

离心叶轮全三维反问题方法设计 误差稳定性研究

田晓沛¹, 单 鹏²

- (1. 中国航空工业集团公司 中航天发动机研究院有限公司 基础研究中心, 北京 101304;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 用流线曲率全三维反问题方法和引入滑移因子模型的准三维流线曲率反问题方法设计了叶片数不同的和增压比不同的小型高速离心叶轮. 用商用计算流体力学(CFD)求解器估算了这些叶轮的性能. 对比了这两种反问题方法的设计误差稳定性, 考察了分流叶片对设计误差的影响. 结果表明, 流线曲率全三维反问题方法能够根据叶片负荷对叶片设计做出恰当调整. 较准三维反问题方法, 流线曲率全三维反问题方法所设计叶轮的增压比普遍偏高. 随叶片负荷增加, 较准三维反问题方法, 流线曲率全三维反问题方法的设计误差变化较小, 即其设计误差稳定性明显较好. 分流叶片对准三维反问题方法设计结果的影响明显较小.

关 键 词: 设计误差稳定性; 离心压气机; 通流设计; 流线曲率法; 全三维反问题; 数值研究

中图分类号: V235

文献标志码: A

Numerical study on the design error stabilities of 3-dimensional streamline curvature inverse method for centrifugal impellers

TIAN Xiao-pei¹, SHAN Peng²

- (1. Basic Technology Research Center,
Academy of Aeronautic Propulsion Technology,
Aviation Industry Corporation of China, Beijing 101304, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two groups of the high speed centrifugal impellers were both designed by the 3-dimensional streamline curvature inverse method and a quasi-3-dimensional inverse method with a slip factor model. One group had different blade numbers, while the other group had different total pressure ratios. The impeller performances were predicted by a commercial computational fluid dynamics (CFD) solver. The design error stabilities of the two methods were compared. The impacts of the splitter blades on the design errors were also studied. The results showed that the 3-dimensional streamline curvature inverse method could realize a proper adjustment to the blade shape according to the blade loading. And compared with the quasi-3-dimensional inverse method, the total pressure ratios of the impellers designed by the 3-dimensional streamline curvature inverse method were generally higher. Therefore, with the increase of blade loading, the design errors of the 3-dimensional streamline curvature inverse method changed much smaller than those of the quasi-3-dimensional inverse method; namely, the design error stability of the 3-dimensional streamline curvature inverse

method was much better. In addition, for the quasi-3-dimensional method, the impacts of the splitter blades on the blade design results were much smaller.

Key words: design error fluctuation; centrifugal compressor; through-flow design; streamline curvature approach; three-dimensional inverse problem; numerical study

用反问题方法设计离心压气机叶片,需要输入设计点流量、增压比、绝热效率等总体性能设计指标.当然,绝热效率也可由损失模型估算.但实际性能与设计指标间普遍存在不可忽略的偏差,本文称之为设计误差.对同一反问题方法,不同算例的设计误差不同.当其波动越小,则本文称该方法的设计误差越稳定.

设计误差稳定性是反问题方法的固有属性之一.从数学上看,若设计结果对于输入参数的改变有更好的跟随性,则设计误差对于输入参数有限增量不敏感;从气动上看,若设计结果对于叶片负荷、稠度等叶轮机气动、几何参数的变化有更好的跟随性,则设计误差对于气动、几何参数的变化不敏感.误差越不敏感,设计误差稳定性越好,即反问题方法对相关因素的处理越合理,反问题方法的普适性越好.而反问题方法的普适性,对于压气机设计的规律性,和结果的可靠性均至关重要.因此,设计误差稳定性不仅是体现反问题方法先进性的一个主要方面,而且为方法的后续发展提供重要依据.

早期发展的反问题方法,鲜见针对其设计误差稳定性的分析.这是由于早期叶轮机的叶片负荷较低,参数取值范围较小,故设计误差稳定性问题不突出;同时,早期叶轮机内流求解技术和计算能力尚无法开展较大规模的设计误差稳定性数值研究,而试验研究的成本又不可接受.但对于新近发展的反问题方法,针对其设计误差稳定性的研究分析至关重要.这是由于叶片负荷增加,参数取值范围拓宽,设计误差稳定性问题显现;同时,基于定常 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 的叶轮机数值研究成本低且被普遍认可.

于 20 世纪 60 年代首次提出的基于流线曲率法求解平均流面 $S_{2,m}$ 的准三维通流设计方法^[1-2],是当今仍广泛用于离心压气机工程设计领域的经典反问题方法之一.一方面,叶片负荷不断增加是当今高性能压气机发展的主要趋势之一.另一方面,准三维反问题方法缺乏对流场周向变化有效且简便的描述.再者,普适于中低负荷叶片设计的经验或半经验损失、落后角等气动模型,被普遍认

为不能简单地通过外推用于高负荷叶片设计^[3].因此,叶片负荷增加会不可避免地增加准三维反问题方法的设计误差.

于 20 世纪 90 年代成熟的若干基于全三维流场描述的叶片反问题设计方法,可有效考虑流场周向变化对叶片设计的影响.当今,全三维反问题方法大致有 3 类.最早由 Wu^[4]提出的基于 S_1, S_2 两族流面迭代的反问题方法及随后基于该理论的简化与近似方法^[5-6].最早由 Demeulenaere, Dang, Tiow 等^[7-9]提出的基于 Euler 方程,并被继续发展为基于 RANS 方程直接求解的反问题方法^[10].最早由 Hawthorne, Tan 等^[11-12]提出的,基于流函数求解周向平均流场;基于速度 Clebsch 变换和流场周向变化的谱分解求解周向周期脉动流场(脉动流场)的反问题方法.国内,最后一类方法被有的学者称为“混合谱”法^[13-14].经若干年发展后,该方法已被“Advanced Design Technology Ltd.”发展为商用软件“Turbodesign-1”^[15].

田晓沛等于 2012 年发表并初步数值验证了一种离心压气机叶片全三维反问题方法^[16-18],后被称为流线曲率全三维反问题方法^[19].该方法用流线曲率法求解中弧流面流场,用 Tan 等^[12]提出的脉动流场求解法获得对流场周向变化的描述.较采用相同脉动流场求解法的“混合谱”法,该方法:①可求解跨声速流场;②无需指定周向平均流场进出口边界条件;③求解周向平均流场耗时较少.因此,该方法的工程应用前景良好.但该方法在设计误差稳定性等事关其发展的重要方面缺少论证.

本文以某小型离心压气机设计为例,选用商用计算流体力学(CFD)分析软件作为叶轮机流场网格划分、求解和后处理平台.首先,评估了流线曲率全三维反问题方法的设计误差稳定性;然后,将其与某典型准三维通流反问题方法的设计误差稳定性进行对比,从设计误差稳定性的角度诠释流线曲率全三维反问题方法的先进性.

1 流线曲率全三维反问题法概述

本文关于流线曲率全三维反问题方法误差稳

定性的分析需要涉及该方法的基本假设、定义,及流场求解方案.鉴于该方法对多数读者较为陌生,所以有必要就该方法的基本要点作简要概述,详见参考文献[16].

1) 基本假设.无黏完全气体,但通过损失模型估算的周向平均流场的熵增分布表达黏性对气流动能的耗散.计算域入口流动绝对无旋,叶片尾缘无涡脱落.叶片无厚度,但考虑叶片厚度对流道的堵塞作用.忽略密度的周向变化^[15].

2) 基本定义.定义与叶片中弧面重合的流面为中弧流面,记为 $S_{2,0}$,见图1,图中 CV 为控制体.

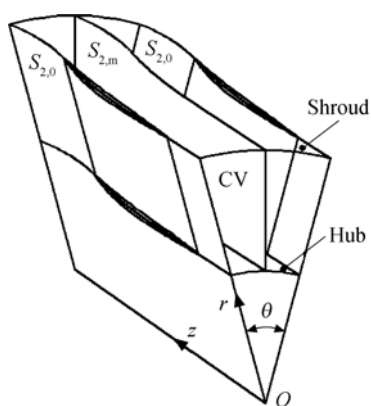


图1 平均流面 $S_{2,m}$ 和中弧流面 $S_{2,0}$ ^[16]

Fig. 1 Stream surfaces $S_{2,m}$ and $S_{2,0}$ ^[16]

包括标量和矢量在内的任意定常流场变量 $Y(z, r, \theta)$ 均可表达为

$$Y(z, r, \theta) = \bar{Y}(z, r) + y(z, r, \theta) \quad (1)$$

其中 $y(z, r, \theta)$ 为周向周期脉动值(简称脉动值), $\bar{Y}(z, r)$ 为周向均值,其定义为

$$\bar{Y}(z, r) = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} Y(z, r, \theta) d\alpha \quad (2)$$

式中 B 为叶片数; z, r, θ 分别为轴向、径向和周向坐标,见图1, α 为相对周向坐标,其定义为

$$\alpha = \theta - f(z, r) \quad (3)$$

式中 f 为中弧流面的周向坐标或称为包角.当 $\alpha = n \cdot 2\pi/B, n=0, \pm 1, \dots$, 即中弧流面 $S_{2,0}$.不妨取 $n=0$, 则在中弧流面,流场变量、脉动分量分别记为 $Y_0(z, r), y_0(z, r)$.横穿中弧流面, y_0 产生第1类间断, Y_0 及间断 Δy_0 分别定义为^[15]

$$Y_0(z, r) = \bar{Y} + y_0 = \bar{Y} + (y_0^{ps} + y_0^{ss})/2 \quad (4)$$

$$\Delta y_0(z, r) = y_0^{ps} - y_0^{ss} \quad (5)$$

其中,脉动分量在中弧流面压力面、吸力面的值 $y_0^{ps}(z, r), y_0^{ss}(z, r)$ 可分别写为

$$y_0^{ps} = y(z, r, f^+(z, r)) \quad (6a)$$

$$y_0^{ss} = y(z, r, f^-(z, r)) \quad (6b)$$

3) 流场与叶片中弧面迭代求解方案.以周向平均环量 $r\bar{V}_\theta$ 的设计输入为目标,基于该参数的“预估-校正”,迭代求解中弧流面与全三维流场.其中,中弧流面基于预估的 $(r\bar{V}_\theta)_0$ 用流线曲率法求解;脉动速度场用 Tan 等^[12]提出的方法求解.然后,按式(6)求脉动速度场在中弧流面的取值.其中, $(rv_\theta)_0$ 用于校正预估的 $(r\bar{V}_\theta)_0$; 子午速度脉动分量 $v_{m,0}$ 用于校正流量积分.

2 设计误差稳定性理论分析

由叶轮机气动设计原理显见,较典型的准三维反问题方法,流线曲率全三维反问题方法的设计误差稳定性可获得有效改善.这因为:

1) 流线曲率全三维反问题方法属于环量法^[20]或可控涡法^[21].在流道子午型线、转速、流量和增压比等不变的情况下,环量法主要通过周向平均环量流向变化率 $\partial(r\bar{V}_\theta)/\partial m$ 及熵增控制叶片负荷.注意到, $\partial(r\bar{V}_\theta)/\partial m$ 沿流线积分后与增压比直接相关;而熵增分布由损失模型估算,并不独立.因此,周向平均环量的设计精度和稳定性将直接影响增压比设计误差大小及其稳定性.

2) 流线曲率全三维反问题方法通过考虑重要的流场周向变化,来区分与叶片中弧面重合的中弧流面流场与周向平均流场.特别是,该方法直接以周向平均环量 $r\bar{V}_\theta$ 的设计输入为流场与叶片造型迭代求解的目标.因此,该方法与准三维反问题方法相比,其周向平均环量的设计精度更高,稳定性更好,也就是设计误差小及其稳定性更好.

显见,上述定性分析并不充分.全三维反问题方法设计误差大小及其稳定性方面的改善是否可以忽略,是否受其他因素的影响;进一步,随叶片负荷增加,准三维与全三维反问题方法的设计误差跟随输入参数变化的特征等均不清楚.这都需要通过针对设计误差分析的数值和试验研究加以确认.其中数值研究适于设计误差稳定性分析,试验研究则适于设计误差大小分析.

3 数值研究方案设计

叶片上某点的负荷,即横穿中弧流面的静压阶跃 Δp_0 可表达为^[22]

$$\Delta p_0 = (2\pi/B)\rho_0 W_0 \cdot \nabla(r\bar{V}_\theta) \quad (7)$$

式中 ρ_0, W_0 分别为中弧流面处的气流密度和相对气流速度(Euler 壁面).由叶轮机 Euler 方程(8a)和能量守恒方程(8b)可见,周向平均意义下,转子出口环量增量与转子角速度 ω 、增压比 π_k^* 、

绝热效率 η_k^* 、进口总温 T_{in}^* 等相关

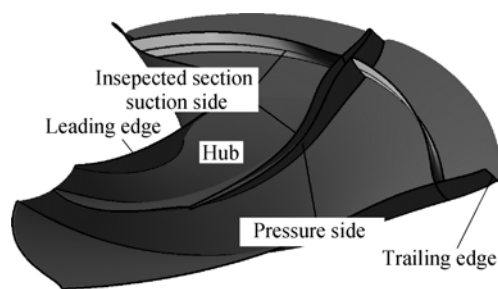
$$L_u = \omega((r\bar{V}_\theta)_{trailing} - (r\bar{V}_\theta)_{leading}) \quad (8a)$$

$$L_u = c_p T_{leading}^* (\pi_k^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1) / \eta_k^* \quad (8b)$$

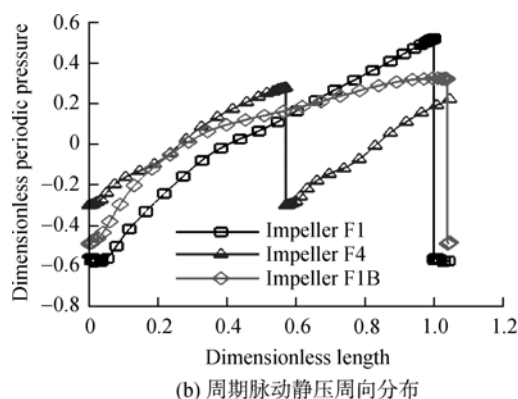
式中 L_u , c_p , κ 分别为轮缘功、比定压热容、比热比; 下标 leading, trailing 分别为叶栅进、出口。

在叶轮转速、几何尺寸, 来流条件, 周向平均环量分布等不变的条件下, 综合式(7)、式(8)可见, 对于叶片的反问题设计, 改变叶片数 B 或增压比 π_k^* 是改变叶片负荷最为简单和有效的两种方式。若叶片无穷多或增压比降为 1, 则流场周向变化无穷小, 叶片负荷无穷小, 而叶片数无穷多恰为准三维通流反问题方法惯常采用的基本假设之一。

为直观起见, 由本文数值计算得到的, 图 2(a)所示叶片尾缘上游某截面上, 不同叶片数和不同增压比叶轮的周期脉动静压周向分布见图 2(b), 图中各算例说明见表 1。穿过叶片时脉动静压产生阶跃, 阶跃大小 $|\Delta p_0|$ 即当地叶片负荷大小, 算例 F4、算例 F1B、算例 F1 无量纲 $|\Delta p_0|$ 分别为 0.6, 0.8 和 1.1。另, 所有算例设计给定的叶



(a) 周向截面位置



(b) 周期脉动静压周向分布

图 2 叶片数和增压比不同的叶轮的周期脉动静压周向分布对比

Fig. 2 Pitchwise distribution comparison of the periodic static pressures between impellers with different blade numbers and different total pressure ratios

表 1 算例说明

Table 1 Cases definition

设计方法		算例	设计增压比	叶片数	CFD 网格周向节点数
Q	F				
带滑移模型的准三维流线曲率通流反问题方法		1		8	81
	流线曲率全三维反问题方法	2	3.0	10	81
		3		12	73
		4		14	73
		1a		8+8	49+49
		1A	2.5		
		1B	2.0	8	81

片负荷子午分布型完全一致。因此由图 2(b)直观可见, 算例 F4、算例 F1B、算例 F1 叶片平均负荷依次增大。

为了方法间的对比, 用带滑移模型的流线曲率法准三维反问题方法^[23-27]与流线曲率全三维反问题方法(以下简称为全三维反问题方法), 各自设计两组具有相同端壁子午型线、流量、转速和周向平均环量分布型的不带分流叶片的小型离心压气机叶轮。两组叶轮具有不同的叶片数和不同的设计增压比, 见表 1。鉴于流线曲率全三维反问题方法尚不能考虑分流叶片对周期脉动流场的影响, 为考察该因素对设计误差的影响, 在算例 Q1 和算例 F1 中经添加分流叶片分别构成算例 Q1a 和算例 F1a, 见表 1。

本文的准三维和全三维反问题设计程序(TFMCC-1 和 3DMCC)均由北京航空航天大学 407 教研室开发。前者已被用于某 100 N 推力涡喷发动机的小型离心压气机设计, 见图 3。本文算例的原型即为该压气机。各叶轮算例气动设计的主要输入参数见表 2。

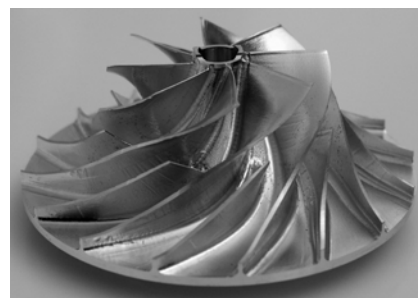


图 3 用于某 100 N 推力涡喷发动机的小型离心压气机
Fig. 3 Small centrifugal compressor for a turbojet with a thrust of 100 N

表 2 通流设计部分输入参数
Table 2 Prescribed and specified parameters for the through flow inverse designs

参数	数值
流量/(kg/s)	0.23
转速/(r/min)	103 678
转子入口轮盘直径/m	0.009
转子出口直径/m	0.081
设计给定绝热效率	基于 CFD 计算结果
进口总温/K	288.15
进口总压/Pa	101 325
转子入口轮盖直径/m	0.045
转子出口叶片高度/m	0.0029
叶片积叠轴	叶片尾缘无倾角积叠
周向平均和周期脉动 流场通流网格数	流向 16+(50 或 22+28)+9 准正交方向 21

所有算例的周向平均环量分布型均相同. 鉴于气流在叶片尾缘须满足 Kutta 条件, 即 $\Delta p_{0, \text{trailing}} = 0$, 故令周向平均环量分布型满足 $(\partial(r\bar{V}_\theta)/\partial m)_{\text{trailing}} = 0$, 见式(7)和图 4. 图 4 中, 系数 $c = m_{\text{max}}/(r\bar{V}_\theta)_{\text{max}}$.

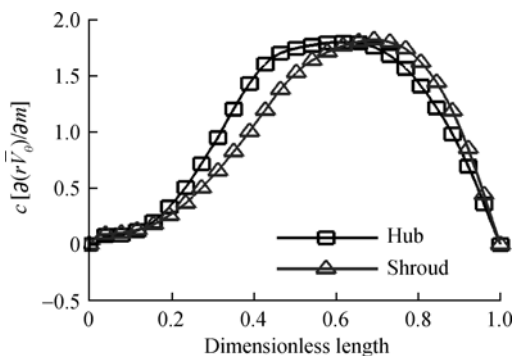


图 4 无量纲周向平均环量子午流向变化率分布型
Fig. 4 Partial derivatives of the pitchwise averaged swirls along the meridional streamline

一般通过在反问题方法中引入经验、半经验的损失模型来估算绝热效率. 但离心、斜流叶轮的流动损失机理复杂, 尚没有类似于轴流叶轮基于 D 因子的物理概念明确并被广泛认可的经验、半经验损失模型来给定可靠的气动损失, 从而会产生较大的绝热效率设计误差. 而该误差会对增压比设计误差产生明确的不可忽略的影响. 所以在本文的数值验证中, 为最大程度地消除该影响, 以

CFD 数值试验输出的总体参数作出一种损失模型. 其要点有:

1) 用叶栅出口截面平均绝热效率的数值解来校正反问题设计的输入值, 以使两者基本保持一致(图 5(b)).

2) 周向平均绝热效率的展向分布被简化为线性分布(图 5(b)).

3) 所有算例的该线性分布的斜率相同, 其值由本文数值解的展向分布来确定(图 5(a)).

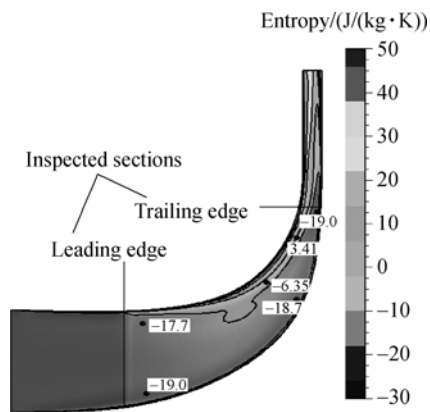
本文各反问题设计算例给定的周向平均绝热效率与数值解的相对误差均未超过 1.15%, 其展向分布的斜率被定为 -0.076(无量纲). 本文损失模型对应的典型周向平均熵分布见图 5(c).

本文用基于定常 RANS 的 CFD 数值试验预测各叶轮气动性能. 基于该预测性能, 对比研究这两种反问题方法的设计误差稳定性及叶轮的气动损失. 用数值试验验证设计方法的合理性在于:

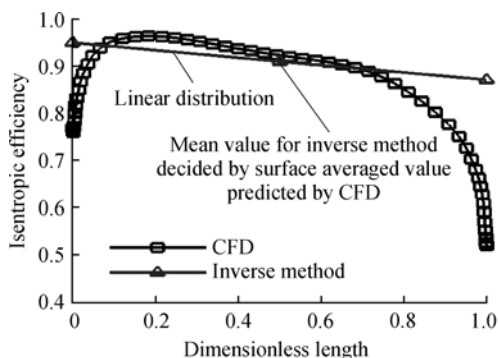
1) 本文的叶轮是一个高亚声速叶轮, 不会出现大面积或高强度的激波.

2) 数值试验得到的流场较反问题求解得到的具有更高的精度.

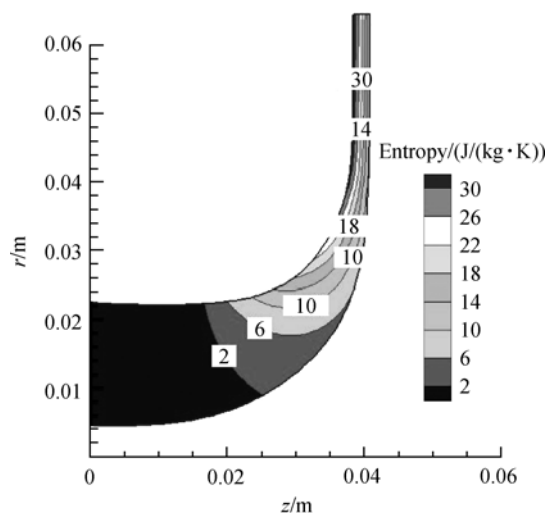
3) 设计方法验证是基于相似的几何边界、计算模型、流动模型、来流条件下, 数值计算结果的



(a) CFD求解得到的周向平均熵增分布



(b) 反问题设计用周向平均绝热效率的展向模化方案



(c) 由损失模型得到的反问题设计用熵增典型分布

图 5 反问题设计用损失模型

Fig. 5 Loss model used by the through flow inverse design

可比性,而非数值计算结果的绝对值。

4) 与试验相比,虽然数值结果存在较多不确定因素,但可获得更为详细的流场描述。

流场求解器选用商用软件 Fine/Turbo. 湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型. 计算域由一或两个 H 型网格块构成. 每个网格块的节点数均为径向 57、流向 305、周向节点数见表 1. 壁面首层网格高度 0.01 mm,该处典型雷诺数 $y^+ \leq 15$,基本满足湍流模型要求。

4 反问题设计结果与分析

算例 F1、算例 Q1、算例 F1B、算例 Q1B 叶片造型结果见图 6. 由图 6 定性可见,由两种反问题方法设计的叶片,在叶片负荷较高时差异较大,反之则较小。

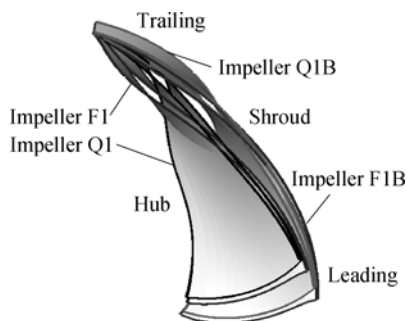
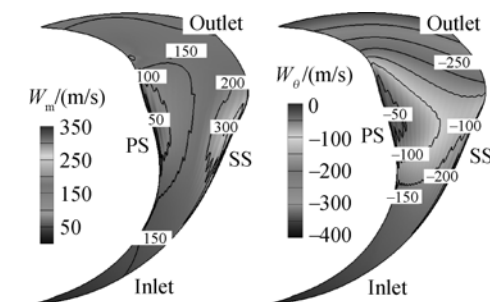


图 6 部分算例叶片造型结果

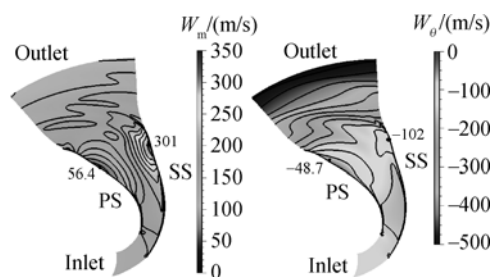
Fig. 6 Blading results for some cases

关于流场周向变化的反问题设计结果,图 7 (a)、图 7 (b) 分别示出叶片负荷较大算例 F2 在流量设计点 50% 叶高截面处,全三维反问题方法设

计得到的、CFD 数值计算得到的子午和相对周向速度分布(图中 PS 为压力面,SS 为吸力面). 对比以上两组图可见,虽然两种方法得到的流场存在差异,但流场周向变化中与叶片设计相关的特征均被较好表达. 例如,沿流向两种方法算到的相对速度周向变化均逐渐增加,在叶片尾缘附近达到最大;而且相对速度最大值和最小值的求解结果也非常接近. 因此,全三维反问题方法对流场周向变化的描述合理有效。



(a) 全三维反问题方法设计



(b) CFD数值试验

图 7 算例 F2 流量设计点 50% 叶高截面相对速度分布
Fig. 7 Relative velocity contours at the 50% blade-span cross-section of the impeller F2

关于叶片负荷对叶片造型的影响,图 8~图 10 示出算例 F1、算例 F4、算例 F1B 在中弧流面的脉动速度场. 由第 1 节求解方案易见,若以准三维反问题方法设计的叶片为原型,该速度场直接用于校正叶片中弧面原型,是流场周向变化对叶片设计影响大小的体现. 该速度场取值越大的地方,对叶片中弧面的校正量越大. 也就是,速度场周向变化越大,即叶片负荷越高,则中弧面脉动速度越大,即对叶片中弧面原型的校正量越大. 对于准三维反问题方法,不论叶片导流段还是离心段,也不论叶片平均负荷高低,该速度场恒为零。

由图 8~图 10 可见,3 个算例的中弧流面脉动速度大小在叶片导流段较小,离心段显著增加. 以算例 F1 为参考,算例 F4、算例 F1B 中弧流面脉动速度轴、径、周向分量变化幅值分别下降了

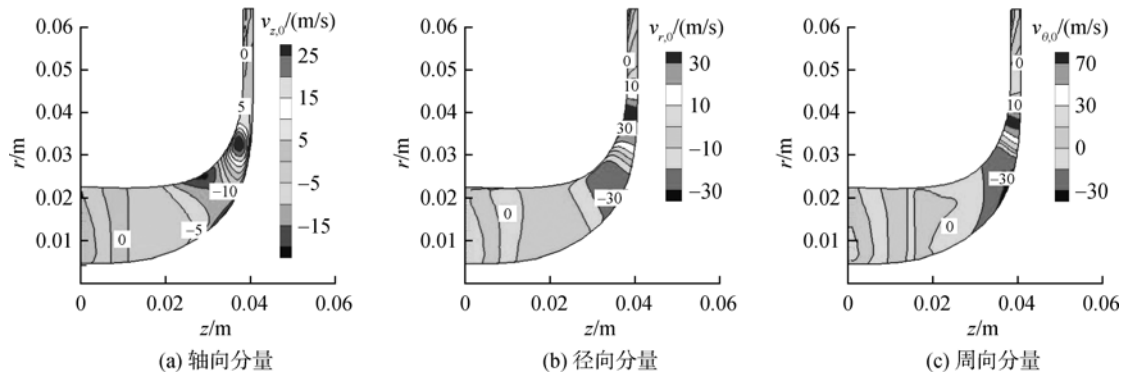


图8 算例 F1 的中弧流面上的周期脉动速度分布

Fig. 8 Periodic velocity contours on the blade camber surface of the impeller F1 designed by 3-D inverse method

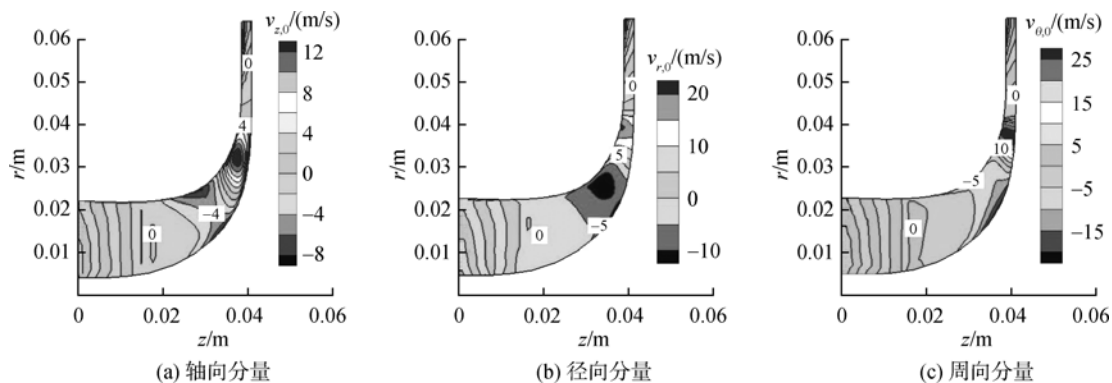


图9 算例 F4 中弧流面上的周期脉动速度分布

Fig. 9 Periodic velocity contours on blade camber surface of the impeller F4 designed by the 3-D inverse method

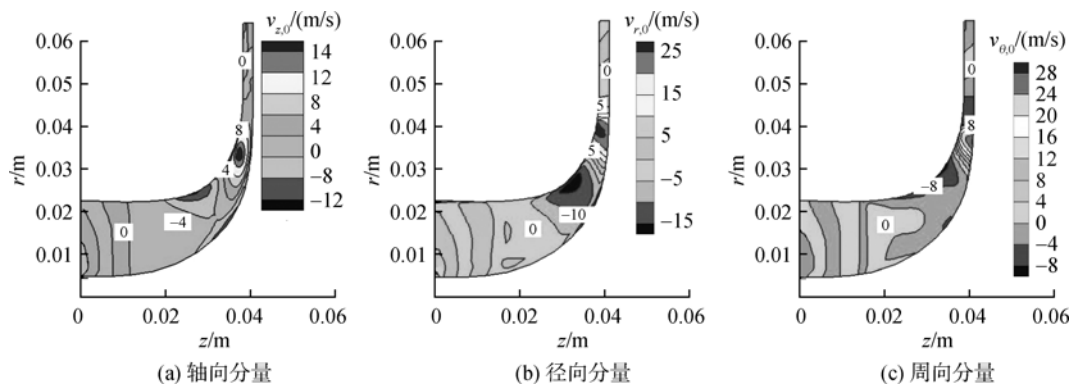


图10 算例 F1B 的中弧流面上的周期脉动速度分布

Fig. 10 Periodic velocity contours on the blade camber surface of impeller F1B designed by 3-D inverse method

56%, 50%, 55%; 42%, 33%, 64%。由此可见:

1) 对同一算例,叶片离心段校正量大于导流段. 这因为离心段叶片负荷明显较大,见图4。

2) 对算例 F1、算例 F1B、算例 F4 叶片的最大校正量依此减小,这因为算例 F1、算例 F1B、算例 F4 的叶片最大负荷依此减小,见图2。

3) 较算例 F1,算例 F4 中弧流面脉动速度3个分量近似呈等比例下降. 而算例 F1B 周向分量下降幅度明显大于其他两个分量. 这因为增加叶

片数和减小增压比是通过不同的方式降低叶片负荷,相应地对叶片造型的影响也不相同。

5 数值试验结果及分析

数值试验得到的算例 Q1、算例 F1、算例 Q4、算例 F4、算例 Q1B、算例 F1B、算例 Q1a、算例 F1a 在 100% 转速下的增压比和绝热效率见图 11。所有算例在流量设计点上的主要气动性能见表 3。

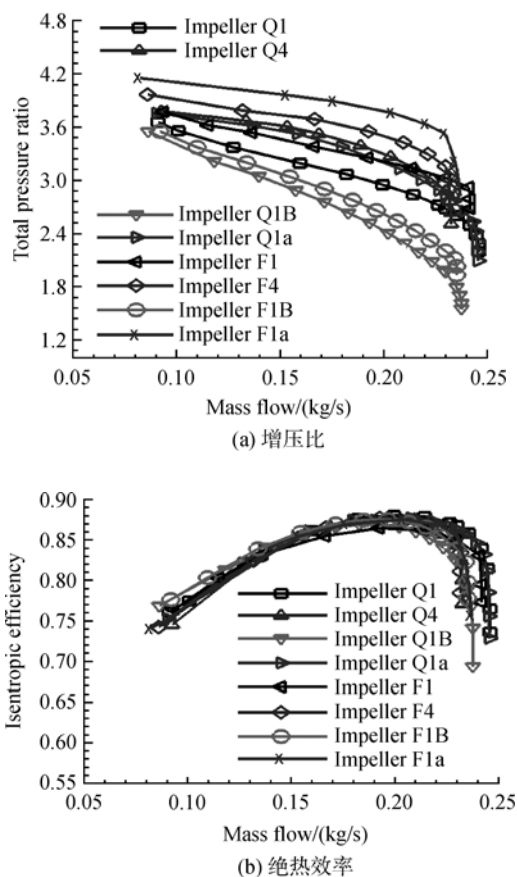


图 11 100%转速下诸叶轮气动性能

Fig. 11 100% speed performances of impellers

表 3 诸叶轮在流量设计点上的主要气动性能

Table 3 Global performances of the impellers at the mass flow design condition

算例	静压增压比		总压增压比		绝热效率	
	Q	F	Q	F	Q	F
1	2.381	2.617	2.677	3.024	0.867	0.851
2	2.460	2.763	2.786	3.215	0.864	0.874
3	2.498	2.746	2.851	3.195	0.855	0.866
4	2.510	2.710	2.884	3.154	0.843	0.854
1A	2.090	2.403	2.313	2.703	0.856	0.869
1B	1.770	1.983	1.969	2.202	0.823	0.839
1a	2.468	2.926	2.835	3.521	0.863	0.857

由图 11 和表 3 可见,较准三维反问题方法设计的叶轮,全三维反问题方法设计的叶轮的增压比明显较高,但绝热效率和稳定工作边界区别不大,就增压比设计误差大小而言,似乎全三维反问题方法的更大。不过,在本文第 2 节已经提及,设计误差大小分析应基于叶轮实体试验结果,而非数值试验结果。这因为,较实体试验结果,基于定

常 RANS 求解的数值试验结果本身带有过多不可忽略的误差。而本文既未对,也无计划对,也无必要对该误差进行校正。因此,就本文而言,界定两种方法的设计误差大小并无意义。而该问题则有待在进一步的试验研究中考察。

各算例在流量设计点叶片排区的增压比设计误差和绝热效率见表 4 和图 12。由于全三维反问题方法所用损失模型基本消除了基于数值试验结果评价的绝热效率设计误差,因此增压比设计误差代表了叶轮气动设计误差的水平。

表 4 诸叶轮叶片排区的增压比设计误差和绝热效率

Table 4 Total pressure ratio design errors and isentropic efficiencies of the blade passages

算例	总压增压比				绝热效率	
	CFD 计算值		设计误差		CFD 计算值	
	Q	F	Q	F	Q	F
1	2.698	3.097	-0.302	0.097	0.935	0.923
2	2.810	3.258	-0.190	0.258	0.929	0.934
3	2.878	3.230	-0.122	0.230	0.919	0.924
4	2.918	3.192	-0.082	0.192	0.906	0.912
1A	2.324	2.725	-0.176	0.225	0.933	0.936
1B	1.974	2.213	-0.026	0.213	0.920	0.920
1a	2.884	3.622	-0.116	0.622	0.927	0.915

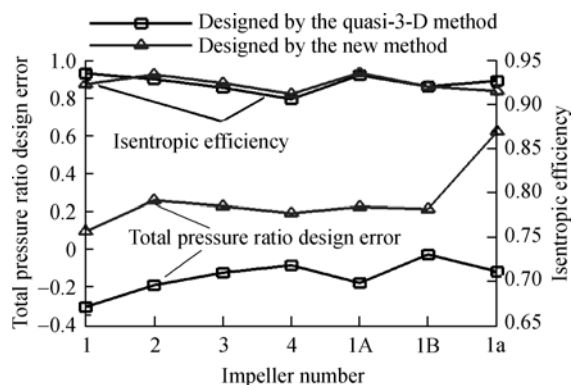


图 12 增压比设计误差和叶片排区绝热效率汇总

Fig. 12 Summarization of the total pressure ratio design errors and the isentropic efficiencies of the blade passages

为进一步比较增压比设计误差波动大小,去除附面层分离严重的算例 F1 及其对比算例 Q1,大小叶片算例 F1a 及算例 Q1a,对其他算例增压比设计误差 e_i 求代数平均 e_{avg} ,即

$$e_{\text{avg}} = \sum_i e_i / 5; \quad i = 2, 3, 4, 1A, 1B \quad (9)$$

式中下标 i 为算例号. 若定义增压比设计误差波动大小 $|\delta e|$ 为

$$|\delta e| = |e_i - e_{\text{avg}}|; \quad i = 2, 3, 4, 1A, 1B \quad (10)$$

则各算例增压比设计误差波动大小见图 13.

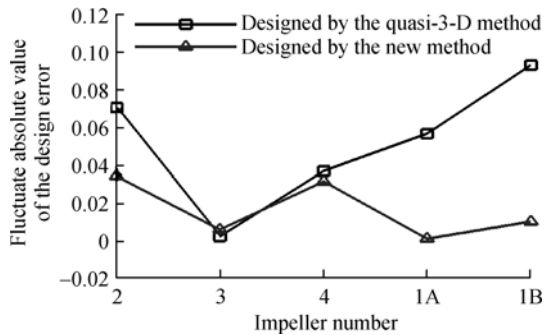


图 13 增压比设计误差波动大小

Fig. 13 Absolute values of the total pressure ratio design error fluctuations

由图 12、图 13 可见,一方面,准三维反问题方法的增压比设计误差随叶片负荷,即流场周向变化的增大而明显单调增加. 与之形成对比的是,除了算例 F1,全三维反问题方法的设计误差变化很小,而且不呈单调变化. 另一方面,全三维反问题方法设计叶轮的绝热效率与准三维反问题方法设计叶轮的相当. 其中,算例 F1 和算例 F1a 效率略低分别是由于叶片负荷过高和级负荷过高,导

致出现了不期望的附面层分离,分别见图 14(a)、图 14(b). 作为对比,图 14(c)、图 14(d)分别为算例 F2 和算例 Q1a 相应截面较健康流场.

算例 F1 的增压比设计误差偏离全三维反问题方法的设计误差均值(约 0.202)较大的原因是,叶片吸力面附面层严重分离,见图 14(a). 附面层分离后,气流沿分离区边界,而非几何边界流动. 基于势流理论的全三维反问题方法尚不能考虑附面层严重分离对叶片造型的影响. 而附面层分离的原因为叶片尾缘附近的局部负荷或逆压梯度过大,降低叶片当地或平均负荷水平,例如增加叶片数(图 14(c)),减小增压比(图 14(b)、图 14(e)、图 14(f)). 改变设计给定的周向平均环量分布,改变流道子午形状等,则可避免此类分离.

算例 F4 的设计误差偏离量略大的原因可能是,全三维反问题方法没有考虑叶片附面层的气动堵塞. 显然,该因素对设计误差的影响,具有随叶片数的增加而增加的特点.

下面讨论分流叶片对设计误差的影响. 分流叶片置入后,叶片负荷下降. 因叶片数成倍增加,故大叶片平均负荷水平或叶片造型结果,均应介于 8 叶片与 16 叶片的平均负荷水平或叶片造型之间,且更靠近后者. 由于本文大小叶片算例是在 8 叶片算例中经添加分流叶片构成,所以叶片造型与 8 叶片算例的一致. 因此从理论上讲,分流叶片对准三维反问题方法设计结果的影响应小于其

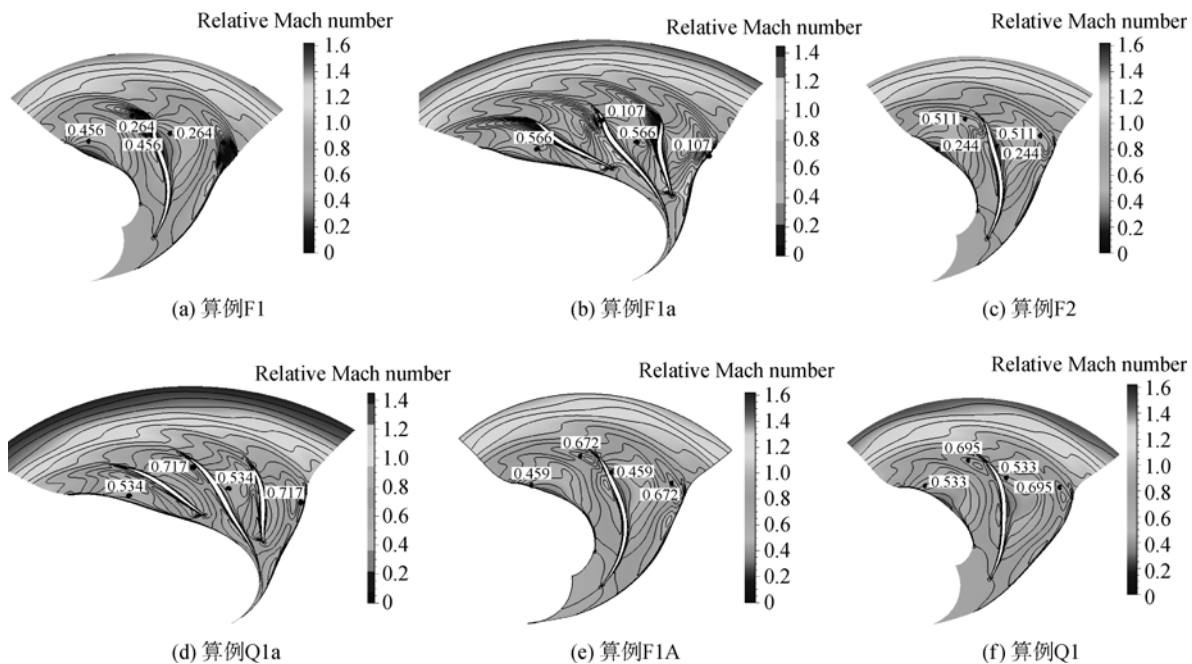


图 14 70%叶高截面诸叶轮相对马赫数对比

Fig. 14 Comparison of the relative Mach number contours at the 70% blade-span cross-section of the impellers

对全三维反问题方法设计结果的影响。

本文数值试验结果支持该推断。如图12所示,分流叶片全三维算例F1a的增压比设计误差是不带分流叶片算例设计误差均值的3倍。若用偏离均值的距离,即设计误差波动幅值来描述,则远超出全三维诸算例的波动范围。而分流叶片准三维算例Q1a的增压比设计误差波动幅值却仍在准三维诸算例的波动范围内。

综上,由于缺少对流场周向不均匀性的有效描述,典型准三维反问题方法即使耦合了曾被证明对某些算例校正比较准确或有效的滑移模型,也很难根据呈二维分布的叶片负荷,即流场周向变化,对叶片做出恰当调整。因此,本文数值试验表明,与准三维反问题方法相比,流线曲率全三维反问题方法的设计误差稳定性明显更优。

6 结 论

1) 基于对周期脉动流场的有效表达,流线曲率全三维反问题方法能较好描述不同叶片负荷水平的离心叶轮流场周向变化,并能据此对叶片设计做出恰当调整。

2) 准三维反问题方法的增压比设计误差随叶片负荷增大而明显增加。与之形成对比的是,全三维反问题方法的设计误差变化则较小。因此,与准三维流线曲率反问题方法相比,流线曲率全三维反问题方法的设计误差稳定性明显更好。

3) 与准三维通流反问题方法设计的叶轮相比,全三维反问题方法设计的叶轮的增压比普遍偏高,而稳定工作区间的差别则不明显。

4) 分流叶片对准三维反问题方法设计结果的影响明显小于其对全三维反问题方法设计结果(设计时只考虑大叶片)的影响。

5) 本文未讨论流线曲率全三维反问题方法的设计误差大小,这有待今后通过试验研究实现。

致谢:

感谢北航流体机械系离心压气机气动设计课题组成员在研究内容方面的有益讨论。

参考文献:

- [1] Jansen W, Kirschner A M. Impeller design method for centrifugal compressor[R]. NASA SP304, 1975.
- [2] 王尚锦. 离心压缩机三元流动理论及应用—节能转子设计基础[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1991.
- [3] Dickens V T, Day I. The design of highly loaded axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(7): 031007. 1-031007. 10.
- [4] Wu C. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial-, radial-, and mixed-flow types[R]. NACA Technical Note 2604, 1952.
- [5] Wu C, Wang Z, Chen H. Three-dimensional rotational flow in transonic turbomachines; Part I solution obtained using a number of S_1 stream filaments of revolution and a central S_2 stream filament[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(1): 38-49.
- [6] Zhao X, Sun C, Wu C. A simple method for solving three-dimensional inverse problems of turbomachine flow and the annular constraint condition[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(4): 293-300.
- [7] Demeulenaere A, Van den Braembussche R. Three-dimensional inverse method for turbomachinery blading design[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 247-255.
- [8] Dang T, Damle S, Qiu X. Euler-based inverse method for turbomachine blades; Part II three dimensions flows[J]. AIAA Journal, 2000, 38(11): 2007-2013.
- [9] Tiow W T, Zangeneh M. A Three-dimensional viscous transonic inverse design method[R]. ASME Paper 2000-GT-0525, 2000.
- [10] Ji M, Dang T, Cave M J. Fully three-dimensional viscous semi-inverse method for subsonic mixed-flow and radial impeller design[R]. ASME Paper GT2009-59679, 2009.
- [11] Hawthorne W R, Tan C S, Wang C, et al. Theory of blade design for large defections; Part I two-dimensional cascades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 346-353.
- [12] Tan C S, Hawthorne W R, Wang C, et al. Theory of blade design for large defections; Part II annular cascades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 354-365.
- [13] 罗兴琦, 陈乃祥, 林汝长. 混流式转轮内有旋流动的全三元反问题计算[J]. 力学学报, 1995, 27(增刊): 30-36. LUO Xingqi, CHEN Naixiang, LIN Ruchang. Inverse calculation of a full three dimensional rotational flow for mixed flow runner[J]. Acta Mechanica Sinica, 1995, 27(suppl.): 30-36. (in Chinese)
- [14] 朱阳历. 叶轮机械叶片全三维反问题优化设计方法研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2012. ZHU Yangli. Investigation on full-3D inverse optimization design method for turbomachinery blade[D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics Chinese Academy of Sciences, 2012. (in Chinese)
- [15] Zangeneh M, Hawthorne W R. A fully compressible three-dimensional inverse design method applicable to radial and mixed flow turbomachines[R]. ASME Paper 90-GT-198, 1990.
- [16] TIAN Xiaopei, SHAN Peng. A compressible three-dimensional inverse design method based on the streamline curvature approach and Clebsch formulation for radial and mixed flow turbomachines[R]. ASME Paper 2012-GT-54805, 2012.
- [17] 田晓沛, 单鹏. 径流/斜流叶轮全三维反问题方法中边界条

- 件和级数截断的研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 390-400.
- TIAN Xiaopei, SHAN Peng. Numerical investigation of the boundary conditions and Fourier series truncation errors for a 3-D inverse method for radial- and mixed-flow turbomachines[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 390-400. (in Chinese)
- [18] TIAN Xiaopei, SHAN Peng. Two 3-D multi-cascade co-design inverse methods based on streamline curvature approach and Clebsch formulation for single-stage centrifugal compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1526-1538.
- [19] 田晓沛. 高性能离心压气机全三维反问题气动设计方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- TIAN Xiaopei. Three-dimensional aerodynamic inverse design methods for advanced centrifugal compressors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [20] Dang T. Design of turbomachinery blading in transonic flows by the circulation method[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(1): 141-146.
- [21] 苗永森, 王尚锦. 径、混流式三元叶轮“全可控涡”设计理论和方法[J]. 工程热物理学报, 1981, 2(2): 157-159.
- MIAO Yongmiao, WANG Shangjin. A method of design a radial, mixed flow impeller with a given all-over-controlled vortex distribution[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1981, 2(2): 157-159. (in Chinese)
- [22] Zangeneh M, Goto A, Harada H. On the design criteria for suppression of secondary flows in centrifugal and mixed flow impellers[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(10): 723-735.
- [23] 李培军. 斜流式及离心式压气机气动设计方法及设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- LI Peijun. Through flow method exploration and a design case study for the centrifugal compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [24] 王琦. 径流和斜流压气机造型设计方法与气动优化方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- WANG Qi. Exploration of airfoil design method and aerodynamic optimization method for radial flow and mixed flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [25] 马平, 田晓沛, 单鹏. 离心压气机通流反问题的损失模型研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 858-866.
- MA Ping, TIAN Xiaopei, SHAN Peng. Loss model application study in the through-flow inverse design approach for centrifugal compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 858-866. (in Chinese)
- [26] Qiu X, Mallikarachchi C, Anderson M. A new slip factor model for axial and radial impellers[R]. ASME Paper GT-2007-27064, 2007.
- [27] 田晓沛, 单鹏. Qiu 滑移模型在小型离心叶轮通流设计中的适应性改进[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2539-2547.
- TIAN Xiaopei, SHAN Peng. Improvements of Qiu slip factor model applied for quasi-3-d through-flow design of small centrifugal impellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2539-2547. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)