

熵函数法在航空发动机涡轮效率计算中的应用

陈航

(蓝箭航天空间科技股份有限公司,北京100000)

摘要:为提高涡轮效率计算精度,将熵函数法引入到涡轮效率计算过程中,借助变比热法等熵绝热过程基本方程,准确求解涡轮进出口截面理想等熵焓差,进而得到涡轮效率。利用该方法,对某型核心机的变比热涡轮效率进行计算,得到不同因素对涡轮效率的影响规律,并完成敏感性分析。分析结果表明:熵函数法能够将涡轮效率计算误差减小到1%~2%之间;压气机引气量的增加会导致涡轮效率计算值偏高,而压气机出口漏气量越小、高压轴效率越高,涡轮效率计算值越低;压气机出口漏气量对涡轮效率的影响最大,而高压轴效率敏感度最低。

关键词:熵函数法;涡轮效率;变比热;核心机;敏感性分析

中图分类号:V231.1 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.03.004

[引用本文格式]陈航.熵函数法在航空发动机涡轮效率计算中的应用[J].热能动力工程,2023,38(3):24-30. CHEN Hang. Application of entropy function method in calculating aero-engine turbine efficiency[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(3):24-30.

Application of Entropy Function Method in Calculating Aero-engine Turbine Efficiency

CHEN Hang

(LandSpace Technology Co., Ltd., Beijing, China, Post Code:100000)

Abstract: In order to improve calculation precision of turbine efficiency, the entropy function method is introduced to calculate turbine efficiency. Ideal isentropic enthalpy difference on the sections of turbine inlet and outlet is calculated accurately with isentropic adiabatic equation based on variable specific heats, and then turbine efficiency is figured out. With the method, turbine efficiency of a certain core engine based on variable specific heats is calculated. Influence rule of different factors on turbine efficiency is obtained, and sensibility analysis is investigated on the results. Analysis results show that the entropy function method can decrease calculation error of turbine efficiency to the range between 1% and 2%. The increase of compressor bleed air capacity causes calculated value of turbine efficiency higher. The less compressor outlet leakage capacity and the higher high-pressure shaft efficiency is, the lower calculated value of turbine efficiency is. Compressor outlet leakage capacity has the most effect on turbine efficiency, but the high-pressure shaft efficiency has the lowest effect.

Key words: entropy function method, turbine efficiency, variable specific heats, core engine, sensibility analysis

引言

涡轮效率是航空发动机试车过程必须监控的重要参数之一,是衡量涡轮性能水平的主要标准。涡轮效率的准确计算,在航空发动机总体性能分析中具有重要意义,但由于涡轮部件处在高温高压环境中、进出口流场不均匀度大、涡轮内部不同气流之间存在掺混、涡轮进口参数难以测量等原因,涡轮效率的计算变得十分困难,也使该方面的研究吸引越来越多的关注。

从目前的资料来看,主要是采取定比热的方法计算涡轮效率。常骥越等人^[1]采用定比热算法对某型对转涡轮性能进行计算,通过基本参数设计和反问题设计完成了涡轮气动设计;吴中野等人^[2]在变几何低压涡轮气动性能研究中,采用定比热方法对设计工况和非设计工况下的涡轮效率进行了计算,得到了间隙变化对涡轮效率的影响;霍学敏等人^[3]对动力涡轮绝热效率的温降法测试进行了研究,基于定比热算法完成了总静效率的计算,计算结果证明温降法能够满足测试要求;常婉帜等人^[4]基于定比热法对涡轮总温效率和静温效率进行了研究,并通过试验结果证明了在设计工况下计算方法具有较好的计算精度;王志峰等人^[5]对气动效率开展了试验方法研究,通过测量轴扭矩,并结合定比热方法计算等熵焓降完成气动效率的计算;张远君等人^[6]基于定比热方法计算涡轮等熵膨胀功,对4种不同情况下的冲击式涡轮效率进行了计算,并以此为基础探讨了提高涡轮效率的途径;赵永娟等人^[7]采用定比热方法分析了基于不同试验方法和数值计算方法获得的涡轮性能参数的准确性,并对比了不同计算方法的优缺点;付少林等人^[8]为研究测试布局对涡轮效率的影响,利用完善的端壁边界层模型对等熵效率进行了定比热计算;宋文艳等人^[9]在涡轮效率定比热计算结果的基础上,研究了修缘对涡轮效率的影响规律,得到了涡轮效率随修缘量的变化规律;徐晓等人^[10]对具有缩放型流道的涡轮进行了仿真计算分析,计算了涡轮定比热效率并获得了定比热效率所呈现出的特点;周禹彬等人^[11]为得到冷却气流量比和转子叶尖间隙对涡轮性能的影响,研究了涡轮定比热效率的计算方法;洪博文^[12]采用

多项式拟合法计算了燃气的比定压热容,以此为基础研究了涡轮叶片的气膜冷却孔对气动传热性能的影响规律;任富山等人^[13]研究了涡轮效率定比热计算方法,并完成了多工况下涡轮叶尖间隙对涡轮效率的影响;邓芄等人^[14]研究了定比热条件下稳态涡轮效率和非稳态涡轮效率的计算方法,以此开展了涡轮的气动设计。以上研究均取得了一定成果,能够以一定的精度逼近涡轮效率的真实值,但定比热方法未能全面考虑台架试车时发动机进口条件(如温度、压力)的复杂多变性对涡轮效率的影响,以及燃气的比热随温度和气体成分的变化。因此,定比热方法存在计算精度不高的问题,严重影响涡轮部件性能的评估,导致发动机总体专业与涡轮专业之间难以达成共识。

本文引入熵函数法提高涡轮效率的计算精度,使计算结果与实际性能更接近。基于变比热等熵绝热过程基本方程,以某型核心机为研究对象,对涡轮效率进行了变比热求解,并与试验特性进行了对比。

1 核心机气动截面

核心机气动截面(含引气)如图1所示。其中各截面代号定义如下:1—进气道进口;25—压气机进口截面;27—压气机中间级引气截面;3—压气机出口截面;36—主燃烧室进口截面;4—主燃烧室出口截面;41—涡轮转子进口截面;42—涡轮转子出口截面;5—后承力机匣出口截面;7—喷管进口截面;8—喷管出口截面。

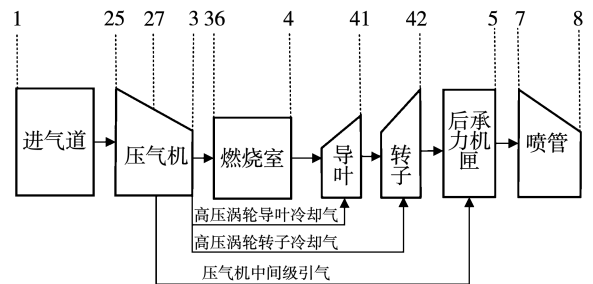


图1 核心机气动截面

Fig.1 Pneumatic section of core engine

2 涡轮效率计算方法

2.1 涡轮效率定义

单级涡轮效率的计算式如下:

$$\eta_T = \frac{P_T}{W_{41} \Delta H_{41-42i}} \quad (1)$$

式中： P_T —涡轮轴功率，W； W_{41} —高压涡轮转子进口流量，kg/s； ΔH_{41-42i} —高压涡轮转子进口焓值到出口截面等熵理想焓的差值，J/kg。

本文计算涡轮效率时，认为涡轮导叶冷却气参与做功，而涡轮转子冷却气不参与做功。

2.2 涡轮轴功求解

稳定工作时，涡轮与压气机功率保持平衡，考虑高压轴效率，有以下表达式：

$$P_T = P_C / \eta_H \quad (2)$$

式中： P_C —压气机功率，W； η_H —高压轴效率。

压气机功率根据压气机进出口焓差计算，需考虑压气机中间级引气的影响：

$$P_C = H_3(W_{25} - W_{27}) + H_{27}W_{27} - H_{25}W_{25} \quad (3)$$

式中： W_{25} —截面 25 的流量，kg/s； W_{27} —压气机中间级引气流量，kg/s； H_{25} —截面 25 对应的焓，J/kg； H_{27} —截面 27 对应的焓，J/kg； H_3 —截面 3 对应的焓，J/kg。

焓是任意截面温度 T 和油气比 far 的函数：

$$H = a_0 T_z + \frac{a_1}{2} T_z^2 + \frac{a_2}{3} T_z^3 + \frac{a_3}{4} T_z^4 + \frac{a_4}{5} T_z^5 + \frac{a_5}{6} T_z^6 + \frac{a_6}{7} T_z^7 + \frac{a_7}{8} T_z^8 + \frac{a_8}{9} T_z^9 + a_9 + (far / (1 + far)) \times (b_0 T_z + \frac{b_1}{2} T_z^2 + \frac{b_2}{3} T_z^3 + \frac{b_3}{4} T_z^4 + \frac{b_4}{5} T_z^5 + \frac{b_5}{6} T_z^6 + \frac{b_6}{7} T_z^7 + b_8) \quad (4)$$

$$T_z = T / 1\ 000 \quad (5)$$

式中： T_z —温度换算系数。

式中系数如表 1 所示^[15]。

2.3 熵函数法求解涡轮等熵焓降

在发动机实际循环过程中，工质的压缩和膨胀过程均属于多变过程，工质的比热随温度和气体成分而变化，因此等熵绝热过程性能参数的求解需采用变比热法。熵函数法在涡轮效率的求解中，采取了变比热的计算方法，较定比热法和分段平均比热法^[16]更接近发动机实际性能水平。采用熵函数法求解涡轮进出口等熵焓降的流程如图 2 所示。

表 1 比焓求解公式系数

Tab. 1 Specific enthalpy solution formula coefficient

系数	数值
a_0	0.992
a_1	0.237
a_2	-1.852
a_3	6.083
a_4	-8.894
a_5	7.097
a_6	-3.235
a_7	0.795
a_8	-0.082
a_9	0.422
b_0	-0.719
b_1	8.748
b_2	-15.863
b_3	17.254
b_4	-10.234
b_5	3.082
b_6	-0.361
b_7	-0.004
b_8	0.056

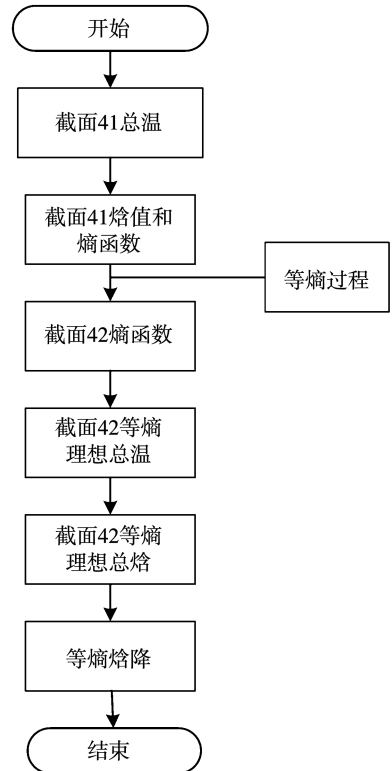


图 2 涡轮等熵焓降求解流程

Fig. 2 Turbine isentropic enthalpy difference solution process

具体熵函数法求解步骤如下:

步骤1:根据涡轮转子进口截面41的温度 T_{41} 求解截面41的比焓 H_{41} 和焓函数 ψ_{41} ,变比热过程熵函数值按照文献[16]的方法求解;

步骤2:根据变比热法中等熵绝热过程的基本方程^[16],求解涡轮出口截面42的熵函数 ψ_{42} :

$$\psi_{42} - \psi_{41} = \lg \frac{p_{42}}{p_{41}} \quad (6)$$

式中: p_{41} —截面41压力,kPa; p_{42} —截面42的压力,kPa。

步骤3:根据截面42的熵函数逆向求解截面42等熵理想总温 T_{42i} ;

步骤4:根据等熵理想总温 T_{42i} 求解截面42等熵理想总焓 H_{42i} ;

步骤5:求解截面41焓值与截面42等熵理想焓差的差值:

$$\Delta H_{41-42i} = H_{41} - H_{42i} \quad (7)$$

2.4 涡轮转子进口流量求解

涡轮转子进口流量 W_{41} 按照下式求解:

$$W_{41} = W_4 + W_{25} \times \delta_3 \times \delta_{3-41} \quad (8)$$

$$W_4 = W_{25}(1 - \delta_{27} - \delta_3 - \delta_l) + W_f/3600 \quad (9)$$

即:

$$W_{41} = W_{25}(1 - \delta_{27} - \delta_3(1 - \delta_{3-41}) - \delta_l) + W_f/3600 \quad (10)$$

式中: W_4 —燃烧室出口截面流量,kg/s; δ_{27} —压气机中间级引气流量占比(相比于压气机进口流量 W_{25} 的比值,下同),%; δ_3 —压气机出口引气流量占比,%; δ_l —压气机出口漏气量占比,%; W_f —主燃烧室燃油流量,kg/s; δ_{3-41} —压气机出口引气中用于冷却高压涡轮导向器的流量占比,%。

3 熵函数法计算精度验证

为验证熵函数法在涡轮效率计算中的可靠性,选取了某核心机某次试车过程部分状态点(涡轮相对换算转速均接近1.0状态)进行辨识计算,并将辨识计算的涡轮效率与涡轮部件试验特性进行了对比。

辨识计算的已知条件为:核心机进口温度、进口压力、进气流量、相对换算转速;压气机中间级引气参数、出口引气参数;主燃烧室燃油流量、总压恢复系数、涡轮进出口总温、出口压力;压气机出口漏气量按

照试验后评估结果给定,高压轴效率暂定0.97。

涡轮效率计算结果如图3所示。图中星号为熵函数法计算结果,其涡轮膨胀比与试验状态工况点相同。由图3可以看出,不同状态点、相同涡轮膨胀比下熵函数法计算结果与部件试验特性之间的差异在1%~2%之间,表明熵函数法在涡轮效率计算中具有较高的可信度。计算结果与部件试验特性之间的差异,主要是由于涡轮部件处在核心机环境下时叶尖间隙、涡轮进气条件以及冷却气参数测量误差等不同原因造成的。

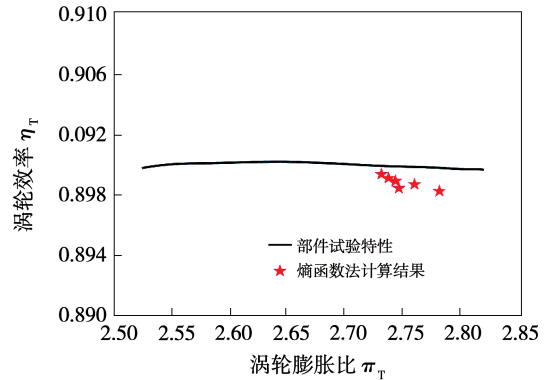


图3 计算结果与试验数据对比

Fig.3 Comparison between calculation results and test data

4 计算结果分析

以某型核心机为研究对象,选取某次试验过程中某转速状态点对应的发动机测试参数作为已知输入条件,采用熵函数法对影响涡轮效率的主要因素如压气机出口漏气量、压气机中间级引气、压气机出口引气和高压轴效率等进行了计算,并根据计算结果对不同影响因素进行了敏感性分析。

4.1 压气机出口漏气量对涡轮效率的影响

为分析压气机出口漏气量对涡轮效率的影响,在其他影响因素不变的情况下,仅通过改变压气机出口漏气量对涡轮效率进行计算。以选取的试验状态点对应的漏气量为初始漏气量,图4为不同压气机出口漏气量下涡轮效率的计算结果。

计算结果表明,压气机出口漏气量越大,涡轮效率越高。相同涡轮膨胀比下,压气机出口漏气量每增加1%,涡轮效率约增加0.0024。这是因为随着压气机出口漏气量的增加,涡轮转子进口截面流量

W_{41} 降低(式(10)),等熵焓降略有增加,但总体上涡轮理想功(式(1)的分母部分)还是表现出降低的趋势。由式(3)可知,压气机功率(式(1)的分子部分)基本保持不变,因此涡轮效率计算值增大。

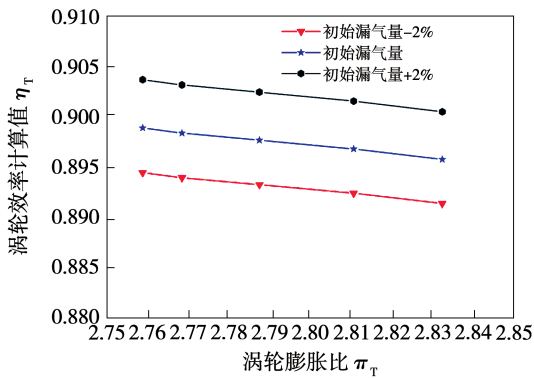


图4 压气机出口漏气量对涡轮效率的影响

Fig. 4 Influence of compressor outlet leakage on turbine efficiency

压气机出口引气管接头处出现松动或接头处密封措施失效会引起压气机出口漏气。在实际试车时,需密切观察引气管路,采取措施加强密封效果、降低漏气量。如未尽早发现漏气,会导致试车结束后的辨识计算出现误差,涡轮效率计算值偏高,影响部件性能评判。

4.2 压气机中间级引气对涡轮效率的影响

为分析压气机中间级引气量对涡轮效率的影响,在其他影响因素不变的情况下,仅通过改变压气机中间级引气量对涡轮效率进行计算。以选取的试验状态点对应的中间级引气量为初始引气量,图5为不同压气机中间级引气量下涡轮效率的计算结果。

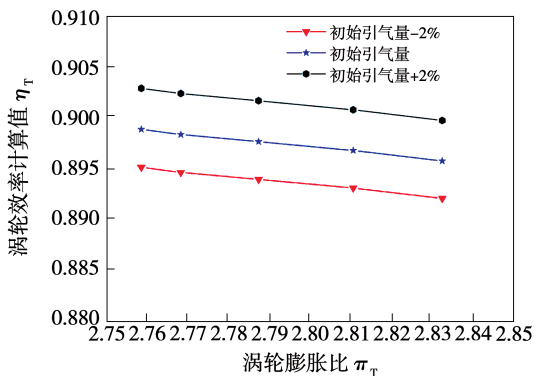


图5 压气机中间级引气量对涡轮效率的影响

Fig. 5 Influence of compressor intermediate stage bleed on turbine efficiency

计算结果表明,压气机中间级引气量越大,涡轮效率越高。相同涡轮膨胀比下,压气机中间级引气量每增加1%,涡轮效率约增加0.0186。这是因为随着压气机中间级引气量的增加,涡轮转子进口截面流量 W_{41} 下降较快,等熵焓降 ΔH_{41-42i} 增加缓慢,因此涡轮理想功总体上呈现降低趋势。由式(3)可知,随着中间级引气量的增加,压气机功率逐渐减小。总体上由于涡轮理想功率降低的更快,因此涡轮效率计算值偏大。

4.3 压气机出口引气对涡轮效率的影响

为分析压气机出口引气对涡轮效率的影响,在其他影响因素不变的情况下,仅通过改变压气机出口引气量对涡轮效率进行计算。以选取的试验状态点对应的出口引气量为初始引气量,图6为不同压气机出口引气量下涡轮效率计算结果。

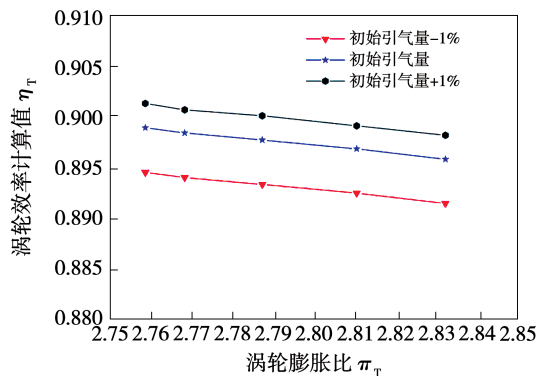


图6 压气机出口引气量对涡轮效率的影响

Fig. 6 Influence of compressor outlet bleed on turbine efficiency

计算结果表明,压气机出口引气量越大,涡轮效率越高。相同涡轮膨胀比下,压气机出口引气量每增加1%,涡轮效率约增加0.0118。由式(10)可知,压气机出口引气量的增加直接导致涡轮转子进口截面流量 W_{41} 降低,而等熵焓降 ΔH_{41-42i} 增加缓慢,因此涡轮理想功率总体上呈现降低趋势。由式(3)可知,出口引气对压气机功率没有影响,因此涡轮效率计算值增加。

4.4 高压轴效率对涡轮效率的影响

为分析高压轴效率对涡轮效率的影响,在其他影响因素不变的情况下,仅通过改变轴效率对涡轮效率进行计算。以0.99为初始轴效率,图7为不同轴效率下涡轮效率计算结果。

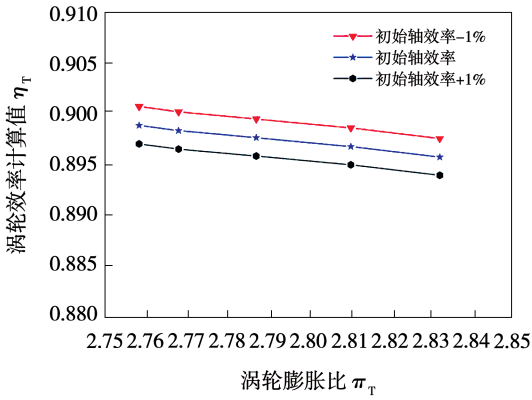


图7 轴效率对涡轮效率的影响

Fig.7 Influence of shaft efficiency on turbine efficiency

计算结果表明,高压轴效率越低,涡轮效率计算值越高。相同涡轮膨胀比下,轴效率每降低1%,涡轮效率约增加0.009 1,轴效率并不影响压气机功率和涡轮理想总功率。但由式(2)可知,轴效率越低,相同压气机功率对应的涡轮轴功越大,因此涡轮效率计算值偏大。

目前,高压轴效率的获取还缺少有效的测试方法,影响高压轴上功率传输的因素较为复杂,轴效率受发动机内部温度、压力和滑油系统工作状态的影响较大。另外,摩擦阻力矩也是影响轴效率的不确定因素之一。因此,目前在辨识计算中,主要依据经验值给定轴效率。

4.5 不同因素敏感性对比

为分析不同影响因素对涡轮效率影响的敏感程度,引入Minitab软件^[17],采用偏最小二乘法建立目标参数(涡轮效率)与自变量参数(影响因素)之间的耦合关系,并计算自变量参数对目标参数影响的敏感系数。为消除不同单位带来的差异,将该系数归一化。敏感系数计算结果如图8所示。

计算结果表明,对涡轮效率影响的敏感程度由大到小依次为压气机出口漏气量、压气机中间级引气、压气机出口引气和高压轴效率。其中,前3个因素与涡轮效率呈正相关关系,高压轴效率与涡轮效率呈反相关关系。

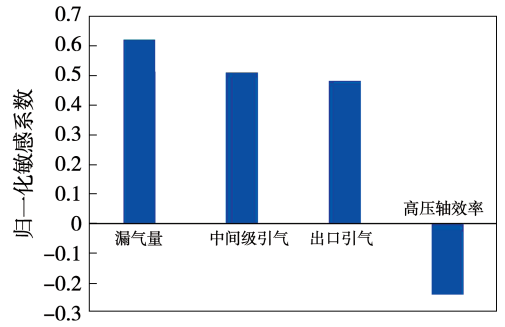


图8 敏感系数计算结果

Fig.8 Calculation results of sensitivity coefficient

5 结论

借助熵函数法,对某型核心机的涡轮效率进行了计算,并针对影响涡轮效率的主要因素开展了敏感性分析,得出结论:

(1) 熵函数法在涡轮效率计算中具有较高的精度,采用熵函数法得到的涡轮效率与部件试验结果的差异在1%~2%之间。

(2) 压气机中间级和出口级引气量越大、高压轴效率越低、压气机出口漏气量越大,涡轮效率计算值越高,反之越低。

(3) 影响涡轮效率的因素按照敏感程度排列,由大到小依次为压气机出口漏气量、压气机中间级引气、压气机出口引气和高压轴效率。

参考文献:

- [1] 常骥越,赵巍,雒伟伟. 1+1对转涡轮变工况性能分析与优化设计[J]. 推进技术,2017,38(7):1483-1490.
CHANG Qi-yue,ZHAO Wei,LUO Wei-wei. Aerodynamic performance analysis and improvement of a counter-rotating turbine at off-design conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7):1483-1490.
- [2] 吴中野,方祥军. 变几何低压涡轮气动性能研究[J]. 推进技术,2018,39(2):269-276.
WU Zhong-ye,FANG Xiang-jun. Research on variable geometry low pressure turbine aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(2):269-276.
- [3] 霍学敏,姚素娟,王振彪. 轴流式动力涡轮绝热效率特性的测试方法研究[J]. 车用发动机,2018(4):79-88.
HUO Xue-min,YAO Su-juan,WANG Zhen-biao. Test method of adiabatic efficiency characteristics for axial flow power turbine[J]. Vehicle Engine,2018(4):79-88.

- [4] 常婉帆,戴 韧,邢卫东. 增压器涡轮性能试验与 CFD 计算方法的研究[J]. 车用发动机,2007(6):68-71.
CHANG Wan-zhi, DAI Ren, XING Wei-dong. Research on performance test and CFD calculation method of turbine wheel[J]. Vehicle Engine,2007(6):68-71.
- [5] 王志峰,郝小龙,朱凤琦. 小型冲击式涡轮泵气动效率试验方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(6):33-36.
WANG Zhi-feng, HAO Xiao-long, ZHU Feng-qi. Experimental methods on the aerodynamic efficiency of a small-sized turbopump [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(6):33-36.
- [6] 张远君,刘竹莹. 提高火药燃气驱动冲击式涡轮效率的途径探讨[J]. 推进技术,1995(2):26-30.
ZHANG Yuan-jun, LIU Zhu-ying. A research to increase efficiency of impulse turbine driven by pyrotechnical gas[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995(2):26-30.
- [7] 赵永娟,马 超,刘云岗. 径流式涡轮性能研究的进展[J]. 内燃机与动力装置,2009(2):8-13.
ZHAO Yong-juan, MA Chao, LIU Yun-gang. Review of radial vaned turbine research[J]. Internal Combustion Engine & Powerplant,2009(2):8-13.
- [8] 付少林,杨荣菲,刘长青. 测试布局对涡轮效率的影响研究[J]. 推进技术,2019,40(11):2464-2472.
FU Shao-lin, YANG Rong-fei, LIU Chang-qing. Effects of rake measurements on turbine efficiency [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(11):2464-2472.
- [9] 宋文艳,郑亚明,邢 影. 低压两级涡轮叶片修缘对涡轮效率影响研究[J]. 机械设计,2008,25(4):21-44.
SONG Wen-yan, ZHENG Ya-ming, XING Ying. Study of the influence of blade edge modification of low-pressure two staged turbine on the turbine efficiency [J]. Journal of Machine Design, 2008, 25(4):21-44.
- [10] 徐 晓,赵 巍,雒伟伟. 动叶具有缩放型流道的涡轮级效率特性分析[J]. 工程热物理学报,2014,35(11):2168-2172.
XU Xiao, ZHAO Wei, LUO Wei-wei. Study on efficiency characteristics of a turbine stage with convergent-divergent rotor cascade passage [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(11):2168-2172.
- [11] 周禹彬,赵旺东,杨 锐. 某型高压涡轮级性能试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2005,18(4):20-23.
ZHOU Yu-bin, ZHAO Wang-dong, YANG Rui. An experimental study on the stage performance of a high-pressure turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(4):20-23.
- [12] 洪博文. 气膜冷却冷气孔参数对涡轮性能的影响研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
HONG Bo-wen. Investigation of influence of film cooling hole parameters on turbine performance[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
- [13] 任富山,刘永葆,贺 星. 多工况下燃气轮机高压涡轮叶顶间隙对涡轮效率的影响[J]. 燃气轮机技术,2016,29(4):32-36.
REN Fu-shan, LIU Yong-bao, HE Xing. The effect of tip clearance of high-pressure turbine on turbine efficiency in a gas turbine[J]. Gas Turbine Technology, 2016, 29(4):32-36.
- [14] 邓 芑,郑龙席,王凌羿. 脉冲爆震燃烧室与冲击式涡轮匹配机理及效率的数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1864-1871.
DENG Peng, ZHENG Long-xi, WANG Ling-yi. Numerical study on matching mechanism and efficiency of pulse detonation combustor and impulse turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8):1864-1871.
- [15] P·P·沃尔什, P·弗莱彻. 燃气涡轮发动机性能(中文修订第2版)[M]. 上海:上海交通大学出版社,2019:115-117.
WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance (second edition) [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2019:115-117.
- [16] 廉筱纯,吴 虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:149-150.
LIAN Xiao-chun, WU Hu. Theory of aircraft engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005:149-150.
- [17] 马逢时. 六西格玛管理统计指南[M]. 北京:中国人民大学出版社,2012:268-306.
MA Feng-shi. Six Sigma management [M]. Beijing: China Renmin University Press, 2012:268-306.

(刘 颖 编辑)