

燃气轮机弹性数学模型

北京航空学院 朱行健

弗吉尼亚理工学院和州立大学 W.F.O'Brien

摘 要

本文根据燃气轮机各部件的基本工作原理,从已有部件的试验特性推导出具有不同设计参数的新设计部件的特性。将这种方法与燃气轮机数学模型相结合,构成设计参数可以变化的燃气轮机“弹性”数学模型。

在设计过程中需要研究不同设计参数的燃气轮机在非设计工况下的工作特性。计算燃气轮机工作特性需要预先知道各个部件的特性曲线,然而燃气轮机及其部件尚未设计,无法获得各个部件的特性试验数据。文献^[1]推荐的办法是根据已有部件的试验数据和新的设计参数值要求,用简单的线性关系预估将要设计的新部件的特性。虽然这种方法过于粗糙,不能准确的预估新设计部件的特性,但却提出了一个很好的思路。本文根据燃气轮机各部件的基本工作原理^[2,3],提供了比较符合实际的推导新部件特性的方法。将这种方法与燃气轮机数学模型^[1,4]相结合,构成设计参数可以变化的燃气轮机“弹性”数学模型。

一 压气机的基本关系式

压气机的设计参数是压比 π_c^* 和空气流量 q_{ma} 。需要换算的参数除设计参数外,还有压气机绝热效率 η_c^* 和转速 N 。

1. π_c^* 坐标的换算 若基准压气机是一台由 m 个单级组成的多级压气机,在设计工况下各级压比相等且为 π_{cd}^* ,那末基准压气机在设计工况下的压比为 $\pi_{cdmap}^* = (\pi_{cd}^*)^m$ 。给定新设计压气机的设计压比为 π_{cd}^* ,若使用同样的单级,则应有 n 级,并令 $\phi_{cp} = n/m$

$$\pi_{cd}^* = (\pi_{cd}^*)^n = (\pi_{cdmap}^*)^{n/m} = (\pi_{cdmap}^*)^{\phi_{cp}}$$

$$\text{或} \quad \phi_{cp} = \log(\pi_{cp}^*) / \log(\pi_{cdmap}^*) \quad (1)$$

求得换算系数 ϕ_{cp} 后,就可以用下列关系式对压气机特性图的压比坐标进行换算:

$$\pi_c^* = (\pi_{cdmap}^*)^{\phi_{cp}} \quad (2)$$

2. q_{ma} 坐标的换算 对于几何形状不可调的压气机,可以用流量换算系数 ϕ_{cq} 来换算新设计压气机和基准压气机之间的流量关系:

$$Q = \phi_{cq} Q_{map} \quad (3)$$

但是对于几何形状可调的压气机,还需要另外一个修正流量的系数。若有两台在设计工况下空气流量相同的压气机,一台是设计压比较高的几何形状可调的压气机,另一台是设计

压比较低的几何形状不可调的压气机, 它们在非设计工况下的流量变化是不相同的。产生这种现象主要是因为, 在非设计工况下可调压气机改变了几何形状, 从而改变了空气流量。

根据实践经验, 可以大体上认为, 设计压比小于 4 的多级轴流压气机可以不必采取防喘调节措施, 而设计压比高于 4 的多级轴流压气机则往往需要采用可调导流叶片或中间级放气等防喘措施。高设计压比的压气机采取防喘措施的结果使得低转速下压气机出口的空气流量进一步减少, 其减少的程度则与压气机设计压比的高低有关。

换算时, 我们取新设计压气机的第 x 级进口为 x 截面, x 截面的选取原则是当转速相似参数降低时该截面与基准压气机进口截面的流量相似参数成比例的变化。

对于新设计压气机, 随着工况的改变, 整合压气机的 π_c^* 发生变化, 进口 1 截面与 x 截面之间的 π_{cx}^* 也随着变化。参照式 (2) 的推导, 可以写出 π_{cx}^* 与 π_c^* 之间的关系如下:

$$\pi_{cx}^* = \pi_{cx_d}^* (\log(\pi_c^*) / \log(\pi_{c_d}^*)) \quad (4)$$

在不同的工况下, 由于 π_{cx}^* 的改变, 使得 1 截面与 x 截面的流量相似参数 Q 和 Q_x 不能保持相同的比例。它们之间的关系为:

$$Q_x = Q (\pi_{cx}^*)^{-(k+1)/2k} \quad (5)$$

$$\text{当 } k = 1.4 \text{ 时, } Q_x = Q \pi_{cx}^{*-0.857} \quad (5a)$$

新设计压气机在 1 截面与 x 截面之间几何形状的调节是使得 π_{cx}^* 随工况发生变化时, 这两个截面的流量相似参数保持相同的比例。这就需要另外有一个空气流量修正系数 ψ_{cq}

$$\psi_{cq} = (\pi_{cx}^* / \pi_{cx_d}^*)^{0.857} = \pi_{cx_d}^{*0.857} (\log(\pi_c^*) / \log(\pi_{c_d}^*) - 1) \quad (6)$$

因此, 对几何形状可调的压气机, 可以用下列关系式对空气流量坐标进行换算:

$$Q = \psi_{cq} \cdot \phi_{cq} \cdot Q_{map} \quad (7)$$

对于几何形状不可调的压气机, $\psi_{cq} = 1$ 。这并不意味着在非设计工况下 π_{cx}^* 能保持不变, 而是前面这几级压气机能够根据 x 截面上对流量相似参数的要求自动的调整 q_{ma} 和 π_{cx}^* 的值, 使各级仍能协调。

对于几何形状可调的压气机, 如基准压气机的设计压比高于新设计压气机的设计压比, 那末新设计压气机的 x 截面可以设想在第一级进口截面的前方, 于是 $\pi_{cx_d}^* < 1$ 。

3. η_c^* 的换算 通过基准压气机和新设计压气机多变指数 n 和 n' 进行 η_c^* 换算。

$$n' = \phi_{ce} n \quad (8)$$

在设计工况下, 多变指数换算系数 ϕ_{ce} 的数值将取决于新设计压气机的设计状况, 它等于或十分接近于 1。在非设计工况下, ϕ_{ce} 将是变量, 新设计压气机的压比越高或工作点离开设计工况越远, ϕ_{ce} 的变化也越大。可以用下式估算 ϕ_{ce} :

$$\phi_{ce} = \left(1 + K_1 \left| \frac{N_d - N_1}{N_d} \right| \right) \left(1 + K_2 \left| \frac{\beta_h - \beta_1}{\beta_h} \right| \right) \quad (9)$$

上式中 β_1 表示压气机特性图上的参考线, β_h 为其中一条通过各等转速线上压气机效率最

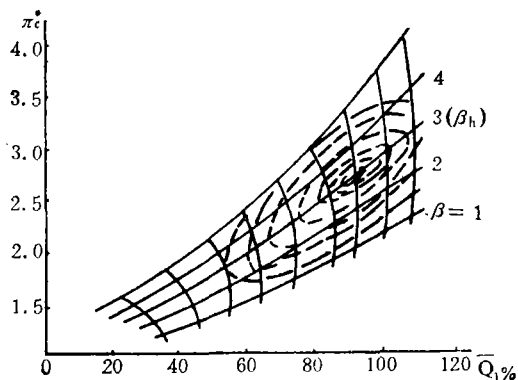


图 1 压气机特性图 ($\bar{Q}_1$ 为流量相似参数相对值)

高点的参考线(图1); N_d 和 N_i 为设计工况和非设计工况下的转速。常数 K_1 和 K_2 则根据经验进行选择,它主要取决于新设计压气机与基准压气机之间的压比关系。若新设计压气机的压比小于基准压气机的压比, K_1 和 K_2 将为负值。

压气机效率 η_c^* 的换算步骤如下:

先从基准压气机特性图上查得每一工作点的压比和效率,从而算出多变指数 n :

$$n = \{1 - \log[(\pi_{c, map}^{k-1})^{1/k} - 1] / \log(\pi_{c, map}^{k-1})\}^{-1} \quad (10)$$

根据(9)、(8)两式可以算出相应工作点上 n' ,再用下式计算该点上的 η_c^* :

$$\eta_c^* = (\pi_c^{(k-1)/k} - 1) / (\pi_c^{(n'-1)/n'} - 1) \quad (11)$$

4. N的换算 换算的出发点是新设计压气机与基准压气机的第一级转子具有相同的叶尖切线速度。由于压气机直径与空气流量平方根成正比,于是N的换算关系式为:

$$N = N_{map} \sqrt{q_{ma, map} / q_{ma}} \quad (12)$$

二 燃烧室的基本关系式

燃烧效率 η_b 和总压损失 $\Delta p_{2,3}^*$ 是二个需要换算的重要性能参数。根据基准燃烧室的特性,推导新设计燃烧室特性的方法如下:

1. η_b 的换算 η_b 是燃烧室进口总压 p_2^* 、温度 T_2^* 、速度 C_2 和油气比 f 的函数。为了便于计算,在讨论中往往用燃烧室出口和进口的温度差 $\Delta T_{3,2}^*$ 来代替油气比 f 。

在大部分工作条件下, T_2^* 和 C_2 的改变不致使 η_b 有明显的变化,往往略去不计。因此,在很多计算中只给出 η_b 随 p_2^* 和 $\Delta T_{3,2}^*$ 的变化关系。

η_b 与 p_2^* 的关系已积累了大量数据,实验表明,随着 p_2^* 的降低, η_b 明显下降(图2)。

在一定的燃烧室压力下, η_b 是 $\Delta T_{3,2}^*$ 的函数,并有一个最佳值 $\Delta T_{3,2,opt}^*$,使 η_b 达极大值(图2)。根据新设计燃烧室对 $\Delta T_{3,2}^*$ 设计值的要求,以及常用工况下 $\Delta T_{3,2}^*$ 的变化范围,我们可以通过改变燃烧室结构的方法来改变 $\Delta T_{3,2,opt}^*$ 。具体方法是改变燃烧室内火焰筒头部及混合段气流孔的尺寸和位置,从而使第一股气流和第二股气流的流量分配以及第二股气流流量沿火焰筒长度方向的分布发生变化。新设计燃烧室 $\Delta T_{3,2,opt}^*$ 值的要求取决于新设计燃气轮机的设计参数。图2给出了某基准燃烧室的特性图,图中用温差相对值 $\overline{\Delta T_{3,2}^*} = \Delta T_{3,2}^* / \Delta T_{3,2,d}^*$ 作为变量,可以用它来预估新设计燃烧室的特性。

2. $\Delta p_{2,3}^*$ 的换算 $\Delta p_{2,3}^*$ 与气流动压头 $\rho c^2/2$ 有直接连系。由于燃烧室内各处气流速度 c 差别极大,往往用燃烧室进口的空气密度 ρ_2 、空气流量 q_{ma} 和燃烧室最大截面积 A_m 算出一个假想速度 c_m 。用 $\rho_2 c_m^2/2$ 来表示燃烧室内气流的动压头具有一定的代表性^[3]。

用流阻系数 Ψ_b 表示总压损失与动压头之间的比例:

$$\Psi_b = \Delta p_{2,3}^* / (\rho_2 c_m^2 / 2) \quad (13)$$

应用状态方程和连续方程,上式可改写为:

$$\Delta p_{2,3}^* / p_2^* = \Psi_b R / (2(q_{ma} \sqrt{T_2^*} / A_m p_2^*)^2) \quad (14)$$

Ψ_b 是燃烧室加热比 T_3^* / T_2^* 的函数。在燃气轮机工作范围内,可以把它看作常数。

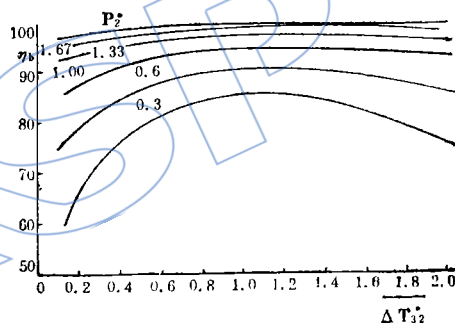


图2 主燃烧室特性图

假设新设计燃烧室与基准燃烧室在设计工况下 $\Psi_b R(q_{ma}/A_m)^2$ 相等, 那末, 给定基准燃烧室在设计工况下的 $(\Delta P_{23}^*/P_2^*)_e$ 以后, 即可用下式求出新设计燃烧室的相应值。

$$(\Delta P_{23}^*/P_2^*)_d = (\Delta P_{23}^*/P_2^*)_e (P_2^{*2}/T_2^*)_e (T_2^*/P_2^{*2})_d \quad (15)$$

在 (14) 式中, 令 $\Psi_b R/2A_m^2 = \phi_{bp}$, (14) 式可改写为:

$$\Delta P_{23}^*/P_2^* = \phi_{bp} (q_{ma} \sqrt{T_2^*/P_2^*})^2 \quad (16)$$

根据新设计燃烧室在设计工况下的总压损失系数和工作参数, 可以求出 ϕ_{bp} 。 ϕ_{bp} 值在非设计工况下保持不变, 于是, 非设计工况下的总压损失系数就很容易求得了。

三、涡轮的基本关系式

涡轮的设计参数是膨胀比 π_{td}^* 和燃气流量相似参数 $Q_g = q_{mgd} \sqrt{T_3^*/P_3^*}$ 。需要换算的参数除设计参数外, 还有涡轮效率 η_t^* 和转速 N 。

1. π_t^* 坐标的换算 换算方法与压气机压比的换算方法相类似。根据新设计涡轮和基准涡轮的设计值, 可以用下式算出换算系数 ϕ_{tp} :

$$\phi_{tp} = \log(\pi_{td}^*) / \log(\pi_{tdmap}^*) \quad (17)$$

涡轮膨胀比 π_t^* 的换算公式为:

$$\pi_t^* = (\pi_{tdmap}^*)^{\phi_{tp}} \quad (18)$$

2. Q_g 坐标的换算 通过涡轮的燃气流量相似参数往往是由第一级涡轮导向器最小截面积来控制的。根据新设计涡轮和基准涡轮燃气流量相似参数的设计值, 很容易地算出换算系数 ϕ_{tq} :

$$\phi_{tq} = Q_{gd} / Q_{gdmap} \quad (19)$$

求得 ϕ_{tq} 后, 用下式换算涡轮特性图的流量相似参数坐标:

$$Q_g = \phi_{tq} Q_{gmap} \quad (20)$$

3. η_t^* 的换算 涡轮效率的换算方法与压气机效率的换算方法相类似, 即认为基准涡轮和新设计涡轮在相应工作点上的多变指数 n 相同。

根据基准涡轮特性图上查得每一工作点的膨胀比和效率, 可以算出多变指数 n :

$$(n-1)/n = \log\{[\eta_{tdmap}(1-\pi_{tdmap}^{(1-k)/k})-1]^{-1}\} / \log(\pi_{tdmap}^*) \quad (21)$$

根据新设计涡轮相应工作点上的膨胀比数值, 可以按下式算出涡轮效率 η_t^* :

$$\eta_t^* = (1 - \pi_t^{*(1-n)/n}) / (1 - \pi_t^{*(1-k)/k}) \quad (22)$$

四、算例和结论

利用上述部件特性换算方法, 以国产某双轴涡喷发动机的部件特性为基准特性, 计算了不同设计参数的单轴涡喷、双轴涡喷和双轴涡扇发动机的油门特性和飞行特性。计算结果如图 3~6 所示。

遗憾的是这些计算结果没有相应的发动机试验曲线可以进行比较。

根据以上论述, 可得到以下结论

1. 本方法, 可用成熟的发动机部件特性为基础, 推导出具有不同设计参数的部件特性, 从而能对新设计发动机进行特性计算。新设计部件与基准部件应该具有大体相当的设计水平。

2. 本文所采用的方法是基于发动机部件的基本工作原理和设计方法。因此, 有了准确

的基准部件特性, 就能够比较准确的预测新设计发动机的特性。

3. 本文所推荐的方法可以用来预测航空、舰船和地面使用的各种燃气轮机。

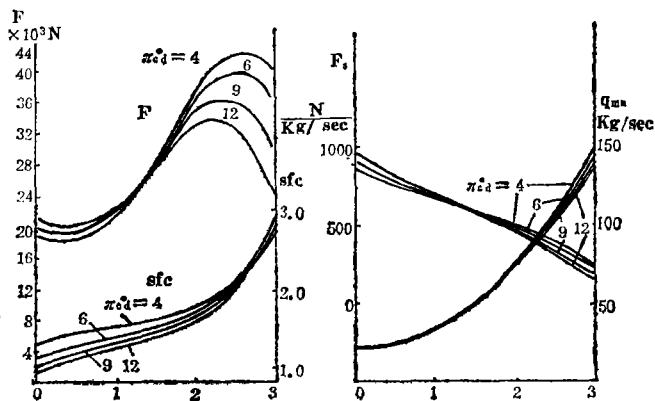


图 3 单轴涡轮发动机飞行特性

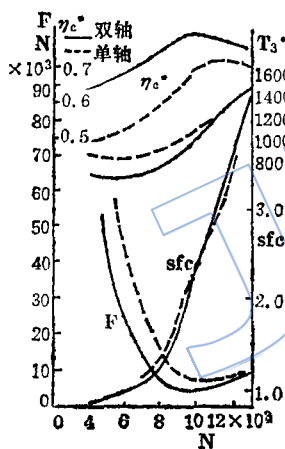


图 4 涡轮发动机油门特性

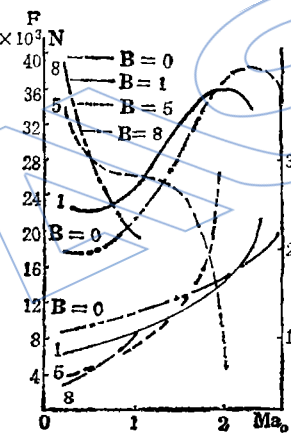


图 5 双轴涡轮发动机飞行特性

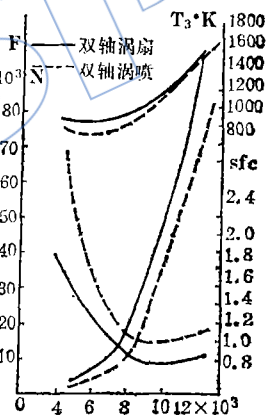


图 6 双轴涡轮发动机油门特性
(N_1 和 A_g 为常数)

参 考 文 献

- [1] Sellers J.F. and Daniele C.J., "DYNGEN-A program For Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, 1975.
- [2] Oates G.C., "Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components", AIAA Education Series, 1985.
- [3] Cohen H., "Gas Turbine Theory", Longman, 1972.
- [4] Zhu X.J., Wang X.Y. and Yan Q.J., "Convergence of Performance Calculation of Twin Spool Turbojet and Turbofan", ASME 85-IGT-82, 1985.

optimization of the blade tip sweep should be determined from both aerodynamic and acoustic considerations, and the factors which should be taken into account in integrated or single optimization are indicated accordingly.

ELASTICITY MODEL FOR SCALING GAS TURBINE PERFORMANCE PREDICTION

Zhu Xingjian

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

W. F. O'Brien

(Virginia Polytechnic Institute and State University)

Abstract

Before a gas turbine is designed, many candidate designs with different values of design parameters must be studied. Calculation of design and off-design performances of proposed engines is needed, but actual component maps do not exist. In this paper, new scaling laws are developed and shown to produce component maps and estimates of new engine performances which are predicted to be close to the actual values. This "elasticity" model is based on the fundamental operating principles of the components.

EFFECTS OF ALTERNATIVE FUEL COMPONENTS ON PERFORMANCES OF A GAS TURBINE COMBUSTOR

Wu Wendong, Sha Yingpu, Sun Xiuchan, Yang Jingshang,
Zhang Yanan

(Institute of Engineering Thermophysics)

Abstract

The exchangeability of gaseous fuel for a gas turbine combustor was investigated experimentally and analysed in terms of indices J_H and J_I given in ref.(3).

Experimental results show that the effects of the alternative fuel components on the combustor exit temperature profile and distribution factor are not significant. It is also found that the ratio of H/C affects the combustion efficiency quite notably provided the inlet airflow is at normal pressure and temperature, but this effect weakens when the pressure and temperature of the inlet airflow rise.

A conclusion is made that the index J_I can be adopted to predict gaseous fuel combustion efficiency and thereby the exchangeability can be evaluated.

NONSYNCHRONOUS ORBITS IN A FLEXIBLE ROTOR-SQUEEZE FILM DAMPER SYSTEM

Zhu Changsheng and Feng Xinhai

(Gas Turbine Establishment)

Abstract

The possibility and the regularity of occurrence of nonsynchronous orbits are investigated based on experiments of a Jeffcott rotor-squeeze film damper(SFD) with/without a centralizing spring system. The influences of system parameters, such as radial clearance ratio,