

基于数据驱动的轴流压气机特性图规律及预测

刘钺韬¹, 高丽敏¹, 冯旭栋²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空发动机集团有限公司

四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621700)

摘 要: 为探索轴流压气机特性线的内在规律, 结合数据分析方法和热力学原理, 对五十余幅轴流压气机特性数据进行了研究。通过将多种热力学参数引入特性图, 并提出了压气机特性描述参数, 从各转速峰值效率点连线、近喘振区和近堵塞区 3 个方面分析了压气机特性中物理量间的规律, 发现了压气机特性参数与设计指标间的关联, 并依据前述规律发展了基于设计指标和性能参数的压气机特性预测算法。研究发现: 在工作转速范围内, 多个热力学参数之间存在明确的线性相关性, 各轴流压气机的特性参数与设计点总压比有显著关联, 而与设计点效率关联不明显。提出的预测算法可以在没有叶片几何信息的条件下, 仅依靠设计指标和性能参数, 较好地预测出总压比小于 8 的轴流压气机性能。

关 键 词: 轴流压气机; 特性图; 数据驱动; 特性预测; 设计指标

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Laws and prediction of axial compressor performance map based on data-driven

LIU Tanta¹, GAO Limin¹, FENG Xudong²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,

Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621700, China)

Abstract: To explore the inherent laws of axial compressors' performance maps, more than 50 axial compressors' characteristic data were studied based on data analysis and thermodynamic principle. By introducing a variety of thermodynamic parameters into the performance curves and novel performance parameters, the research of laws between physics quantities of compressors was performed from three aspects which were peak efficiency lines, near-surge zones and near-stall zones. The relationship between compressor characteristic parameters and design indicators was found and the prediction algorithm was developed to

收稿日期: 2021-01-12

基金项目: 中国航空发动机集团有限公司四川燃气涡轮研究院稳定支持项目(GJCZ-2019-0044);

国家自然科学基金重大项目(51790512)

作者简介: 刘钺韬(1989—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: liutantao@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 高丽敏(1973—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: gaolm@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘钺韬, 高丽敏, 冯旭栋. 基于数据驱动的轴流压气机特性图规律及预测[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 1072-1082. LIU Tanta, GAO Limin, FENG Xudong. Laws and prediction of axial compressor performance map based on data-driven[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 1072-1082.

predict the performance of compressors based on design indicators and performance parameters. It showed that there was a linear relationship between thermodynamics parameters within working speed range. The performance parameters of compressors were obviously correlated with design total pressure ratio and little correlated with design efficiency. The prediction algorithm can predict the performance map of compressors (total pressure ratio less than 8) well just relying on the design indicators and performance parameters without blades geometry information.

Key words: axial compressor; performance map; data-driven; performance prediction; design indicator

轴流压气机是燃气轮机重要部件,用于压缩来流气体,广泛应用于航空动力、船舶动力和热力发电等领域。压气机特性图^[1]是压气机在全运行范围内气动性能的主要表示方式,是航空发动机以及燃气轮机实际运行的关键依据,一般表示为总压比和效率随折合流量及折合转速之间的关系。总压比表征压气机对气体的做功与压缩的能力;压气机效率有等熵效率、多变效率等多种定义形式,表征压气机内部流动过程的可逆程度和运行经济性。

在对燃气轮机总体性能进行计算及燃机运行过程中进行状态监控时,需要获取压气机部件的特性图。目前,对压气机特性的研究工作主要集中于压气机特性图的低转速区拓展^[2]、特性图中间转速插值及拟合^[3]和人工智能算法的压气机性能预测^[4]等方向。

王占学等^[2]基于不可压流动理论和可压缩修正指数法,并结合发动机内流动的约束关系,发展了涡扇发动机慢车以下转速部件特性模型,可以较为合理的计算出发动机风车特性。施洋等^[5]采用基于脊背特性的压气机和涡轮部件性能的参数表示方法建立了航空发动机全状态仿真模型,可以准确预测出发动机正常工作状态、风车状态、空中/地面起动状态和加减速过程。李枚媛等^[6]提出一种基于相似理论和遗传算法的压气机性能外推算法,获得压气机低转速特性。Kurzke等^[7]对压气机特性参数进行了深入分析后,根据特性线规律发展出一套低转速预测方法,并应用到了GasTurb软件^[8]中。

特性线的特性图中间转速插值指根据已有的实验数据,推算构建特性图包线内部未进行实验的转速下的特性线。目前,构造的关联式方法有:椭圆曲线拟合等转速线和等效率线^[3];对特性图横纵坐标变换后,将特性线拟合成多项式曲线,并

将曲线系数进行二次拟合^[9],这两类方法可以在一定程度上捕捉特性线的非线性,但在折合转速变化范围较大时,单段拟合效果较差,需要使用分段拟合。

Tsoutsanis等^[10]使用椭圆曲线拟合压气机特性图,根据实验数据和优化算法确定拟合系数,对燃气轮机运行情况进行预测和诊断。Zagorowska等^[11]使用切比雪夫多项式描述了离心压气机特征。基于智能算法的压气机性能预测,主要为基于神经网络^[4,12]和支持向量机^[13-14]等的方法。特性图拟合和基于智能算法的特性预测总体上可以较好捕捉特性图的特征,大部分是从数据角度出发,对压气机运行过程中的物理过程考虑并不充分。Mikhailova等^[15]对压气机运行过程进行考虑,提出了 K_1 和 K_2 参数,并构建了两参数与流量系数与周向马赫数之间的关系,进行压气机非设计工况特性预测。

综上所述可以看出,关于压气机特性的研究大多针对单一压气机,少有将压气机特性规律进行横向比较或与其设计指标进行关联的研究。工程实际中,在涡轮发动机初步设计阶段,进行总体性能计算时,需要初步的压气机特性数据,而此时一般没有压气机叶型数据。

本文从数据分析方法和航空发动机气动热力学原理出发,通过对五十余型轴流压气机的特性数据进行归纳分析,深入挖掘压气机运行过程中各参数的内在联系,建立了特性参数与压气机设计指标的关联关系,发展了基于数据驱动的压气机特性分析方法。基于以上分析,开发了一套仅基于设计指标和特性参数、不依赖叶型数据的压气机特性预测方法,该方法具有特性预测精度较高,计算量小的优点。本成果可方便用于航空发动机与燃气轮机总体性能计算、轴流压气机设计和运行提供特性数据和参考。

1 压气机特性图数据预处理

轴流压气机特性关系一般表示成式(1)的形式。

(\pi,\eta)=f(m_{cor},n_{cor})\tag{1}

式中 \pi、\eta 分别表示总压比和等熵效率，m_{cor}、n_{cor} 分别为换算流量和换算转速。一般压气机实验获得的或者制造商提供的特性数据多为图线的形式，表示为每一折合转速下总压比、效率随折合流量的变化。

本文使用的数据集来源于 20 世纪 70 年代至近几年的美国国家航空航天局(NASA)报告、期刊及会议论文及部分内部资料，地域分布主要为美国和欧洲，囊括了大部分已经公开的压气机特性图，既有较为成熟的产品也又基于新技术新方法改进的产品。包含单转子、单级和多级压气机，应用范围覆盖了地面燃机和飞机发动机，可以认为具有较为广泛的代表性。

但该数据来源于多种文献资料，同一物理量的量纲不尽相同，为便于规律挖掘和分析，对换算流量和换算转速分别使用设计点换算流量和换算转速进行归一化处理。下文中提到的转速和流量均为归一化的换算值，并使用 n 和 m 表示，即特性可关系表示为

(\pi,\eta)=f(m,n)\tag{2}

本文中所指设计点为在设计转速时的最高效率点，即在设计点：n=n_d=1,m=m_d=1。多数燃气轮机和航空发动机的工作转速范围为0.7~1。

2 特性图峰值效率点规律

2.1 特性参数与转速的关系

Agrawal 等^[16]对压气机的研究发现，在相似工况下，压气机转速、流量和比功有如下关系：

\frac{m}{m_r}=K_m\frac{n}{n_r}\tag{3}

\frac{\Delta h^*}{\Delta h_r^*}=K_h\left(\frac{n}{n_r}\right)^2\tag{4}

式中下角标 r 表示参考点；\Delta h^* 为总焓增量，即叶轮机对单位质量流体做功，简称为比功；K_m 和 K_h 为经验系数，与工况点的流量系数有关，当两工况点流量系数相同时，经验系数近似为 1，但经验系数的引入为该式的使用带来不便。

受到文献[16]启发，将式(3)应用到各等转速线的峰值效率点，同时将转速的指数项从固定值

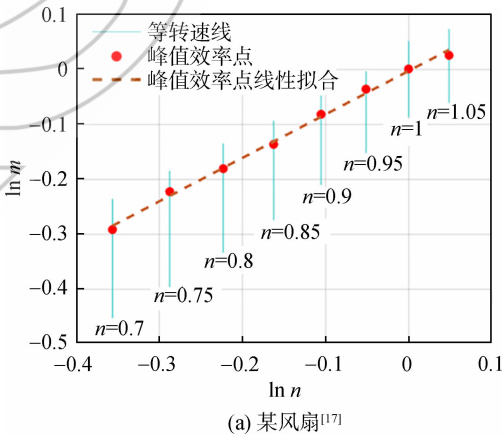
泛化为可调系数，对等式两端取对数，并将参考点取为设计点，则质量方程式(3)可变为

\ln\left[\frac{m_p(n)}{m_d}\right]=E_m\ln\left(\frac{n}{n_d}\right)+C_m\tag{5}

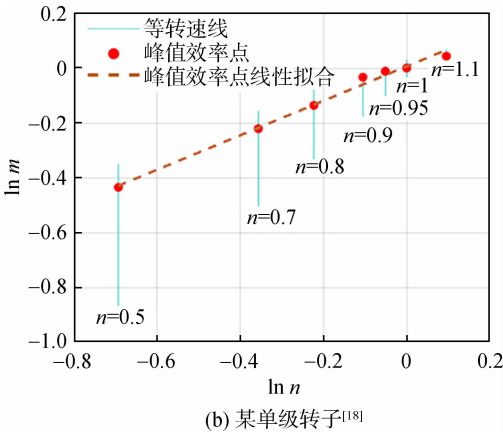
式中下角标 p 表示为峰值效率点，对于同一压气机，E_m、C_m 两系数为常数。E_m 对应式(3)中的泛化指数，C_m=\ln(K_m)。当 n=n_d=1 时，m_p(n)=m_d=1，可得 C_m=0，即系数 K_m=1，式(5)可进一步简化为

\ln[m_p(n)]=E_m\ln n\tag{6}

对数据集中所有特性图峰值效率点转速和流量取对数，并进行线性回归分析。图 1 给出了两型压气机^[17-18]峰值效率点流量和转速的对数关系，图中圆点为峰值效率点，虚线为线性拟合结果，系数 E_m、C_m 对应为拟合直线的斜率和节距，数值如表 1 所示。可以看出，拟合直线节距都非常接近 0，与 C_m=0 的论断相符，但斜率，即式(6)中的指数项，有较大差异，表明不同压气机该指数项差异明显。



(a) 某风扇^[17]



(b) 某单级转子^[18]

图 1 峰值效率点流量与转速的对数关系

Fig. 1 Logarithm relationship between mass flow and speed at peak efficiency points

表 1 两型压气机线性拟合系数

Table 1 Linear fitting coefficients of two type compressors

压气机类型	斜率 E_m	节距 C_m
风扇	0.79	-0.0036
单级转子	0.63	0.0061

图 2 给出了不同转速范围内拟合均方误差 (mean squared error, MSE, 量符号记为 e_{ms}) 随设计点压比分布的情况, 在 $n=0.7\sim1$ 的工作转速范围内, 拟合误差很小, 当转速范围包含低转速和高于设计转速区域时拟合误差明显增大。这表明式(6)的拟合精度与压气机转速范围有关。这是由于在工作转速区域外, 叶片各转速的峰值效率点对应的攻角会发生变化, 从而破坏了流动相似性。在低转速区, 气体可压缩性不明显, 气动规律发生变化, 高转速区激波强度增大, 相比于工作转速, 流道更接近堵塞, 偏离对数规律。少数数据不同转速范围拟合 MSE 重合, 是因为部分压气机只公开了工作转速范围的特性数据。还可以看出, 多级高压比的压气机的偏差总体上高于低压比压气机, 多级压气机存在各级的匹配问题, 流量变化规律更复杂。

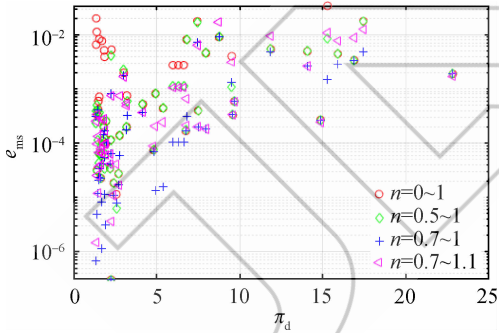


图 2 不同转速范围内拟合均方误差随设计点总压比分布

Fig. 2 Distributions of fitting MSE and design total pressure ratio in different speed ranges

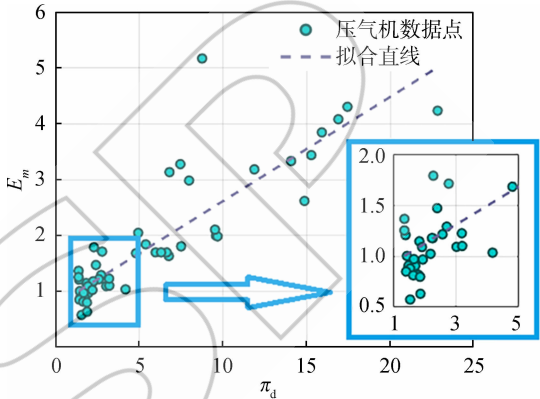
为了探究指数项 E_m 与设计指标的关系, 图 3 给出了工作转速范围内 E_m 与各压气机设计点总压比 π_d 、效率 η_d 关系。从图 3(a)可以看出, E_m 与 π_d 总体上呈线性相关, 近似满足以下关系:

$$E_m(\pi_d) = 0.19\pi_d + 0.75 \tag{7}$$

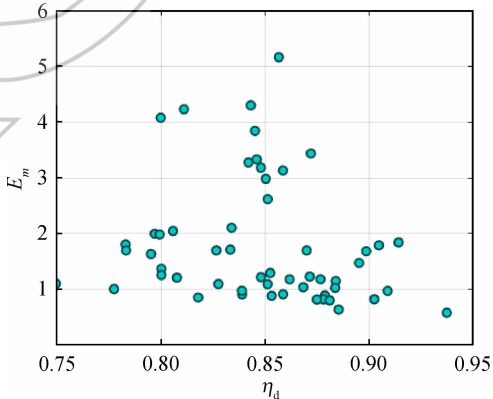
从右下角的放大图可以看出, 在 $\pi_d < 2$ 的区域, 大部分点也位于拟合直线附近, 只有小部分点位置比较分散, 分散原因是数据集中特性图来源于多个方向的研究文献, 部分采用特殊设计的压

气机, 比如静音风扇^[19], 会呈现出与多数压气机完全不同的特征, 为保证数据的完整性, 没有剔除这些特殊数据。从拟合曲线可以看出在单级或单转子的区域 ($\pi_d < 2$), $E_m \approx 1$, 与式(3)相符。

从图 3(b)可看出, E_m 与 η_d 基本没有关联。从物理意义看, E_m 可以表征峰值效率点连线上, 流量随转速增加而增加的速率。高压比压气机对气流抽吸能力强, 转速小幅变化时, 流量就会有较大幅度的变化。



(a) 系数 E_m 与各压气机 π_d



(b) 系数 E_m 与各压气机 η_d

图 3 系数 E_m 与各压气机设计参数关系

Fig. 3 Relationship between the coefficient E_m and design parameters of all compressors

使用同样的方法构造峰值效率线比功 $\Delta h_p^*(n)$ 、总压比 $\pi_p(n)$ 与转速 n 之间的关系式如下:

$$\ln[\Delta h_p^*(n)/\Delta h_d^*] = E_h \ln n \tag{8}$$

$$\ln[\pi_p(n)/\pi_d] = E_\pi \ln n \tag{9}$$

式中 E_h 、 E_π 分别为比功、总压比的指数系数。不同转速范围拟合的 MSE 如图 4 所示, 同样是工作转速范围内偏差最小, 当拟合范围包含小转速时, 拟合偏差急剧增大, 部分数据已经接近 1。

E_h 、 E_π 分别为比功、总压比的指数系数, 两系

数与压气机设计点总压比 π_d 关系如图 5、图 6 所示。可以看出, E_h 与 π_d 没有明显关系, 但存在明显的分布规律, 图 5(b) 给出了分布的均值 μ 和方差 σ , 大部分数据点集中在 $2.29 \pm 0.56 \times 2$ 的区域。从数据角度看, 多数压气机在式(4)中的指数略大于 2。图 6 中 E_π 与 π_d 近似成对数关系, 近似符合以下关系:

$$E_\pi(\pi_d) = 0.65 + 1.22\ln(\pi_d + 0.50) \quad (10)$$

低压比区关系式较为准确, 高压比区域关系式偏差较大。在物理意义上, E_h 、 E_π 均可表征在峰值效率点连线上, 压气机做功随转速增加而增

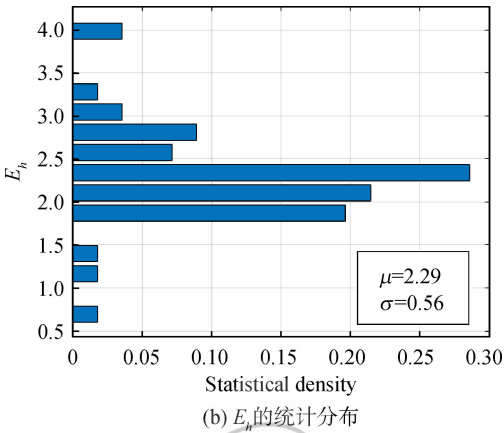


图 5 E_h 与 π_d 关系及 E_h 的统计分布
Fig. 5 Relationship between E_h and π_d with statistical distribution of E_h

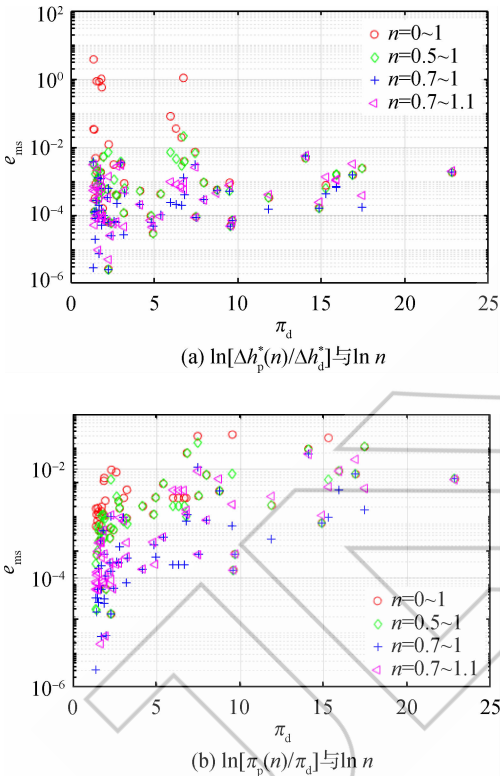


图 4 线性拟合均方差
Fig. 4 MSE of linear fitting

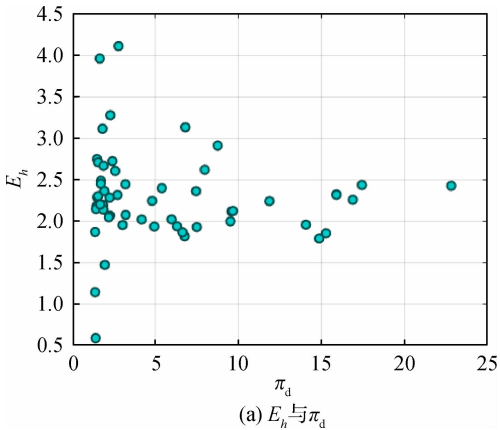


图 6 E_π 与 π_d 关系
Fig. 6 Relationship between E_h and π_d

加的速率, 区别在于 E_h 考虑了效率因素, E_π 则代表叶轮机做等熵功的情况。可以看出多数压气机比功跟随转速变化的速率相当, 随着压比增大, 等熵比功对转速更敏感。

2.2 特性参数与相对总压比的关系

前述分析均把转速的对数当作自变量以研究峰值效率点参数分布规律。在研究过程发现, 把峰值效率点的相对总压比作为自变量, 与相对比功、相对扭矩和相对功率等参数存在明显的线性关系, 且无需取对数。

图 7 显示了峰值效率点处, 压气机相对比功随相对总压比的变化分布图, 近似满足

$$\frac{\Delta h_p^*(n)}{\Delta h_d^*} = k_h \frac{\pi_p(n)}{\pi_d} + (1 - k_h) \quad (11)$$

当峰值效率点取为设计点时, 该式应自动成立, 故只存在一个独立参数, 即斜率 k_h 。图 8 给出了工作转速范围内, 线性拟合的 MSE 随设计

总压比分布情况,相比于图 2 和图 4,偏差总体减小了一个数量级。对于不同压气机 k_h 与 π_d 也存在显著关联,如图 9 所示符合指数关系

$$k_h = 0.52\exp(2.41/\pi_d) + 0.078 \quad (12)$$

斜率 k_h 在低设计压比时变化率很大,而高设计压比时,基本为常数。 k_h 参数与 π_d 关系跟拟合式(12)也符合相当好,几乎是精准地贴合在拟合线两边。

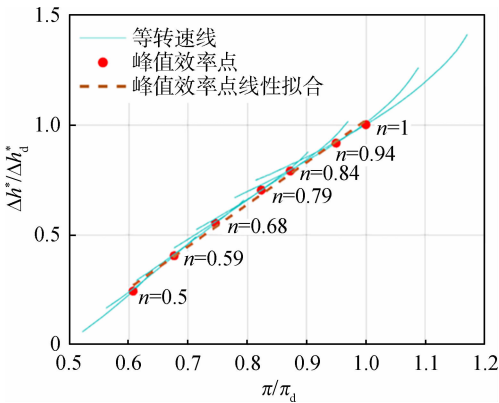


图 7 峰值效率点相对总压比与相对比功关系

Fig. 7 Relative total pressure ratio and relative specific work at peak efficiency points

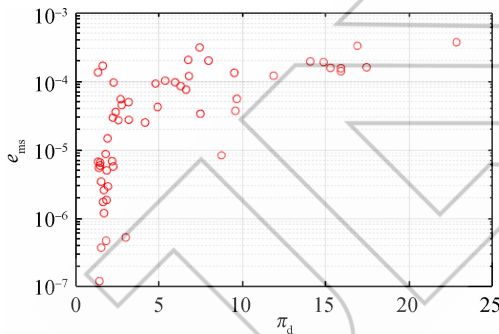


图 8 线性拟合的 MES 分布

Fig. 8 MSE distribution of linear fitting

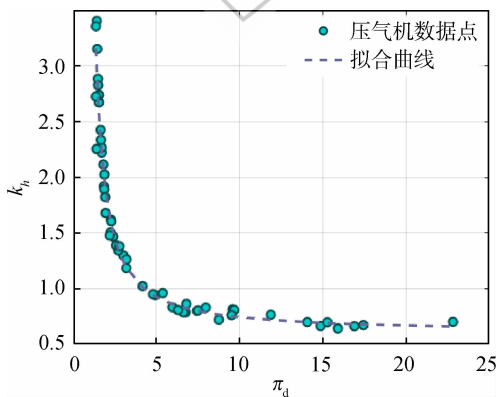


图 9 k_h 与 π_d 关系

Fig. 9 Relationship between k_h and π_d

峰值效率点的总压比与相对扭矩、相对功率也有类似规律,拟合的 MSE 大部分在 10^{-3} 以下,受篇幅所限,不再展示结果。比功、扭矩和功率表征压气机实际做功能力,总压比可以表示压缩程度或者等熵功。斜率 k_h 则表示实际做功能力随总压比的变化率。图 9 显示出该变化率与设计点总压比成负相关。

3 近堵塞区规律

当压气机在恒定转速运转,背压持续降低时,流量将增大,当达到最大流量时形成阻塞,即使背压继续降低,流量保持不变,特性图呈现竖直形态,此时同一个流量对应多个工作点,在对堵塞区特性进行分析时,不宜选取流量作为自变量。总压比在堵塞过程中持续变化,且是特性图中直接参数,适合作为自变量。

Kurzke^[7]指出,在流量堵塞区,当堵塞发生在静子时,压气机背压变化,总压比会同步变化,但对转子没有影响,转子做功不会产生变化,此时比功不随总压比变化,而当堵塞发生于转子时,转子中存在超声速流动和正激波,正激波的位置会随背压变化而变化,从而导致转子做功发生变化,此时,同一转速下,比功和总压比线性正相关。从本文使用的数据集来看,大部分堵塞发生于转子,如图 10 所示。但也可以看出,线性区在峰值效率点左侧,不适宜从峰值效率点拓展到近喘区。如果因变量选取为相对扭矩(图 11),可以看出有更明显的线性特征,线性区经过峰值效率点,便于从峰值效率点向近喘区进行拓展,可构成关联式

$$\frac{T - T_p}{T_d} = k_{T-\pi} \left(\frac{\pi - \pi_p}{\pi_d} \right) \quad (13)$$

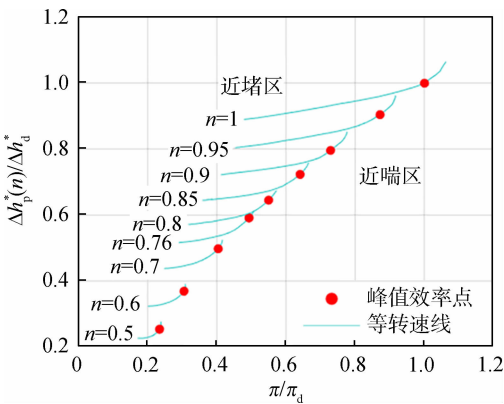


图 10 压气机相对比功和相对总压比

Fig. 10 Relative specific work and relative total pressure ratio of compressors

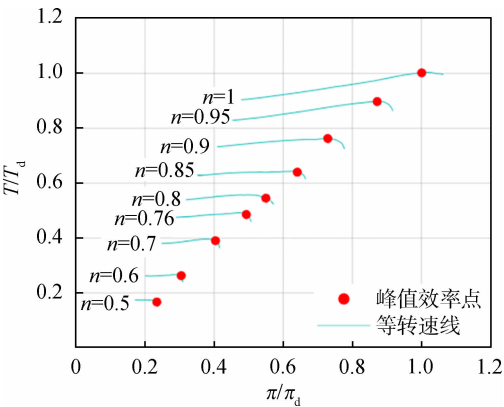


图 11 压气机相对扭矩和相对总压比
Fig. 11 Relative torque and relative total pressure ratio of compressors

对于大部分压气机,系数 $k_{T-\pi}$ 随转速变化很小,但 $k_{T-\pi}$ 与压气机设计总压比有明显关联,如图 12 所示:高压比压气机 $k_{T-\pi}$ 较小且基本相同,等转速线上,扭矩随总压比变化幅度较小,而小压比压气机该系数较大。

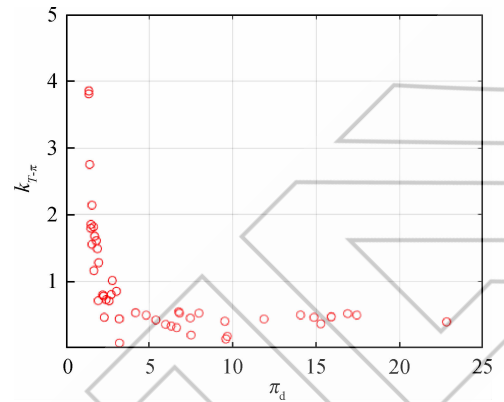


图 12 系数 $k_{T-\pi}$ 与设计总压比 π_d
Fig. 12 Coefficient $k_{T-\pi}$ and design total pressure ratio π_d

参照 Mikhailova 等^[15] 的成果,提出无量纲参数 G

$$G = \frac{\Delta h_s^*}{c_p T_1^* n^2} - \frac{m}{m_p} \cdot \frac{\Delta h_{s,p}^*}{c_p T_1^* n^2} \quad (14)$$

其中 Δh_s^* 为等熵比功, c_p 为比定压热容, T_1^* 为压气机进口总温,除 c_p 外,下标 p 为等转速线的峰值效率点,在各转速的峰值效率点。构建 G 与总压比 π 和转速 n 之间关系,其关系如图 13 所示。

$$G = G(\pi/\pi_d, n) \quad (15)$$

对于确定转速 n ,可以进一步确定 G 的关系式

$$G = k_{G-\pi}(\pi - \pi_p)/\pi_d \quad (16)$$

对于指定压气机,斜率 $k_{G-\pi}$ 为转速的函数。

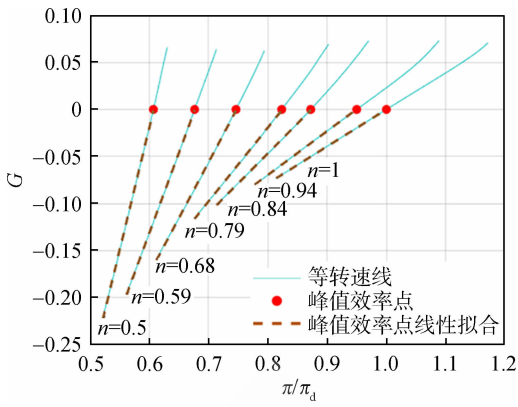


图 13 相对总压比和转速与 G 之间的关系
Fig. 13 Relationship between relative total pressure ratio, speed and G

将不同压气机 $k_{G-\pi}$ 进行比较,发现该参数也明显与设计点总压比 π_d 相关,即 $k_{G-\pi} = k_{G-\pi}(n, \pi_d)$,如图 14 所示,为了使图像简洁,仅画出 7 条曲线,每条曲线代表一型压气机。该关系式可以使用 Kriging 代理模型构建响应面进行计算。

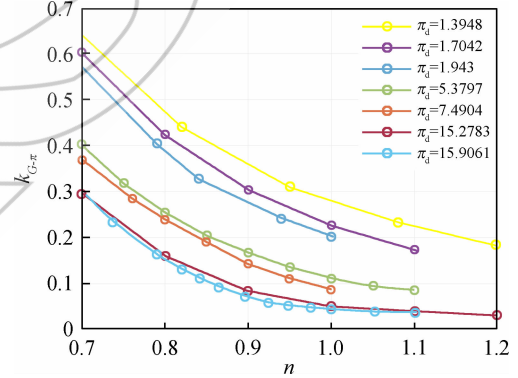


图 14 π_d 和转速 n 与 $k_{G-\pi}$ 之间的关系
Fig. 14 Relationship between design total pressure ratio π_d , speed n and $k_{G-\pi}$

4 近喘振区规律分析

分析方法与前述章节类似,本节从简仅给出分析结果。在近堵塞区使用的关联式为

$$\frac{\Delta h - \Delta h_p}{\Delta h_d} = k_{h-m} \left(\frac{m}{\pi} - \frac{m_p}{\pi_p} \right) \quad (17)$$

$$\frac{T/m^2 - T_p/m_p^2}{T_d/m_d^2} = k_{Tmm} (m - m_p) \quad (18)$$

该关联式可以从峰值效率点拓展至整个近喘振区。斜率系数满足

$$\begin{aligned} k_{h-m} &= k_{h-m}(n, \pi_d) \\ k_{Tmm} &= k_{Tmm}(n, \pi_d) \end{aligned} \quad (19)$$

在工作转速范围内,同一特性图,不同转速线

参数 k_{h-m} 、 k_{Tmm} 近似相等,可以通过 Kriging 代理模型构建一个响应面进行计算。

5 压气机性能预测

5.1 预测算法

首先,在给定轴流压气机设计点,即设计转速峰值效率点总压比和效率(π_d 、 η_d)的情况下,选取 E_m 、 E_π 和 k_h 等系数,并根据前章节内容首先对峰值效率点的总压比和效率进行预测。

需要说明的是, k_h 关系式(12)拟合均方差很小,计算结果几乎无需修改和变动,可以直接使用。 E_m 和 E_π 的关系式(7)和式(10)是指导性的,允许预测算法的使用者对式(7)和式(10)得到的 E_m 、 E_π 进行小幅的浮动,浮动范围可以参照图 3(a)和图 6,即参考以往压气机设计结果。这两个参数了表征相同设计指标的压气机性能之间的差异,在预测时需要作为输入参数给定。

总压比和效率是两个独立变量,若要对实现特性图的预测,至少需要两个相互独立关联式。对于峰值效率点,流量本身也是转速的函数,故需要 3 个关联式。

根据式(6)和式(9),并作为 e 的指数,可得到

$$m_p(n) = \exp[E_m(\pi_d) \ln n] \quad (20)$$

$$\pi_p(n) = \pi_d \exp[E_\pi(\pi_d) \ln n] \quad (21)$$

由此,获得了各个转速峰值效率点相对流量、相对总压比。根据热力学关系, $\Delta h_p^*(n)/\Delta h_d^*$ 可以写成峰值效率点压比和效率的形式

$$\frac{\Delta h_p^*(n)}{\Delta h_d^*} = \frac{\pi_p(n)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\pi_d^{(\gamma-1)/\gamma} - 1} \cdot \frac{\eta_d}{\eta_p(n)} \quad (22)$$

代入式(11),可写成

$$\eta_p(n) = \frac{\pi_p(n)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{h_d[k_h \pi_p(n)/\pi_d + (1 - k_h)]} \quad (23)$$

其中

$$h_d = \frac{\pi_d^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\eta_d} \quad (24)$$

式(20)、式(21)和式(23)构建了峰值效率点总压比、效率与转速之间的关系。

预测的第二步为:在给定转速 n ,并已知峰值效率点流量 m_p ,效率 η_p 和总压比 π_p 的情况下,在特性图上向左右两侧外推,获得近喘振区和近堵塞区的特性线。

对于近堵塞区,以总压比 π 为自变量,对于指定的转速 n ,将扭矩 T 和等熵比功 Δh_s^* 的表达式(13)和式(14)可得

$$m(\pi) = m_p \left[\frac{\pi^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 - n^2 k_G (\pi - \pi_p)/\pi_d}{\pi_p^{(\gamma-1)/\gamma} - 1} \right] \quad (25)$$

$$\eta(\pi) = \frac{\left[\frac{\pi^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\pi_d^{(\gamma-1)/\gamma} - 1} m(\pi) \right]}{n \left\{ k_{T-\pi} \frac{(\pi - \pi_p)}{\pi_d} \cdot \frac{\left[\frac{\pi^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right]}{\eta_d} + h_p \frac{m_p}{n} \right\}} \quad (26)$$

其中

$$h_p = \frac{\pi_p^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\eta_p} \quad (27)$$

对于近喘振区,以归一化无量纲流量 m 为自变量,根据式(17)和式(18),可得

$$\pi(m) = \frac{m}{\frac{\Delta h - \Delta h_p}{\Delta h_d k_{h-m}} + \frac{m_p}{\pi_p}} \quad (28)$$

$$\eta(m) = \frac{\left[\frac{\pi^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\pi_d^{(\gamma-1)/\gamma} - 1} \right]}{\eta_d k_{h-m} \left(\frac{m}{\pi} - \frac{m_p}{\pi_p} \right) + h_p} \quad (29)$$

最后,需要对预测算法进行流量单调性修正。在堵塞发生时,随着压比下降,流量保持不再增加。但式(25)中,流量并非是压比的单调函数,可能会出现压比下降流量减小的情况,故需进行修正:随着总压比减小,即当流量达到极大值时,流量不再变化。

5.2 预测结果及分析

根据以上算法,根据已知压气机的性能参数,对其进行了性能预测,图 15、图 16 和图 17 显示了某单机压气机^[20]、某增压级^[21]和某 6 级高压压气机^[22]预测结果和原始特性图。图中圆点为峰值效率点预测值,虚线为预测出的特性线。可以看出,该预测方法基本反映出了在工作转速范围内,压气机流量、压比和效率分布规律,峰值效率点、近喘振区和近堵塞区都和原始特性线有较好的符合。低压比压气机预测较为精准,但高压比压气机预测偏差略大,这主要源于高压比压气机特性线拟合均方差较大(见图 4 和图 8)。特性曲线在峰值效率点连续,但不平滑,原因在于峰值效率点两侧使用不同的关联式,导致 1 阶导数不连续。

需要说明的是,本文研究内容并未包含喘振边界的预测,以上预测结果的喘振边界使用的是各自压气机原始的喘振边界。更高压比压气机特性上与低压比压气机略有不同,预测算法上也有所差异,本文目前使用的预测算法主要适用于低压比压气机,对总压比小于 8 的大部分压气机预

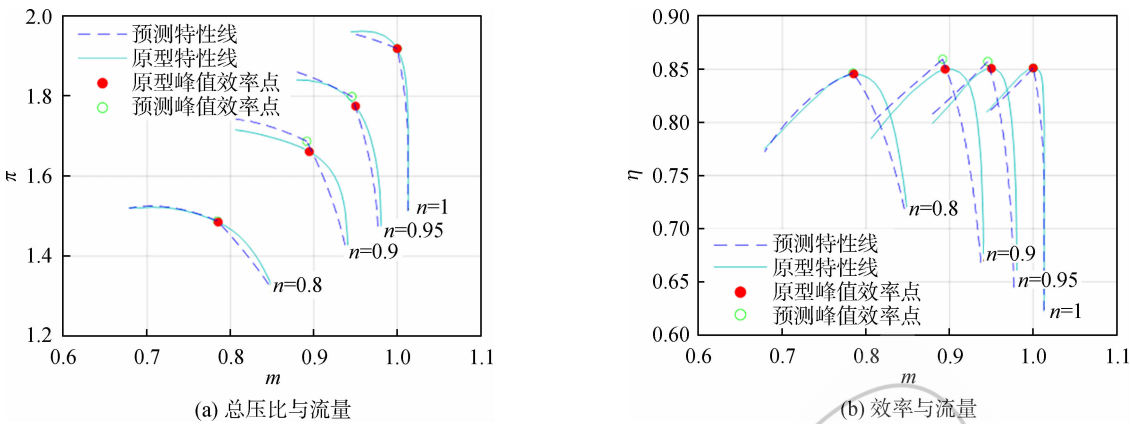


图 15 某单级压气机^[20]特性预测与原始特性图比较

Fig. 15 Comparison of prediction and original performance map of a single stage compressor^[20]

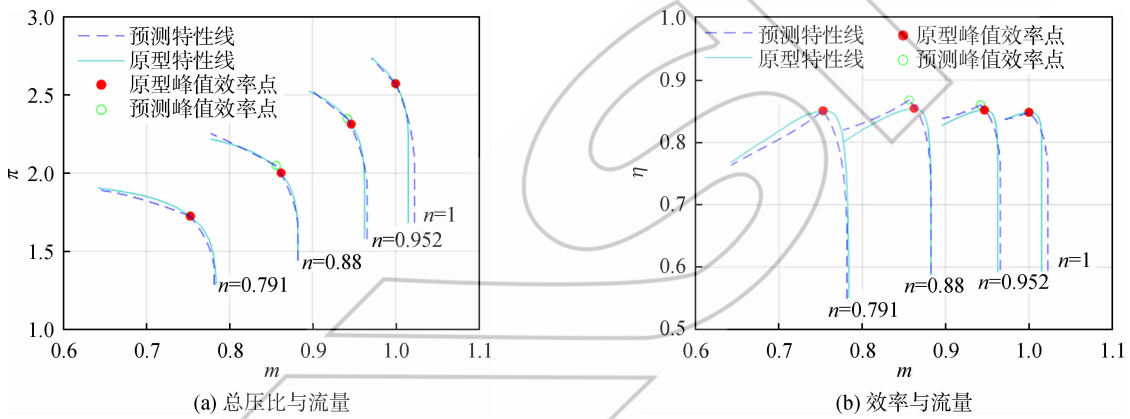


图 16 某增压级^[21]特性预测与原始特性图比较

Fig. 16 Comparison of prediction and original performance map of a booster^[21]

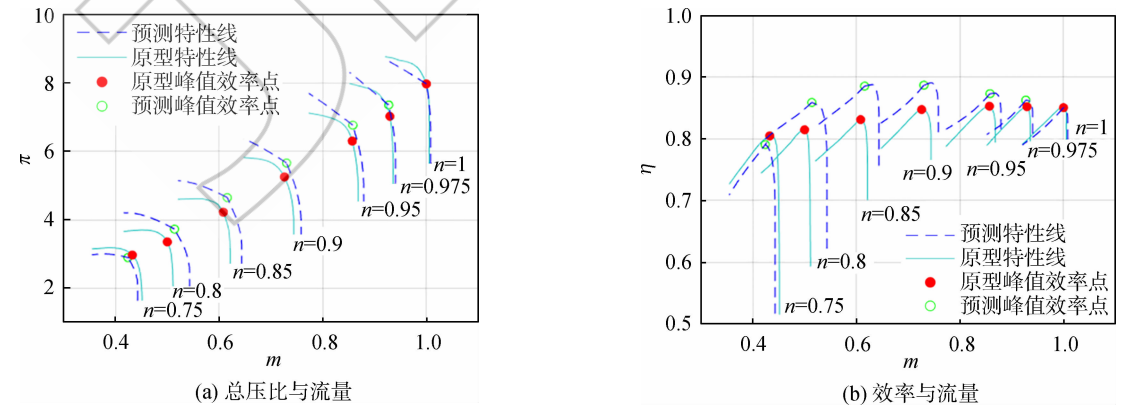


图 17 某 6 级高压压气机^[22]特性预测与原始特性图比较

Fig. 17 Comparison of performance prediction and original performance map of a 6 stages high pressure compressor^[22]

测效果较好。

6 结 论

本文基于已有压气机特性数据,从数据分析

和热力学关系角度,从峰值效率点连线、近堵塞区和近喘振区 3 个方面,分析了轴流压气机特性图内蕴含的规律,提出了若干特性关联关系和压气机性能参数,实现了基于设计指标和性能参数的

压气机特性预测。本研究主要针对轴流压气机,但研究方法也适用于其他叶轮机。从本文研究可以总结出以下结论:

1) 在压气机等转速线峰值效率点,流量、比功、总压比与转速成指数关系,指数的数值与压气机设计总压比相关或成一定分布,在压气机等转速线峰值效率点,相对比功与相对总压比成正比,比例系数与设计压比有关,描述峰值效率点的指数参数可以用于描述压气机特性图特征。

2) 在近堵塞区,可以使总压比作为自变量描述特性线规律,在近喘振区,适宜使用流量描述特性线规律。

3) 本文压气机预测方法可以较好地反映出总压比小于 8 的压气机特性,但部分预测细节仍需进一步完善。

参考文献:

[1] DIXON S L, HALL C A. Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery [M]. 7th ed. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2014.

[2] 王占学,王永杰,乔渭阳,等. 涡扇发动机低转速部件特性扩展和风车状态性能模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 146-149, 181.

WANG Zhanxue, WANG Yongjie, QIAO Weiyang, et al. Extrapolating component maps into the low speed and simulation of windmilling performance of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 146-149, 181. (in Chinese)

[3] TSOUTSANIS E, LI Y G, PILIDIS P, et al. Part-load performance of gas turbines: Part I a novel compressor map generation approach suitable for adaptive simulation[R]. Mumbai, Maharashtra, India: ASME Gas Turbine India Conference, 2012.

[4] 郑洪涛,潘福敏,杨仁. 基于面向对象方法的压气机性能计算[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 140-145.

ZHENG Hongtao, PAN Fumin, YANG Ren. Performance calculation of compressor based on object-oriented method [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 140-145. (in Chinese)

[5] 施洋,屠秋野,严红明,等. 一种航空发动机全状态性能模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 373-381.

SHI Yang, TU Qiuye, YAN Hongming, et al. A full states performance model for aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 373-381. (in Chinese)

[6] 李枚媛,曾德堂,张永军,等. 压气机低转速特性外推法改进研究[J]. 燃气轮机技术, 2016, 29(3): 11-16.

LI Meiyuan, ZENG Detang, ZHANG Yongjun, et al. Research on improvement of extrapolating low speed characteristics of compressor[J]. Gas Turbine Technology, 2016, 29(3): 11-16. (in Chinese)

[7] KURZKE J. Correlations hidden in compressor maps[R]. ASME Paper GT2011-45519, 2011.

[8] KURZKE J. Component map extension theoretical considerations and practical advices[R]. GPPS (Global Power and Propulsion Society)-CH-2020-0005, 2020.

[9] 房友龙,刘东风,贺星武,等. 压气机特性曲线精确分步拟合方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(2): 21-27.

FANG Youlong, LIU Dongfeng, HE Xingwu, et al. Research on the precise step fitting method of compressor characteristic map[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2): 21-27. (in Chinese)

[10] TSOUTSANIS E, MESKIN N, BENAMMAR M, et al. A component map tuning method for performance prediction and diagnostics of gas turbine compressors[J]. Applied Energy, 2014, 135(12): 572-585.

[11] ZAGOROWSKA M, THORNHILL N. Compressor map approximation using Chebyshev polynomials[R]. Valletta, Malta; the 25th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED), 2017.

[12] 黄伟,常俊,孙智滨. 基于 MEA-BP 神经网络的压气机特性曲线预测[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2019, 33(2): 67-74.

HUANG Wei, CHANG Jun, SUN Zhibin. Characteristic curve prediction of compressor based on MEA-BP neural network[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2019, 33(2): 67-74. (in Chinese)

[13] 蒋爱武,谢寿生. 基于支持向量机和粒子群算法的压气机特性计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2571-2577.

JIANG Aiwu, XIE Shousheng. Method to achieving compressor characteristics based on support vector machine (SVM) and particle swarm optimization (PSO)[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2571-2577. (in Chinese)

[14] 饶高,苏三买,翟向博. 指数外推法和支持向量机相结合的压气机特性扩展方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 749-755.

RAO Gao, SU Sanmai, ZHAI Xiangbo. Method of compressor characteristic extension combining exponent extrapolation method with support vector machine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 749-755. (in Chinese)

[15] MIKHAILOVA A B, AKHMEDZYANOV D A, AKHMETOV Y M, et al. Joint prediction of aircraft gas turbine engine axial flow compressor off-design performance and surge line based on the expanded method of generalized functions[J]. Russian Aeronautics, 2014, 57(3): 291-296.

[16] AGRAWAL R K, YUNIS M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[R]. ASME Paper 81-GT-202, 1981.

[17] STEVENSON J D, SARAVANAMUTTOO H I H. Simulating indirect thrust measurement methods for high-bypass turbofans[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1995, 117(1): 38-46.

[18] GOSTELOW J P,KRABACHER K W,SMITH L H. Performance comparisons of high Mach number compressor rotor blading[R]. NASA-CR-1256,1968.

[19] BLANCO R E,HALL C A,CRICHTON D. Challenges in the silent aircraft engine design[R]. AIAA 2007-454,2007.

[20] SULAM D H,KEENAN M J,FLYNN J T. Single-stage evaluation of highly-loaded high-Mach-number compressor stages: II data and performance,multiple-circular-arc rotor [R]. NASA-CR-72694,1970.

[21] CONVERSE G L. Extended parametric representation of compressor fans and turbines:Volume III MODFAN user's manual[R]. NASA-CR-174647,1984.

[22] CHENG R,ULTICH W,LAN F,et al. Design and test demonstration of the JET01 six-stage high-pressure compressor[R]. ISABE(International Society for Air Breathing Engines) 2007-1184,2007.

(编辑:王碧琚)

