

文章编号: 1000-8055(2010)09-2103-08

某变循环发动机超声涡轮设计与分析

刘智刚, 方祥军, 刘思永, 王 屏, 尹 钊
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 应用相似理论原理, 为某变循环发动机在高、低涵道比两种工作模式下设计了高膨胀比、大焓降超声高压涡轮, 叶片造型采用 S_1 流面三维造型法实现. 通过三维数值模拟对设计涡轮在以上两种工作模式下进行了验算, 应用 Spalart Allmaras 一方程湍流模型求解雷诺平均 Navier Stokes 方程, 并引入 Aбір Ghanam Shaw 转捩模型描述叶片表面边界层发展过程. 数值模拟结果表明, 涡轮在两种工作模式下等熵效率分别达到 92.79% 和 92.31%, 优于设计预期; 三维造型法考虑了 S_1 流面的物理特征, 是一种精确而有效的叶片造型方法.

关 键 词: 涡轮设计; 变循环发动机; 超声流; 三维造型; 数值模拟; 高压涡轮
中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A

Design and analysis of HP turbine for variable cycle engine

LIU Zhigang, FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping, YIN Zhao
(School of Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A supersonic highly loaded high pressure turbine with large enthalpy drop was designed for a variable cycle engine (VCE) in two operating modes of high and low bypass ratio by using similarity principle, and the blade profiles were implemented by means of a new three dimensional (3-D) profile design method based on S_1 stream surface. Then, 3-D numerical simulations were performed for the turbine in both operating modes under different thermodynamic cycle parameters to confirm the design methods and results. One-equation turbulence model of Spalart Allmaras was applied to solve Reynolds averaged Navier-Stokes equations, whilst the transition model of Aбір Ghanam Shaw was introduced into the calculations to capture the development process of boundary layer on blade surface. The results of simulations indicate that excellent aerodynamic performances are available in both operating modes with overall efficiency of 92.79% and 92.31%, respectively, which are superior to anticipated targets; the used profile design method by S_1 stream surface is more precise and effective than conventional cylinder method for turbine blade, since 3-D characteristics of flow fields are considered elaborately.

Key words: turbine design; variable cycle engine; supersonic flow; 3-D modeling; numerical analysis; HP (high pressure) turbine

变循环发动机(VCE)是通过调整发动机某些部件的几何形状、尺寸或位置来改变热力循环的燃气涡轮发动机, 通过调节发动机的基本循环

参数, 如增压比、流量和涵道比, 使发动机在各种飞行状态下都能获得最佳热力循环状态, 从而对飞机的飞行速度和高度具有良好的适应性^[1]. GE

收稿日期: 2009-08-03; 修订日期: 2009-12-08

作者简介: 刘智刚(1983-), 男, 河北河间人, 硕士生, 主要从事高性能航空发动机涡轮部件设计研究

(General Electric) 公司研发的 F120 发动机是迄今为止唯一一台经过飞行试验的变循环发动机, 其变循环特征是可以根据飞行需求变换工作模式: 当起飞、加速及超声速飞行需要高单位推力时, 发动机以单纯涡喷模式工作; 当亚声速巡航、待机时, 发动机以小涵道比涡扇模式工作^[2]. 发展变循环发动机目的在于降低发动机的油耗率和提高单位推力, 降低发动机高负荷部件在极端飞行条件下的应力和温度, 并改善发动机非设计点的性能, 以满足宽广的飞行包线、大作战半径、高机动性、超/亚声速续航时间长的要求.

为适应变循环发动机的这些特点, 涡轮的设计工作面临着新的挑战, 即变循环涡轮必须在宽广的工况范围内均能维持较高的效率, 实现对发动机性能的有效调节, 而变循环发动机涡轮设计方法在公开的文献中鲜有阐述. 相似理论指出, 当折合流量、膨胀比、折合转速等参数相等时, 可以将多工况折合为同一工况点, 以保证不同工况下涡轮内流场近似相同. 基于这一理论, 本文为某变循环发动机在高涵道比(双外涵)、低涵道比(单外涵)两种工作模式下设计了高膨胀比、大焓降超声高载单级高压涡轮. 涡轮叶片造型采用 S_1 流面三维造型法实现. 该方法充分考虑涡轮流场的三维性, 将叶型完全映射在三维 S_1 流面上, 体现了 S_1 流面的物理本质含义, 因而更符合真实流动状态.

涡轮是航空发动机实现高温燃气内能转化为机械能的关键部件, 其工质流动呈现高温、高压、高速的显著特点, 这种流动是工程中所遇到的最复杂流动之一. 为大幅度提高涡轮负荷, 先进的燃气轮机对涡轮的膨胀比要求超过 3.5~4.0 或更高, 在大焓降、高膨胀比下, 涡轮出口沿全叶高均出现超声速区, 流动状况较亚声涡轮更为复杂. 超声涡轮三维流场的复杂性体现在^[3-5]: 超声区内存在膨胀波、压缩波(或激波)复杂波系结构, 气流通道气动参数变化剧烈; 当超声燃气受扰动形成压缩波时, 则必须考虑压缩波(或激波)-边界层相互作用对涡轮气动特性造成的影响; 叶片表面边界层受叶型曲率变化、主流气动参数影响, 发生由层流边界层到湍流边界层的转捩, 而边界层转捩流动的特征明显不同于层流和湍流, 边界层发展的准确描述、边界层转捩位置的准确预估对探究涡轮流场气动特性有着重要的意义; 叶片型线的变化、叶片弯扭、端壁效应等使流场的三维性突显, 流场存在二次流、分离流以及复杂涡结构. 涡轮流场流动信息的准确获取、涡轮气动特性的准确预

估对涡轮设计而言十分重要, 对超、跨声涡轮尤为关键.

1 设计方法

1.1 相似理论原理应用

变循环发动机兼备涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的特点, 其涵道比能够随热力循环参数进行改变和调整, 保证发动机处于最佳的热力循环状态. 本研究以两种涵道比工作模式作为高压涡轮设计工况, 要求当热力循环参数大幅度变化时, 涡轮内流场气动参数合理分布, 效率维持在较高的范围之内. 相似理论指出, 单值性边界条件相似、由单值性边界条件的物理量组成的相似准则数相等是物理现象相似的充分必要条件. 本文基于这一理论探究了变循环发动机涡轮部件的设计方法, 遵循折合转速、折合流量、轴向马赫数等参数相等的原则对两种工况下的基本循环参数(进口总温、总压、背压、流量、转速等)进行了合理调整, 力求涡轮在两种工况下处于相似的流动状态, 达到设计指标.

1.2 S_1 流面三维造型法

二维柱面造型法是工程上广为应用的叶片造型方法, 此方法将 S_1 流面用柱面近似替代, 再将圆柱面展开为二维平面, 并认为平面叶栅流动等同于柱面叶栅流动. 而后, 在二维平面上按照气动参数的要求, 选取叶型的几何参数, 展开叶片造型工作. 实际上, S_1 流面是不规则空间曲面, 用柱面近似替代的方法必然会造成气动参数误差, 最明显的是, S_1 流面上气动参数法向分量为零, 而柱面上气动参数具有法向分量. 由此可见, 柱面造型方法不能真实体现 S_1 流面的气动特性, 必须构建能够反映三维流动特征的叶片造型方法.

本工作室对二维柱面造型方法进行了改进, 构建了任意三维回转面与二维拓展平面的函数映射关系, 提出了建立在任意回转面上的 S_1 流面三维造型法^[6-8]: 首先, 由通流计算获得叶型三维设计参数, 并通过三维回转面与二维拓展平面的映射变换将其转化为二维平面设计参数; 而后, 可以完全借鉴已有的二维造型法生成叶型型线; 由于映射关系的确定性, 气流在此二维空间上的流动等同于三维流面上对应叶型型线决定的气流流动. 为适应叶片造型的需要, 工作室编制了一套交互式叶片造型程序, 提供了变参数法、多项式法、变阶高次多项式法、预置曲率法、自由高阶 Bezier

法等多种设计方法, 以满足造型所需. 本文的变循环发动机高压涡轮叶型设计采用预置曲率法完成; 生成二维拓展平面的叶型后, 需对叶型的几何特性进行分析, 如叶栅通道收敛性、喉道宽度、叶型几何构造角大小等以判断叶型是否达到初步设计要求, 进而对叶型型线进行优化调整, 此时可以将曲线拟合成 NURBS (non uniform rational B-spline) 曲线, 通过调整控制点来修改、优化叶型; 由于映射关系的可逆性, 将满足设计要求的二维叶型反映射回三维回转面上, 来确定该回转面上对应的三维叶型. 当不同叶片高度 S_1 流面上三维叶型全部完成设计, 且用 NURBS 曲线表示后, 选定三维叶型的积叠点 (如前缘点、重心等), 确定叶片的倾斜规律、弯曲规律和扭向规律, 根据弯扭掠联合成型理论进行叶片的三维积叠成型, 在空间形成三维叶片的系列剖面型线; 最后将每个流面上 NURBS 曲线表示的叶片型线用蒙面法 (Skinning) 拟合构造三维 NURBS 曲面, 即三维叶型型面, 完成了叶片三维造型设计工作.

2 计算方法

采用 NUMECA 软件包对所设计涡轮在变循环发动机的单外涵道和双外涵道两种设计工况分别进行了数值模拟, 以验证其气动性能. 应用前处理软件 IGG (interactive geometry modeler and grid generator) 中的 AutoGrid 模块生成分块结构化计算网格, 网格生成过程中对近壁处网格进行了加密处理, 最贴近壁面网格与壁面间距为 10^{-6} m, 最终生成网格节点总数 1 349 949. 空间区域和计算网格如图 1 所示.

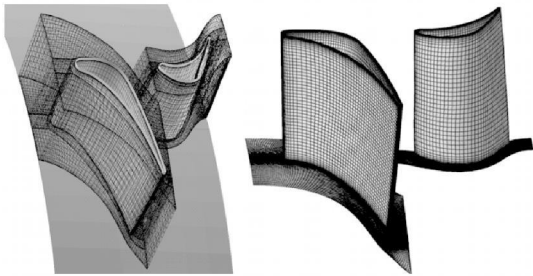


图 1 空间区域和计算网格

Fig.1 Computation domain and grid

为满足雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程的求解需要, 计算选用了 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型, 此模型对于大压力梯度下的三维黏性流体分离流动模拟具有良好的适用性^[9]. 数值模拟过程中引入了 Abur Ghanam Shaw (AGS) 转捩

模型来捕捉叶片表面边界层的转捩流动及分离现象, 该转捩模型通过经验修正的边界层积分法预估边界层转捩的起始位置, 计算间歇因子 (Γ) 显示边界层流态, 层流为 0, 湍流为 1, 转捩区线性过渡^[10].

两种工作模式下高压导叶三维流场数值计算的边界条件: 进口边界给出流总温、总压、湍流黏性, 采用轴向进气方式; 出口边界给定静压; 给定转速, 绝热壁面处理.

3 计算结果分析

计算结果显示, 计算流量与设计值相对误差分别为 2.01% 和 0.75%, 等熵效率分别达到 92.79% 和 92.31%. 图 2 给出了不同涵道比工况下叶片表面静压分布情况, 可以看出两种工况下流场极为相似. 总体而言, 数值模拟结果表明所设

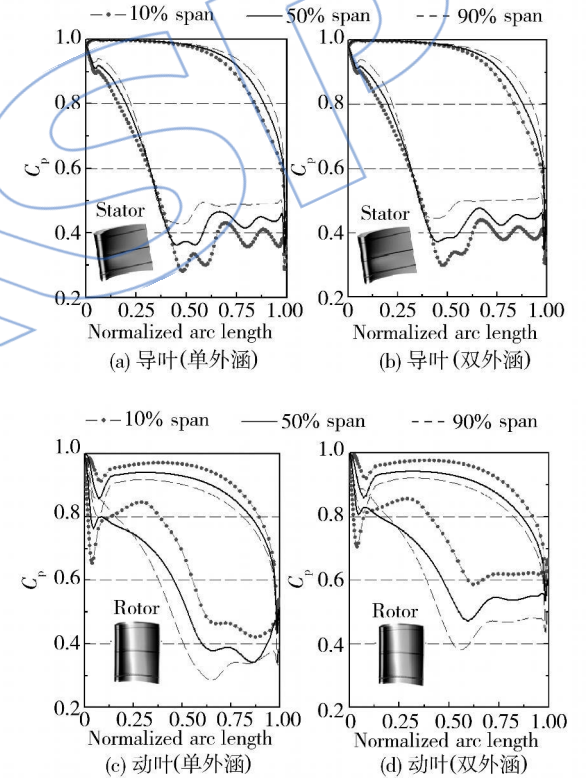


图 2 叶片表面静压分布

Fig.2 Static pressure distributions on the blade

计涡轮导向叶片在单外涵、双外涵两种工作模式下均表现出良好的气动性能, 基本达到设计指标. 图中压力系数公式为

$$C_p = (p_1 - p)/(p_1 - p_2)$$

式中 p 为当地静压 (Pa); p_1 为进口静压 (Pa); p_2 为出口静压 (Pa).

由静子叶片压力面静压分布表明导向器静压

发展较为饱满: 气流进入导叶通道后开始膨胀加速, 并在 55% 叶片弧长处发生急剧膨胀, 静压明显下降; 在叶片尾部, 由于过度膨胀区被内尾波封闭, 激波后气流静压突然升高。吸力面静压分布显示在各个截面均存在逆压区及压力波动现象, 其主要导致因素是叶栅通道内波系结构、强压缩波一边界层相互作用, 这些影响在超、跨声涡轮设计中是难以避免的。通过对比转子叶片静压分布可以看出单外涵工况下涡轮动叶发挥了更好的膨胀做功能力, 出口压力膨胀幅度、压力最低点、曲线包围面积均优于双外涵工况。

3.1 超声导叶尾迹特点

图 3 给出了导向叶片在两种设计工况下出口 (S_3 面) 马赫数等值线分布情况, 其中坐标 M 为周向长度, R 为径向长度。除气流的尾迹掺混造成出口马赫数局部小于 1 之外, 两种工况下高压涡轮导叶均处于超声工作状态。同时能够观察到, 出口马赫数沿径向、周向均存在较大差异。径向而言, 叶片根部气流膨胀程度明显强于顶部气流, 这表明受叶型空间积叠和端壁效应的影响, 高温燃气流动在气流通道中呈现强烈的三维性, 不同叶高处的气流膨胀不均匀。周向而言, 燃气分别沿吸

力面和压力面膨胀加速至超声, 其膨胀程度也是不均匀的。两股超声气流在叶片尾缘发生掺混, 形成绕流尾迹, 其宽度约占出口截面宽度的 15% (两种模式), 而吸力面轮毂侧的边界层脱体流动形成的尾迹较宽。图 4、图 5 分别给出了出口能量损失系数分布云图和叶片尾缘流矢图 (以单外涵为例)。超声流掺混首先能够造成更多的能量损失, 同时, 两股气流气动参数的不均匀性使得掺混过程中形成了由机匣流向轮毂的径向串流, 并在轮毂、机匣出口分别产生了壁角涡, 造成二次流损失显著增加。超声掺混损失、二次流损失造成加剧了尾迹损失, 这是超声涡轮导叶气动损失的主要来源。

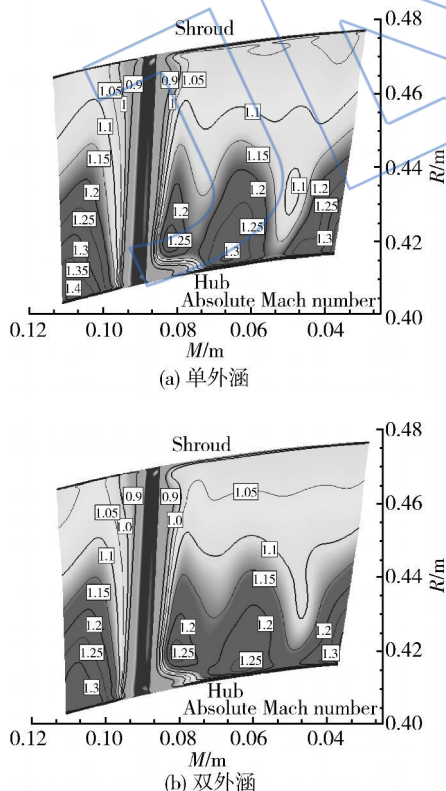


图 3 出口马赫数等值线图

Fig. 3 Mach number at stator outlet in different operating modes

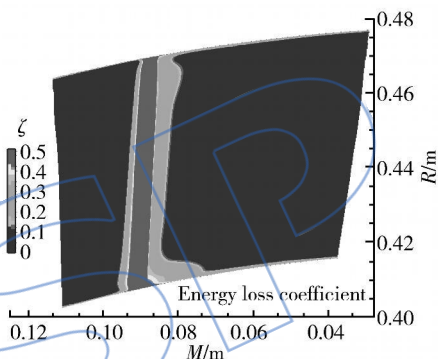


图 4 出口能量损失分布云图 (单外涵)

Fig. 4 Energy loss coefficients at stator outlet (single bypass mode)

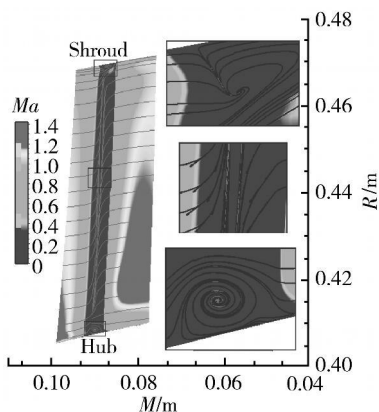


图 5 叶片尾缘径向串流和出口壁角涡 (单外涵)

Fig. 5 Radial movements and corner vortex at stator outlet (single bypass mode)

3.2 动叶顶部间隙泄漏流

顶部间隙流动是造成动叶损失和涡轮级损失的主要来源, 可以分别占到动叶损失和级损失的 45% 和 30%, 分析动叶顶部间隙流动特征对动叶设计、降低流动损失具有重要意义^[11-12]。本文对

超声涡轮动叶顶部间隙内流动状况进行了分析, 研究发现间隙流动有以下三种表现形式: ①导叶后气流由动叶前缘及近前缘吸力面冲击进入顶隙, 反向于叶片旋转方向由压力面流出, 出流后的燃气以通道涡的形式贴附于机匣壁面流向相邻叶片, 如图 6 (a) 所示. 流出后的顶隙流受通道内主流冲压影响造成流动的堆积, 并发生翻转, 流至相邻叶片叶背后, 气流沿径向发生转折, 贴附于吸力面表面流向叶片尾缘; ②由于叶片高速运动, 吸力面顶部气流相对于旋转动叶进入顶隙内, 气流流程较长, 受顶隙两侧压力梯度影响很大, 在顶隙内发生了偏转, 并流向顶隙的下游空间, 最终又从吸力面侧流出, 紧接着发生了与第一种间隙流类似的径向转折, 不同的是, 这部分气流出流位置较为靠后, 偏折较为剧烈, 而且在叶片尾缘脱离时产生了径向窜流和盘旋涡流, 如图 6 (b) 所示; ③前两种间隙泄漏流是因相对运动造成的, 更多的泄漏流是由压力面到吸力面之间的压力梯度所导致, 由图 6 (c) 能够清晰看到, 叶片压力面侧的顶部流体在压力梯度作用下流入顶隙, 这部分顶部泄漏流自顶隙约 1/3 轴向位置处就开始形成了, 自吸力面流出的燃气在高压力梯度下继续贴附于机匣端壁面沿周向流动, 而后才逐渐贴附于叶片表面, 并发生径向偏转形成盘旋尾迹涡流脱离叶片尾缘. 这部分泄漏流流量比前两种情况都要多, 并且吸力面侧流出的顶部间隙流形成了刮角涡, 二次流的横向运动梯度对主流造成了恶劣的影响, 因而是动叶顶隙损失的主要来源. 应该指出, 动叶设计过程中对第三种形式的顶隙流进行有效控制将有利于降低泄漏损失, 提高涡轮效率.

3.3 超声涡轮波系结构

图 7 给出了涡轮导叶 10% 叶高处拟 S_1 流面绝对马赫数、压力系数变化情况, 结合这两个参数的变化特点可以分析超声涡轮导叶内部的波系结构. 导叶通道内气流膨胀加速, 并在 35% 弦长处 (两种模式) 开始达到声速. 在叶背处, 叶型的弯曲使得流道表现出扩张特性, 贴近吸力面的超声燃气继续膨胀并产生一簇膨胀波系伸向气流通道内; 在叶盆处, 气流绕叶片压力面尾缘急剧加速, 在斜切口 (叶栅喉部以后的通道区域) 也形成一簇伸向气流通道的扇形膨胀波. 由于叶盆尾缘曲率变化扩张剧烈, 这组膨胀波强度较大, 从静压变化能够证实这一点. 这组膨胀波系与吸力面产生的膨胀波系相交, 继续投射到叶背并在叶背上形成

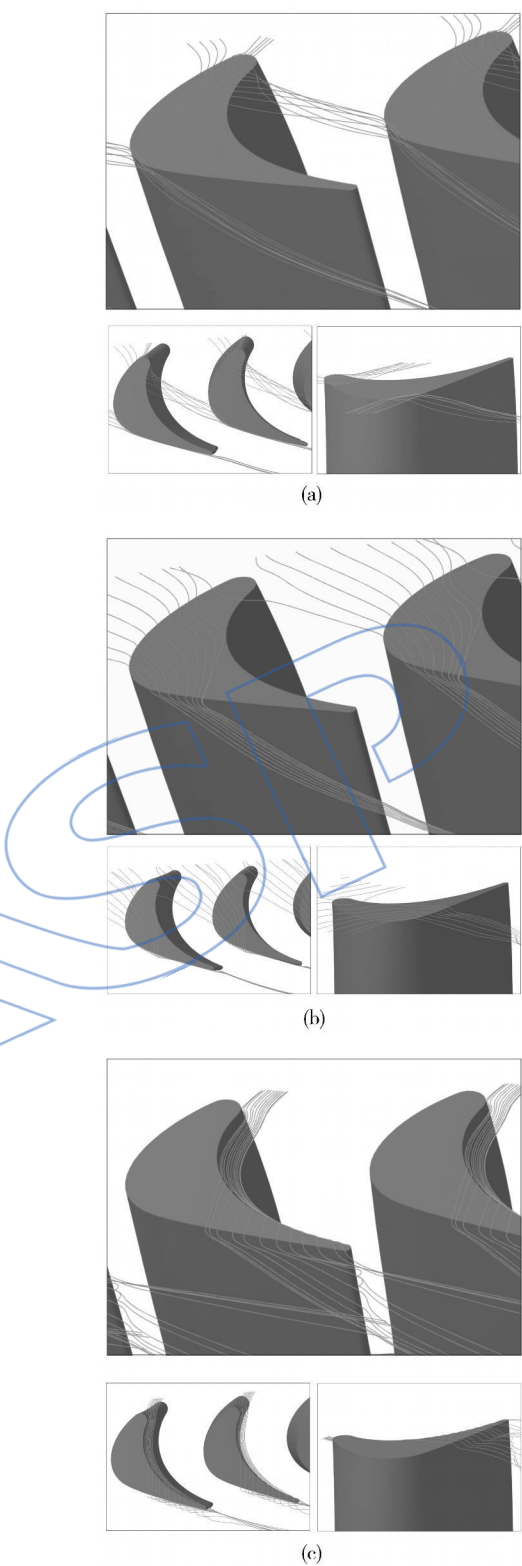


图 6 动叶顶部间隙流
Fig. 6 Tip clearance flow

反射膨胀波. 通道内超声速气流穿过这两组膨胀波系及反射膨胀波在斜切口继续加速膨胀, 即发生“超声斜切口膨胀”. 根据马赫数分布情况中可以判断, 膨胀波系及反射膨胀波系影响范围较大,

造成了超声速气流过度膨胀. 同时, 由于子午流道扩张造成流场三维性凸显, 气流沿流向加速的同时沿展向膨胀, 进一步加剧了气流的过度膨胀. 计算结果显示, 在两种工况下局部最大马赫数分别为 1.48 (单涵模式) 和 1.43 (双涵模式), 相应最大过度膨胀度分别达到 1.18 和 1.17. 一般认为, 最大过度膨胀度在 1.1~1.15 之间时, 叶背的速度分布认为是满意的, 因此叶根处叶背形状需要进一步优化.

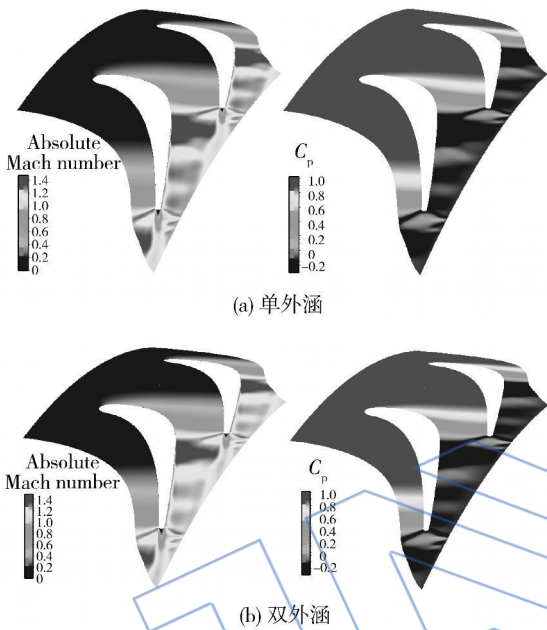


图 7 10% 叶高处沿 S_1 流面绝对马赫数、压力系数分布
Fig. 7 Mach number and pressure coefficient at 10% blade height along S_1 stream surface

叶盆表面流出的气流离开尾缘后形成伸向通道的内尾波, 内尾波与吸力面原生膨胀波、压力面投射到吸力面形成的反射膨胀波发生了激波与膨胀波的异侧相交作用, 根据给出的马赫数、压力系数变化情况能够判断多簇膨胀波系最终将内尾波减弱和耗散, 这道激波的影响仅局限于压力面尾缘外的区域, 而膨胀波能够充满斜切口大部分空间, 此处气流呈现膨胀加速的特点.

在轮毂端壁边界层内, 由于流体的黏性损失掉了燃气的部分能量, 叶片吸力面与轮毂接触的端壁处存在燃气的低能区. 过度膨胀的高速高能气流与此处低速低能气流之间存在速度梯度和压力梯度, 这种差异最终形成了角隅涡, 图 8 表示出了两种设计工况下叶片吸力面和轮毂端壁的极限流线, 可以清晰看到角隅涡的存在.

角隅涡发生在轮毂端壁和吸力面接触处边界

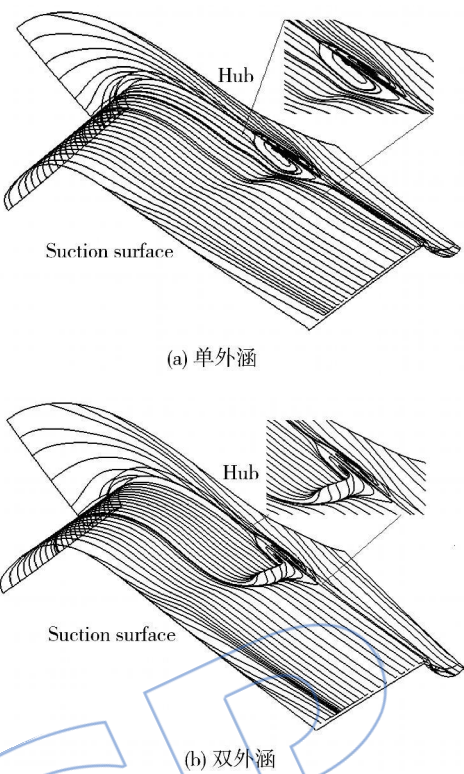


图 8 端壁及吸力面极限流线
Fig. 8 Limiting stream line on hub and suction surface

层内, 对主流产生了较大影响: 角隅涡流动形成的死水区使低能流体区域扩大, 边界层向主流抬升, 造成叶背有效轮廓外凸. 过度膨胀区内超声主流同时受到外凸叶背边界层和绕流后尾迹的气动压缩, 在吸力面过度膨胀区下游产生了压缩波. 从马赫数降低、压力系数升高的剧烈程度可以判断这簇压缩波强度较大, 然而并未形成激波, 即边界层扰动诱发产生了原生强压缩波. 压缩波发生在 60% 弦长处 (单外涵模式, 57% 双外涵模式). 而后发生了压缩波和膨胀波系的同侧相交作用, 根据图 7 给出的马赫数、压力系数变化情况能够判断多簇膨胀波系被这簇强压缩波耗散, 过度膨胀区被原生压缩波和叶片后尾迹封闭在斜切口处. 气流通压缩波作用后静压升高, 速度降低, 而一直处于超声状态, 并继续沿叶背向下游绕流, 此后气动参数呈现出二次膨胀、二次压缩及再次膨胀的震荡特征, 并最终形成脱离激波离开叶片尾缘.

图 9 和图 10 分别给出了高压导叶 50%、90% 叶高处沿 S_1 流面绝对马赫数、压力系数变化情况, 可以看到不同叶高处的波系结构存在较大差异. 50% 叶高处, 斜切口气流以膨胀加速为主, 但仍能观察到压缩波的存在以及气流的二次膨胀现象, 此叶高处压缩波强度已经大幅降低. 而在

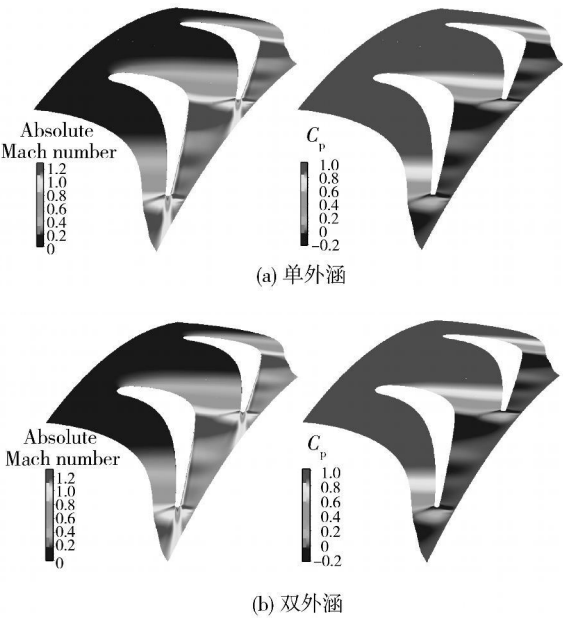


图 9 50% 叶高处拟 S_1 流面绝对马赫数、压力系数分布
Fig. 9 Mach number and pressure coefficient at 50% blade height along S_1 stream surface

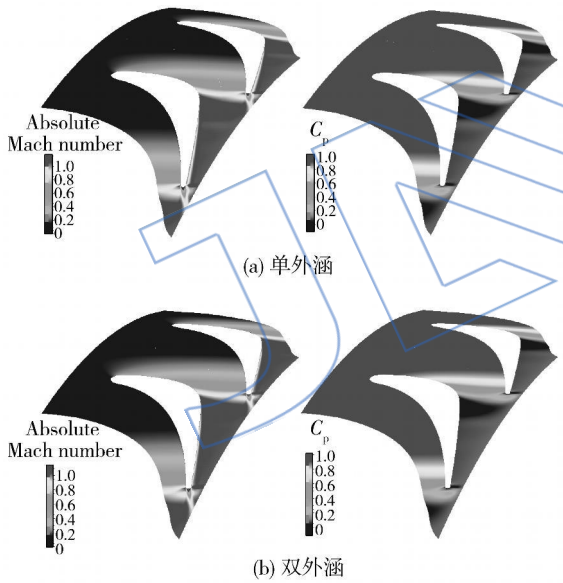


图 10 90% 叶高处拟 S_1 流面绝对马赫数、压力系数分布
Fig. 10 Mach number and pressure coefficient at 90% blade height along S_1 stream surface

90% 叶高处, 声速线没有能够贯穿叶栅通道, 在压力面尾缘绕流出口后部气流才膨胀到声速. 沿叶高呈现不同的波系结构主要是由于叶片型线的空间积叠、端壁效应造成了不同叶高处气流膨胀不均匀所造成的, 且轮毂端壁附近形成的角隅涡所造成的边界层外凸仅局限在叶根附近, 因而压缩波影响范围有限, 其强度沿叶高逐渐减弱. 图 10 所示的吸力面等熵马赫数分布体现了压缩波作用范围. 波系结构的差异也表明了导叶气流通道内

声速面、压缩波面的三维性.

3.4 边界层流态发展和强压缩波一边界层作用

由图 8 可以看到两种工作模式下流场结构并不完全相似. 在双外涵模式下, 除去壁角处形成了死水区外, 能够观察到角隅涡作用以外的叶片表面极限流线沿叶高方向发生了滑移、滞止和回流现象, 这表明角隅涡外的流动发生了分离, 扩大了二次流的影响范围, 而单外涵模式下没有观察到这样的分离现象. 分析认为, 这种差别主要是由不同的边界层流态所造成的. AGS 模型的引入捕捉到了叶片表面边界层由层流向湍流的转捩现象, 通过计算间歇因子对边界层流态的发展做出了很好的分辨. 图 11 给出了两种工况下导叶吸力面等熵马赫数分布、极限流线和边界层转捩综合作用效果, 转捩线 $I(I=0.999)$ 上游区域显示边界层呈现层流特性及转捩过渡区, 下游区域表明叶片表面边界层呈现完全湍流特性.

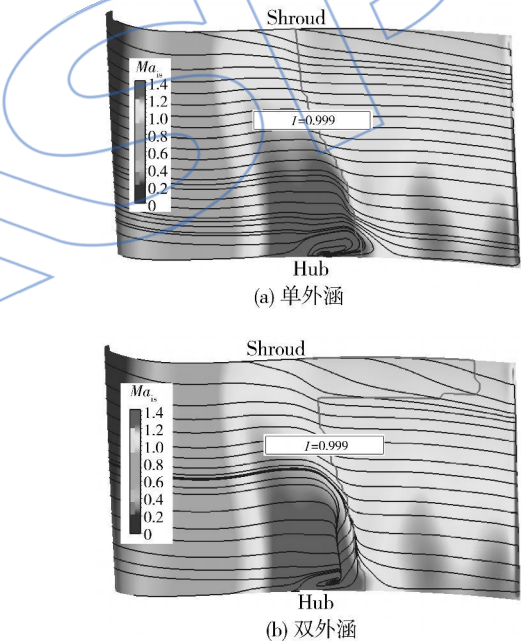


图 11 吸力面等熵马赫数分布、极限流线及转捩线
Fig. 11 Isentropic Mach number, limiting stream line and transition line on suction surface

在双涵模式下, 来流雷诺数较低, 边界层不易发生转捩, 叶片表面的层流边界层能够沿流向维持较长的距离. 轮毂附近强压缩波生成在转捩线上游, 即压缩波是由层流边界层诱发产生的, 波后的高压通过层流边界层中的亚声速层向上游传播, 逆压梯度作用下的流动发生了分离. 通过转捩线及等熵马赫数沿叶高变化趋势可以看出, 角隅涡及分离流后的壁面边界层在强压缩波后高压作

用下迅速由层流发展为湍流, 压缩波促发了边界层的转捩, 这种影响延续到 80% 叶高处, 在靠近机匣侧的壁面边界层转捩过程几乎不再受到叶根附近强压缩波的扰动, 转捩是自发完成的. 在单涵模式下, 来流雷诺数较高, 边界层容易失稳, 在角隅涡诱发强压缩波产生之前边界层已经发展为完全湍流, 即压缩波发生在转捩线下游, 是由湍流边界层的增厚诱发产生的, 湍流边界层动量交换能力强于层流, 对逆压梯度的承受能力较强, 压缩波后的高压没有能够引起流动的分流, 但仍然能够观察到流线的滑移现象.

压缩波后气动损失急剧增加. 波阻损失本身并不是引起损失急剧增加的主要因素, 强压缩波作用于边界层造成叶背表面流动分离, 由此引发的二次流损失是气动损失大幅增加的首要因素, 其次是边界层转捩完成后叶片表面摩擦损失较层流状况有所增加.

4 结 论

本文探究了变循环发动机高压涡轮的设计方法, 在相似理论的指导下采用 S_1 流面三维造型法完成了大焓降超声高载涡轮设计工作. 通过三维数值模拟分析了不同热力循环参数下变循环发动机高压涡轮流动特性, 揭示了超声涡轮尾迹流动特征、顶隙泄漏流特点、通道波系结构、强压缩波一边界层相互作用现象, 得出以下结论:

1) S_1 流面三维造型法通过三维回转面和二维拓展平面之间的映射与反映射, 将二维叶型完全“黏附”在三维流面上, 真正体现了 S_1 流面物理本质含义; 同时, 该方法对二维造型设计习惯具有良好的继承性. 设计实例表明, S_1 流面三维造型法是一种精确、实用的叶片设计方法.

2) 涡轮导叶处于超声工况时, 尾缘出口气流发生强烈掺混, 并存在严重的径向串流和壁角涡结构, 掺混损失、尾迹损失是超声涡轮气动损失的主要来源; 超、跨声涡轮气流通道内存在复杂的波系结构及其强相互作用, 气流参数在极小空间内发生剧烈变化, 为超声涡轮气动特性的准确预估带来了难度.

3) 轮毂侧吸力面的角隅涡造成叶片边界层抬升, 进而对超声主流形成气动压缩, 诱发产生强压缩波. 对于处于层流流态的叶片边界层, 压缩波作用后的压力突增会促发其转捩流动, 并引发边界层的分离, 二次流损失显著增加; 而对于处于湍

流流态的叶片边界层, 由于其动量交换能力强于层流, 对逆压梯度的承受能力较强, 压缩波后的高压不足以引起流动的分流.

参考文献:

- [1] 刘大响, 金捷. 21 世纪世界航空动力技术发展趋势与展望 [J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.
LIU Daxiang, JIN Jie. The development trends and prospect of world aero propulsion technology in the 21st century [J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [2] 方昌德. 变循环发动机 [J]. 燃气轮机试验与研究 [J]. 2004, 17(3): 1-6.
FANG Changde. Variable cycle engines [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-6. (in Chinese)
- [3] 龚建波, 俞锐, 朱俊强, 等. 超声速涡轮叶栅气动特性实验及分析 [J]. 工程热物理学报, 2006, 7(1): 125-128.
GONG Jianbo, YU Bin, ZHU Junqiang, et al. The experiment and analyze on the aerodynamic performance of transonic turbine cascades [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 7(1): 125-128. (in Chinese)
- [4] Corriveau D. Influence of lading distribution on the performance of transonic HP turbine blades [R]. SME GT 2003 38079, 2003.
- [5] Denton J D. Loss mechanism in turbomachines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [6] 方祥军, 刘思永, 王屏. 大扩张通道超声高载荷对转涡轮动叶三维设计方法研究 [J]. 航空学报, 2007, 28(1): 25-31.
FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping. Research of 3D design method for rotor of supersonic high loaded contra rotating turbine with large expansile meridional channel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 25-31. (in Chinese)
- [7] 方祥军, 刘思永, 王屏, 等. 轴流超跨音高载荷对转涡轮气动特性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(6): 475-479. (in Chinese)
FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping, et al. The basic aerodynamic design study of axial transonic highly loaded contra rotating turbine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(6): 475-479. (in Chinese)
- [8] FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping. Application of a 3D blade design method for supersonic vaneless contra rotating turbine [R]. ASME GT 2008 50510, 2008.
- [9] Spalart P R, Allmaras S P. A one equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [10] AbuGhanam B J, Shaw R. Natural transition of boundary layers- The effects of turbulence, pressure gradient and history [J]. J. Mech. Engrg. Sci., 1980, 22: 213-228.
- [11] Sjolander S A, Amrud K K. Effects of tip clearance on blade loading in a planar cascade of turbine blades [J]. ASME J. Turbomachinery, 1987, 109(1): 237-244.
- [12] Yaras M I, Sjolander S A. Prediction of tip leakage losses in axial turbines [J]. ASME J. Turbomachinery, 1992, 114(1): 204-210.