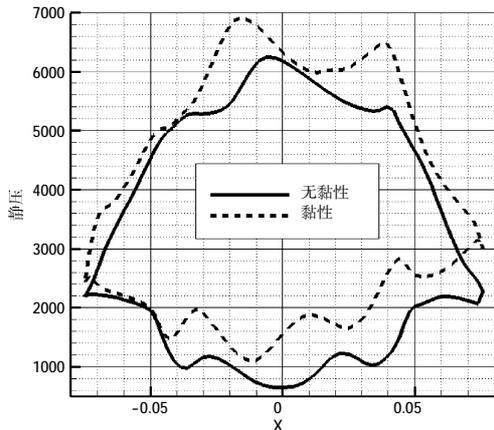
(a) 绝对总压



(b) 静压



(c) 相对速度系数

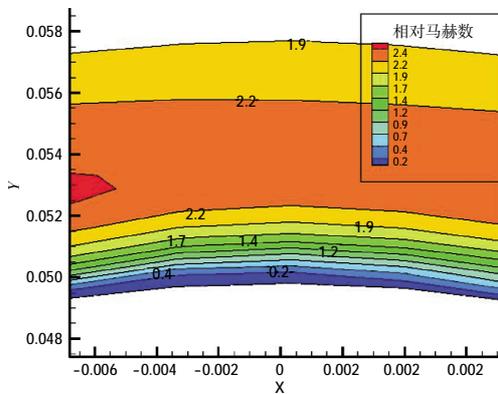


(d) 叶片表面静压

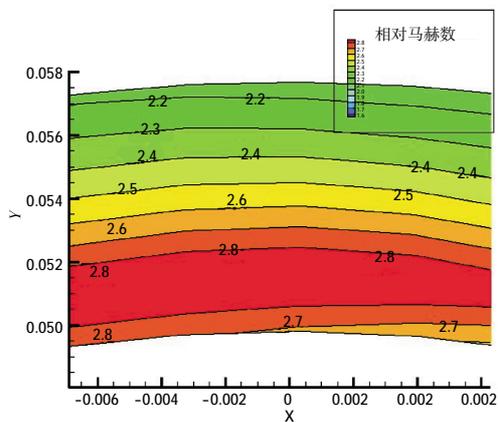
图 8 无黏与黏性流场参数比较

图 9 ~ 11 分别给出了黏性影响较大的叶片吸力面中部、压力面中部及尾缘处的黏性流场与理想流场的相对马赫数对比,以进一步分析黏性影响。

从图 9 中可见,吸力面(叶背)附近黏性与无黏流场的马赫数相差较大,在壁面处无黏流动马赫数约为 2.7,接近设计马赫数,黏性流动壁面马赫数很小,但越接近周期边界马赫数差别越小。

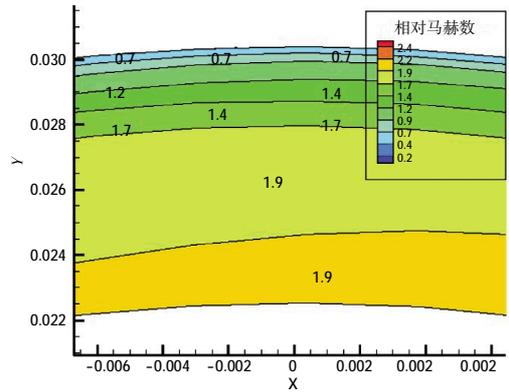


(a) 黏性流场

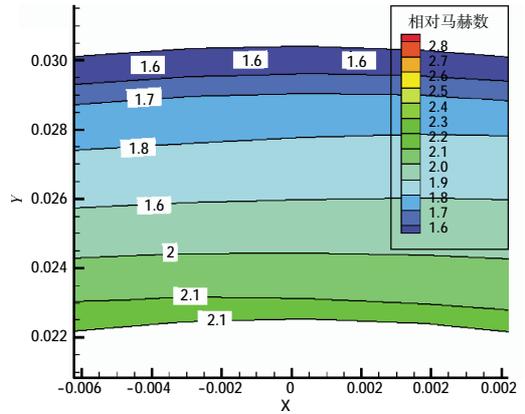


(b) 无黏流场

图 9 吸力面黏性流场与理想流场相对马赫数对比

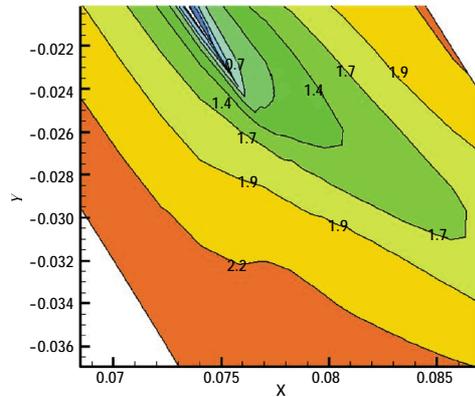


(a) 黏性流场

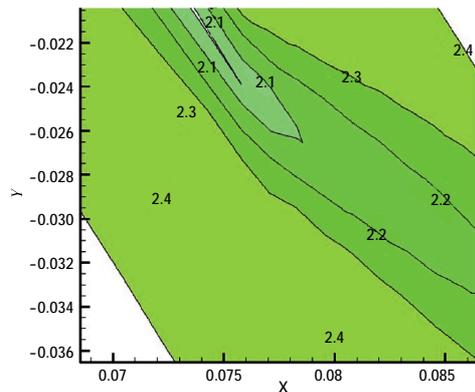


(b) 无黏流场

图 10 压力面黏性流场与理想流场相对马赫数对比



(a) 黏性流场



(b) 无黏流场

图 11 尾缘黏性流场与理想流场相对马赫数对比

从图 10 中可见,在壁面附近(压力面)马赫数相差较大,在壁面处无黏流动马赫数约为 1.6,接近设计马赫数,黏性流动仅为 0.7 左右,但越接近周期边界马赫数差别越小。从图 11 中可见,越靠近尾缘马赫数相差越大,离尾缘越远马赫数越接近。

通过分析可知,在通道中黏性流动在壁面产生附面层使得流通面积减小,因而速度膨胀不够充分导致平均马赫数减小。同样由于黏性的影响,在尾缘处越靠近壁面马赫数越小,离尾缘越远壁面对流场影的黏性影响越小。

通过图中数据可以分析出,黏性影响不可避免地影响到壁面附近流场参数,但是在周期边界附近黏性已与无黏流场马赫数相差很小,通过附面层修正稍微扩大流通面积即可达到设计要求。因此,此设计方法是准确、合理的。

#### 4 结论

根据 2 维等熵特征线理论,研究了 1 种根据壁面速度生成超声速涡轮叶栅的设计方法,采用该方法设计的超声速涡轮叶栅通道无激波且在高负荷下具有较高效率。对设计的超声速涡轮叶栅进行了 CFD 模拟及性能分析,可得出如下结论:

(1)特征线法能根据马赫数分布精确地设计出需要的型线,可为超声速型面和超声速涡轮叶栅设计提供高效、有力的设计工具;

(2)在无黏条件下,本文方法设计的涡轮叶栅通道

流动均匀、无激波、效率高,各项参数均符合设计要求;

(3)在黏性条件下,本文方法设计的涡轮转子在动坐标系下流动均匀、无激波、无堵塞,且在较高的负荷(载荷系数为 3.85)下具有较高的效率(0.92)。

#### 参考文献:

- [1] 杨佃亮,李颖晨,丰镇平. 超音速喷嘴叶栅造型设计及数值分析[J]. 工程热物理学报,2007,27(2):217-219.
- [2] Boxer E, Sterrett J R, Wlodarski J. Application of supersonic vortex-flow theory to the design of supersonic impulse compressor-turbine-blade sections [R]. NACA-RM L52B06, 1952.
- [3] Goldman L J, Scullin V J. Analytical investigation of supersonic turbo machinery blading[R]. I -Computer Program for Blading Design. NASA-TN-D-4421,1968.
- [4] 冯国泰,焦德勇. 超音速喷嘴和动叶型线的设计及波系分析和计算[J]. 哈尔滨工业大学学报,1985(6):41-48.
- [5] 孟军强. 基于 NURBS 的涡轮叶片造型技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
- [6] 龚建波,俞篁,朱俊强,等. 超音速涡轮叶栅气动性能实验及分析[J]. 工程热物理学报,2006,6(27):125-128.
- [7] 曾军. 涡轮叶栅损失生成和运输的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究,2006,19(3):19-23.
- [8] 石玉文. 跨音速涡轮叶片成型方法的研究发展[J]. 汽轮机技术,2007,49(2):88-89.
- [9] Louis J G . Supersonic turbine design and performance [R]. NACA, TM X-67961, 1972.
- [10] 张宏义,张发启,孙权. 二维超音速喷管设计仿真研究[J]. 机械设计与制造,2011(10):132-134.