

引用格式: 杜玉锋, 高杰, 郑群, 等. 跨声速轴流涡轮特性预估方法 [J]. 中国舰船研究, 2021, 16(2): 182-187.

DU Y F, GAO J, ZHENG Q, et al. Characteristic prediction method of transonic axial flow turbine [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2021, 16(2): 182-187.

跨声速轴流涡轮特性预估方法



扫码阅读全文

杜玉锋, 高杰*, 郑群, 马国骏

哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要: [目的] 在高亚声速和跨声速下, 轴流涡轮静叶喉部出现跨声速气流, 三维研究时间周期长且获取特性参数慢, 为此, 提出一套行之有效的涡轮特性预估方法体系。[方法] 整合已有的损失模型及采用一维编程的方式预估涡轮特性, 并通过三维数值模拟进行验证。[结果] 研究结果显示, 一维特性评估得到的级等熵滞止温比与三维的相对误差为 11.53%, 级滞止膨胀比的相对误差为 11.77%, 反动度的相对误差为 14.23%。基于此, 准确判断了静叶是否存在跨声速现象, 且单级涡轮采用动叶出口温度的绝热指数所获得的特性预估较为准确。[结论] 在误差允许范围内, 可实现跨声速的涡轮特性快速预估, 减少计算量。

关键词: 跨声速涡轮; 特性预估; 轴流涡轮; 绝热指数

中图分类号: U664.131

文献标志码: A

DOI: 10.19693/j.issn.1673-3185.01733

Characteristic prediction method of transonic axial flow turbine

DU Yufeng, GAO Jie*, ZHENG Qun, MA Guojun

College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China

Abstract: [Objectives] Regarding transonic flow occurring at the throat of the stator blades of axial flow turbines at high subsonic and transonic speeds, it is will need a long period of time to have 3D reseach and to obtain the characteristic parameters. Therefore, an cost-effective approach for predicting turbine characteristic is required. [Methods] The existing loss models are integrated to predict turbine characteristics via one-dimensional programming and verify them via three-dimensional numerical simulation. [Results] The results show that the relative error of the isentropic stage-temperature ratio is 11.53%, that of the stage-expansion ratio is 11.77% and that of the reaction degree is 14.23%. Whether transonic phenomena occur at the static blade is judged accurately. The adiabatic index of the outlet temperature of the rotor blade is used to estimate the characteristics of the single-stage turbine accurately. [Conclusions] Within the range of acceptable error, this method allows the fast and accurate prediction of transonic turbine characteristics, thus reducing calculation time.

Key words: transonic turbine; characteristic estimation; axial flow turbine; adiabatic index

0 引言

我国舰船技术高速发展, 作战系统和控制系统愈发成熟^[1]。涡轮发动机作为现阶段的动力核心, 高负荷单级涡轮是发展重点, 其可减轻涡轮部件质量, 提高推质比^[2-3]。单级高负荷涡轮中动叶或静叶易产生激波, 故针对跨声速涡轮, 需一套行之有效的判断临界界面及性能预估的方法。

Stodola 最早提出对单级涡轮的效率和流量进行预测的经验关系式^[4]。Bammert 等^[5]在其基础上通过实验提出必须逐级计算多级涡轮的性能。对于损失模型, Soderberg^[6]给出了动叶以及静叶中的能量损失估算方程式和气流转折角的损失。Ainley 等^[7]通过叶栅实验矫正了损失模型, 提出了轴流涡轮的特性预估方法, 为涡轮特性预估的发展打下了基础。Dunham 等^[8]在文献 [7]

收稿日期: 2019-08-29

修回日期: 2020-06-01

网络首发时间: 2021-03-22 09:35

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51979052, 51779051)

作者简介: 杜玉锋, 男, 1993 年生, 硕士生。研究方向: 叶轮机械气动设计和耦合传热。E-mail: du15774500627@163.com

高杰, 男, 1985 年生, 博士, 教授。研究方向: 叶轮机械气动热力学。E-mail: gaojie_d@hrbeu.edu.cn

*通信作者: 高杰

的基础上,考虑了马赫数对叶型损失的影响,并通过试验修改了经验公式。

针对跨声速涡轮, Denton^[9-11]研究了跨声速涡轮的内部损失机理,将尾缘损失从叶型损失中独立出来,不仅方便计算,也提高了计算准确度。同时,在计算公式中加入跨声速涡轮的激波损失公式,使涡轮的特性预估更准确。近几年, Tournier等^[12]分析了各种损失模型, Baturin等^[13-14]分析了轴流涡轮由于叶型所产生的损失,对实验数据与计算值偏差进行统计分析,提出了一种评估轴流式涡轮叶栅能量损失模型的可靠方法。

在发动机技术方面,国内取得的进展较慢,多以仿制为主。燃油机研制亦沿袭前苏联的发展方向,缺少对涡轮特性的预估方法。王永泓^[15]针对快速预估涡轮特性的问题,以“从上而下”计算方法为基础,提出一种“从下而上”的计算方法,为涡轮特性预估提供了一种误差逐级递减的涡轮特性预估模型。屈彬^[16]通过计算某型燃气轮机的特性,在此基础上创建了燃气轮机仿真模型,并编写了预估特性的计算软件。Lu等^[17]提出了一种基于 Levenberg-Marquardt算法的涡扇发动机故障诊断方法,实现了涡扇发动机特性预估和故障诊断的精确评估。卫明^[18]总结归纳了亚临界和超临界状态下的损失模型,并改进了亚临界和超临界状态下有、无空气冷却的损失模型,进而提高了跨声速轴流涡轮特性预估的准确性。

目前,针对跨声速涡轮的特性预估缺少相应的研究和算例。对涡轮特性进行预估主要有一维、准三维和三维方法,一维软件的计算量小,三维仿真精度高^[19]。为此,本文拟采用一维软件对跨声速轴流涡轮特性进行预估,判断临界位置,计算跨声速涡轮的相关参数,并通过软件验证结果的准确性。

1 跨声速涡轮特性

跨声速涡轮的设计叶型可以是收缩型也可以是缩放型。但对于跨声速轴流涡轮或超声速轴流涡轮,缩放型叶栅的工况性能较差。本文采用一级渐缩型叶栅,利用斜切部分的膨胀作用满足超声速的要求。编程采用的 Kacker & Okapuu 损失模型具体公式可参见文献[20-21]。

1.1 速度系数及落后角的修正

涡轮在非设计状态下工作时,由于工作状态的变化,动、静叶进口处的攻角发生变化,因而需要修正速度系数^[22]:

$$\begin{cases} \psi = \psi_d(1 - 0.056I - 1.173I^2 - 5.88I^3), & 0 < I \leq 0.5 \\ \psi = \psi_d, & -0.08 < I \leq 0 \\ \psi = \psi_d(0.999144 + 0.0319I - 0.265I^2), & -0.5 < I \leq -0.08 \end{cases} \quad (1)$$

式中: ψ 为动叶的速度损失系数; ψ_d 为修正之前的动叶速度损失系数; I 为相对攻角。

马赫数随着膨胀比的增加而变大,会产生额外的损失,故需要对因马赫数改变而导致的速度变化进行修正^[23]。

亚声速下马赫数对速度损失系数的修正:

$$\begin{cases} \varphi = \varphi_d, & M_{c1} \leq 0.90 \\ \varphi = \sqrt{1 - (1 - \varphi_d^2)[1 + 10 \times (M_{c1} - 0.90)^2]}, & M_{c1} > 0.90 \end{cases} \quad (2)$$

式中: M_{c1} 为静叶出口马赫数; φ 为静叶的速度损失系数; φ_d 为修正之前的静叶速度损失系数。

跨声速下马赫数对速度损失系数的修正:

$$\begin{cases} \varphi = \sqrt{1 - (1 - \varphi_d^2)[1 + 8 \times (M_{c1} - M_{c1d})^2]}, & 0.97 < M_{c1} \leq M_{c1d} \\ \varphi = \sqrt{1 - (1 - \varphi_d^2)[1 + 8 \times [M_{c1} - (1.94 - M_{c1d})]^2]}, & (1.94 - M_{c1d}) < M_{c1} \leq 0.97 \\ \varphi = \sqrt{1 - (1 - \varphi_d^2)[1 + [M_{c1} - (1.94 - M_{c1d})]^2]}, & M_{c1} < (1.94 - M_{c1d}) \\ \varphi = \sqrt{1 - (1 - \varphi_d^2)[1 + 7(M_{c1} - M_{c1d})^2]}, & M_{c1} > M_{c1d} \end{cases} \quad (3)$$

式中, M_{c1d} 为设计工况下静叶出口马赫数。

非设计状态下出口气流角的修正^[24]:

$$\alpha_1 = \alpha_{1ef} + \Delta\alpha_1 + \delta \quad (4)$$

式中: α_1 为绝对出口气流角(此处定义出口气流角为与额线的夹角); $\Delta\alpha_1$ 为气流落后角; δ 为叶栅斜切口超声速气流转折角; $\alpha_{1ef} = \sin^{-1}(o/t)$, 为有效气流角,其中 o 为喉部宽度, t 为叶片栅距。动叶相对出口气流角可用同样的方法求解。

1.2 跨声速轴流涡轮流通公式及临界界面判断

跨声速涡轮的特性计算需要满足3条基本假设: 1) 气流稳定同时沿轴向的对称性良好; 2) 参考直径上的流动能代表本级的流动; 3) 在涡轮的特性预估中绝热指数 k 和比热容 C_p 可近似视为常数。文中对于亚声速和跨声速涡轮流通方程的具体推导过程参见文献[18]。

亚临界涡轮基本流通方程可归纳为如下方程组:

$$\begin{cases} Y(\lambda_{c1}, \zeta, k) = \frac{1}{B_1} Y(\lambda_{c2}, \zeta, k) \\ X(\lambda_{w1}, k) = \frac{1}{B_2} X(\lambda_{c1}, k) \\ Y(\lambda_{w2}, \zeta, k) = \frac{1}{B_3} Y(\lambda_{w1}, \zeta, k) \\ X(\lambda_{c2}, k) = \frac{1}{B_4} X(\lambda_{w2}, k) \end{cases} \quad (5)$$

式中： λ_{c1} 、 λ_{c2} 、 λ_{w1} 和 λ_{w2} 为无因次速度； X 和 Y 为新的气动函数； B_1 、 B_2 、 B_3 、 B_4 为公式推导过程中变量整体的简化； ζ 为自定义变量，在进口和出口处互为倒数。

超临界状态下涡轮在亚声速和跨声速的流通过程为：

$$\begin{cases} \frac{Y(\lambda_{c1}, \zeta, k)}{q(\lambda_{c1})} = \frac{1}{B_1} \frac{Y(\lambda_{c2}, \zeta, k)}{q(\lambda_{c2})} \\ X(\lambda_{w1}, k) = \frac{1}{B_2} \frac{X(\lambda_{c1}, k)}{q(\lambda_{c1})} \\ \frac{Y(\lambda_{w2}, \zeta, k)}{q(\lambda_{w2})} = \frac{1}{B_3} \frac{Y(\lambda_{w1}, \zeta, k)}{q(\lambda_{w1})} \\ X(\lambda_{c2}, k) = \frac{1}{B_4} \frac{X(\lambda_{w2}, k)}{q(\lambda_{w2})} \end{cases} \quad (6)$$

式中： $q(\lambda_{c1})$ 为静叶出口的密流气动函数； $q(\lambda_{w2})$ 为动叶出口的相对密流气动函数。

跨声速轴流涡轮临界界面可能产生在静叶或动叶中，无论哪种情况都会导致激波损失，降低涡轮效率。判断临界界面时，涡轮的无因次速度 λ_{c1} 和 λ_{w2} 应满足如下公式：

$$\lambda_{c1}^4 - \left(1 - \varphi^2 + \frac{2\gamma}{\gamma - 1}\right) \lambda_{c1}^2 + \varphi^2 \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} = 0 \quad (7)$$

$$\lambda_{w2}^4 - \left(1 - \psi^2 + \frac{2\gamma}{\gamma - 1}\right) \lambda_{w2}^2 + \psi^2 \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} = 0 \quad (8)$$

式中， γ 为临界绝热指数。根据文献[18]，本文满足 $\varphi \geq 0.86$ ， $\psi \geq 0.86$ 和 $k=1.25\sim 1.40$ 。因此，公式可简化为：

$$\lambda_{c1} \geq \frac{1}{3}(1 + 2\varphi^2) \quad (9)$$

$$\lambda_{w2} \geq \frac{1}{3}(1 + 2\psi^2) \quad (10)$$

如图1所示，左侧为气流通过动、静叶示意图，右侧为速度三角形。图中： i 为涡轮级数， $i-1$ 为涡轮上一级； $\alpha_1^{(i)}$ 和 $\alpha_2^{(i)}$ 为动叶进、出口绝对气流角； $\beta_1^{(i)}$ 和 $\beta_2^{(i)}$ 为动叶进、出口相对气流角； $C_1^{(i)}$ 和 $C_2^{(i)}$ 为动叶进、出口绝对速度； $W_1^{(i)}$ 和 $W_2^{(i)}$ 为动叶进、出口相对速度； $U_1^{(i)}$ 和 $U_2^{(i)}$ 为中径圆周速度； $\delta_{c2}^{(i)}$ 和 $\delta_{w2}^{(i)}$ 为超临界状态下的绝对气流偏转角和相对气流偏转角。当动叶气流超临界，其相对气流

出口角为 $\beta_2^{(i)} + \delta_{w2}^{(i)}$ ，绝对气流出口角为 $\alpha_2^{(i)} + \delta_{c2}^{(i)}$ 。 $\delta_{c1}^{(i)}$ 和 $\delta_{w1}^{(i)}$ 为超临界状态下的绝对气流偏转角和相对气流角。当静叶气流超临界，其相对气流出口角为 $\beta_1^{(i)} + \delta_{w1}^{(i)}$ ，绝对气流出口角为 $\alpha_1^{(i)} + \delta_{c1}^{(i)}$ 。若叶片超临界，需对其出口气流角根据超临界重新计算。调整后的出口气流角代替了原气流角，并参与后面的通流方程计算。

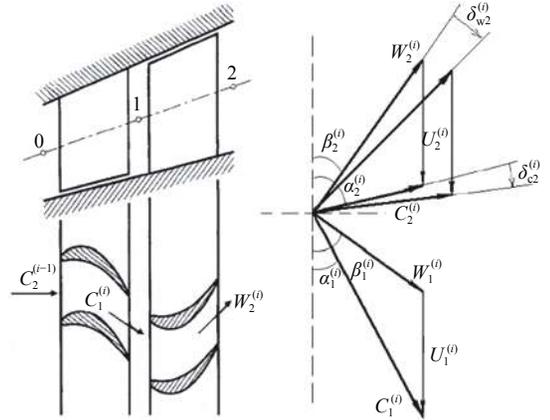


图1 超临界条件下轴流涡轮速度三角形示意图
Fig. 1 Schematic diagram of velocity triangles for axial flow turbine under supercritical conditions

1.3 计算流程图

本文采用单级涡轮，采用“从上而下”的方式计算跨声速涡轮特性。流程如图2所示，具体步骤如下：

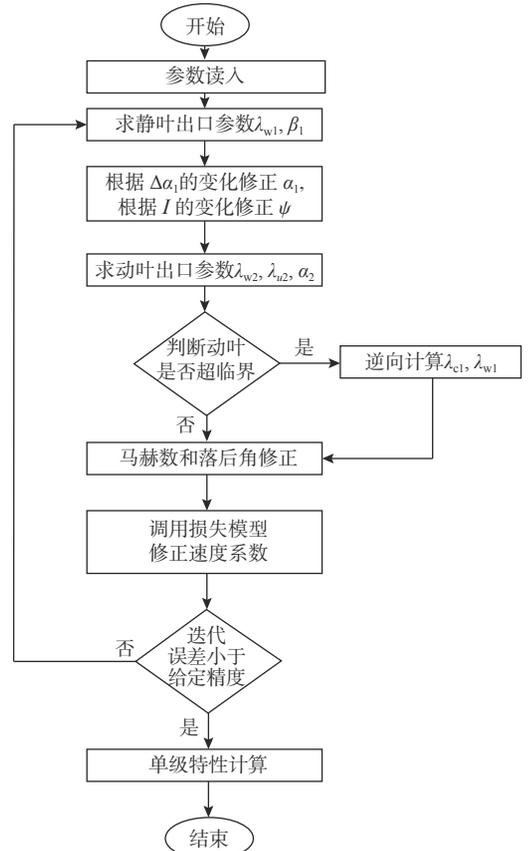


图2 跨声速涡轮特性计算流程图
Fig. 2 Characteristics calculation flowchart of transonic turbine

- 1) 给定 λ_{c1} , 通过初始参数计算出进口圆周速度 λ_{u1} 。
- 2) 通过 α_1 和 λ_{u1} 求解动叶进口角 β_1 。
- 3) 通过新的气动函数 $X(\lambda, k)$ 求解 λ_{w1} 。
- 4) 通过新的气动函数 $Y(\lambda, \zeta, k)$ 求解 λ_{w2} 。
- 5) 通过 λ_{u1} , λ_{w1} 和 λ_{c1} 求解出口圆周速度 λ_{u2} 。
- 6) 通过 λ_{u2} , λ_{w2} 和 β_2 求解 α_2 。
- 7) 通过新的气动函数 $X(\lambda, k)$ 求解 λ_{c2} 。

涡轮级特性与 λ_{c1} , λ_{w1} , λ_{w2} 和 λ_{c2} 有关, 只要求出这 4 个参数便可计算涡轮特性参数。

2 跨声速轴流涡轮特性计算结果

2.1 结果对比及速度三角形绘制

基于 K-O 损失模型以及涡轮特性计算方程, 采用 C# 语言在 VS 平台上进行编译。在 .Net 框架下用 Winform 中的 Label 控件、TextBox 控件、Button 控件和 DataGridView 控件进行界面的搭建, 通过 DataGridView 控件和 Panel 来表示特性计算的结果及绘制速度三角形, 界面如图 3 所示。



图 3 控制界面和参数输入

Fig. 3 Control interface and parameter input

一维特性预估及三维仿真计算结果如表 1 所示。

表 1 损失模型计算结果

Table 1 Calculation results of loss model

参数	静叶	动叶
叶型损失系数	0.016 836 9	0.014 962 0
二次流损失	0.056 326 7	0.013 752 2
漏气损失	0	0.003 835 8
尾缘损失	0.000 000 7	0.000 000 4
总损失	0.073 164 3	0.032 550 4

本文采用涡轮叶片的设计工况, 对一维特性预估结果和三维仿真结果进行对比。通过表 2 所示数据可以发现, 三维的级等熵滞止温比与一维的相对误差为 11.53%, 级滞止膨胀比的相对误差为 11.77%, 反动度的相对误差为 14.23%。此三者的误差较小, 其他参数的相对误差略高, 但一维

的特性预估计算量相比于三维仿真结果少了几个数量级, 对于跨声速涡轮的特性预估具有参考价值。

表 2 涡轮特性参数计算结果

Table 2 Turbine characteristic parameter calculation results

参数	一维预估	三维仿真
级滞止温比	0.942 105	0.723 168
级滞止膨胀比	3.030 810	3.435 110
级绝热滞止效率	0.217 881	0.810 265
级等熵滞止温比	0.734 279	0.658 344
涡轮比功/(kJ·kg ⁻¹)	41.623 000	244.473 000
反动度	0.880 739	0.771 009

一维特性预估速度三角形如图 4 所示。

在设计工况下, 涡轮静叶的设计马赫数为 1.21, 涡轮动叶的设计马赫数为 0.96。计算得到进、出口的无因次速度 $\lambda_{c1}=1.12$ 和 $\lambda_{w2}=0.95$, 根据式(9)和式(10), 判断出在动、静叶中均存在跨声速涡轮的临界界面。由图 4 可见, 只要动叶中存在临界界面, 则动叶进口绝对速度(即静叶的绝对出口速度)会达到声速。对比图 5 的三维计算云图可知, 在动、静叶的斜切部分由于存在膨胀波, 即使背压低于临界压力, 却仍然具有将气体加速到声速的能力。

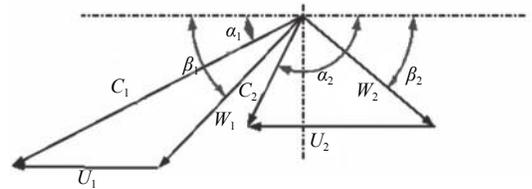


图 4 速度三角形

Fig. 4 Schematic diagram of velocity triangles



图 5 CFX 马赫数数值模拟结果

Fig. 5 Simulation result of CFX Mach number

在新的气动函数中, 绝热指数是函数计算的桥梁, 其值的选取是否合理直接影响了无因次速度的计算精度。图 6 所示为在静、动叶的前、中、后 6 个不同位置的绝热指数变化情况。通过对比可见, 绝热指数在静、动叶尾缘的变化相对

剧烈。在一维特性预估结果中,以静叶进口的绝热指数计算反动度的相对误差为 14.23%,以动叶出口的绝热指数计算反动度的误差为 13.70%,相对误差减小了 0.53%。数值仿真中,高压涡轮绝热指数取值为 1.33,低压涡轮取值为 1.4,动力涡轮取值为 1.5。

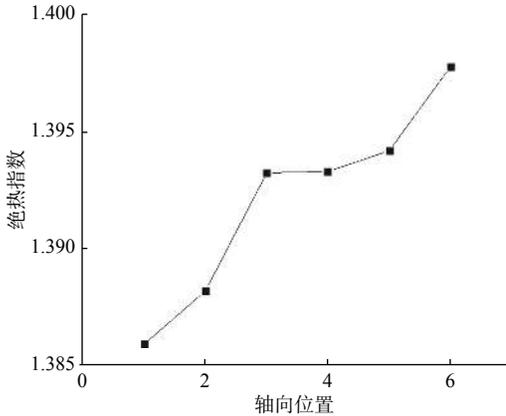


图6 绝热指数沿轴向的变化

Fig. 6 Variation of the adiabatic index along the axial direction

2.2 误差分析

本文采用一维计算方法对跨声速涡轮设计点条件下的特性进行预估,采用三维软件进行验证。其中,级等熵滞止温比、级滞止膨胀比和反动度的相对误差较小,其他误差略大,分析其原因如下:

1) 算例采用一维编程和三维商业软件进行验证,其本身都是计算结果,与真实值相比都存在误差。

2) 计算机和变量类型的限制使得程序无法计算出比变量类型精度更小的数。

3) 算例是一级跨声速轴流涡轮,采用的是“从上而下”的计算方法,比“从下而上”方法的误差大。

4) 算例中绝热指数选取以静叶进口为基准,但对于动叶出口的绝热指数所计算的特性预估,误差略有增大。

3 结论

无论是航空还是船舶的燃气轮机,单级涡轮向高温、高效发展是大势所需,对跨声速乃至超声速的涡轮特性进行快速预估必不可少。本文采用一维编程对跨声速涡轮在设计工况下的特性进行了预估计算,在保证误差处于允许范围内的同时,减少了三维计算所需的网格划分验证和三维计算时间。此外,还对跨声速涡轮工作状态进行了预估。得到了如下结论:

1) 采用所提涡轮特性预估的详细步骤,分析得到了特性预估程序与三维计算结果的误差产生原因。对于跨声速叶片,在设计工况条件下可采用出口马赫数和进口攻角修正速度损失系数及落后角。

2) 一维涡轮特性预估结果与三维计算结果的对比表明,二者存在误差。其中,一维特性评估得到的级等熵滞止温比与三维的相对误差为 11.53%,级滞止膨胀比的相对误差为 11.77%,反动度的相对误差为 14.23%。在误差允许范围内,可以实现跨声速涡轮特性的快速预估。

3) 涡轮特性预估中绝热指数为常数,以涡轮出口温度得到的绝热指数相对于涡轮进口温度,反动度误差减低 0.53%。合理选取绝热指数可以提高特性预估的准确性。

参考文献:

- [1] 董晓明,石朝明,黄坤,等.美海军 DDG-1000 全舰计算环境体系结构探析[J].中国舰船研究,2012,7(6): 7-15.
DONG X M, SHI C M, HUANG K, et al. Analysis on the architecture of USN DDG-1000 total ship computing environment[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2012, 7(6): 7-15 (in Chinese).
- [2] 朱英富,熊治国,胡玉龙.航空母舰发展的思考[J].中国舰船研究,2016,11(1): 1-7.
ZHU Y F, XIONG Z G, HU Y L. On the development trends of aircraft carriers[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2016, 11(1): 1-7 (in Chinese).
- [3] 董明,葛宁,陈云.跨声速涡轮叶栅激波损失控制方法[J].航空动力学报,2018,33(5): 1226-1235.
DONG M, GE N, CHEN Y. Shock loss control methods for transonic turbine cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1226-1235 (in Chinese).
- [4] STODOLA A. Dampfund gasturbinen[M]. Berlin: Springer Verlag, 1924.
- [5] BMMERT K, ZEHNER P. Measurement of the four-quadrant characteristics on a multistage turbine[R]. [S.l.]: ASME, 1980.
- [6] SODERBERG C R. Unpublished notes, gas turbine laboratory[J]. Massachusetts Institute of Technology, 1949, 32(1): 436.
- [7] AINLEY D G, MATHIESON G C R. A method of performance estimation for axial-flow turbines[R]. London: British Aeronautical Research Council, R & M 2974, 1951.
- [8] DUNHAM J, CAME P M. Improvements to the Ainley-Mathieson method of turbine performance prediction[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1970, 92(3): 252-256.
- [9] DENTON J D. Loss mechanisms in turbo machines[R].

- [S. I.]: ASME, 1987.
- [10] DENTON J D. Entropy generation in turbo machinery[M]. Cambridge, UK: Whittle Lab Cambridge University, 1990.
- [11] DENTON J D. Loss mechanisms in turbo machinery[R]. [S. I.]: ASME, 1993.
- [12] TOURNIER J M, EL-GENK M S. Axial flow, multi-stage turbine and compressor models[J]. *Energy Conversion and Management*, 2009, 51(1): 16-29.
- [13] BATURIN O V, KOLMAKOVA D A. Development of a new equations describing profile losses in axial turbine blade row[J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, 302(1): 012026.
- [14] BATURIN O V, POPOV G M, KOLMAKOVA D A, et al. The best model for the calculation of profile losses in the axial turbine[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, 803(1): 012017.
- [15] 王永泓. 预估涡轮通流特性的新方法 [J]. *船舶工程*, 1990(5): 25-33, 12.
WANG Y H. A new method of predicting turbine performance[J]. *Ship Engineering*, 1990(5): 25-33, 12 (in Chinese).
- [16] 屈彬. 涡轮特性计算与燃机总体性能仿真 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
QU B. Calculation of turbine characteristics and overall performance simulation of gas turbine[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011 (in Chinese).
- [17] LU J J, LU F, HUANG J Q. Performance estimation and fault diagnosis based on Levenberg-Marquardt algorithm for a turbofan engine[J]. *Energies*, 2018, 11(1): 181-199.
- [18] 卫明. 现代燃气轮机总体性能计算与改装优化设计 [D]. 上海: 上海交通大学, 2014.
WEI M. Overall performance calculation and design optimization of modern gas turbine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014 (in Chinese).
- [19] 王士骥. 燃气轮机特性分析方法研究 [J]. *军民两用技术与产品*, 2017(9): 57-59, 62.
WANG S J. Research on gas turbine characteristics analysis method[J]. *Dual Use Technologies & Products*, 2017(9): 57-59, 62 (in Chinese).
- [20] AINLEY D G, MATHIESON G C R. A method of performance estimation for axial-flow turbines[R]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1951.
- [21] 刘超. 航空涡轮损失预估方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
LIU C. Research on loss prediction method of aero turbine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
- [22] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册. 第十册: 涡轮 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Chief Editor Board of the Aero Engine Design Handbook. Aero engine design handbook, volume 10: turbine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001 (in Chinese).
- [23] 徐静静. 带有缩放型流道的无导叶对转涡轮特性预估方法研究 [D]. 北京: 中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2011.
XU J J. Method research on the performance prediction of a vaneless counter-rotation turbine with converging-diverging nozzle[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics), 2011 (in Chinese).
- [24] 徐静静, 王会社, 周杰, 等. 带有缩放型流道的无导叶对转涡轮特性研究 [J]. *工程热物理学报*, 2011, 32(5): 755-758.
XU J J, WANG H S, ZHOU J, et al. Performance prediction of a vaneless counter-rotating turbine with converging-diverging nozzle[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2011, 32(5): 755-758 (in Chinese).