

提高火药燃气驱动冲击式 涡轮效率的途径探讨*

张 远 君

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

刘 竹 莹

(航天工业总公司 11 所, 北京, 100076)

摘 要: 探讨了以火药燃气作为工质的运载火箭中所用的冲击式涡轮效率提高的途径。给出了具有小反力度冲击式涡轮效率的计算方法和火药燃气中含有微粒流时冲击式涡轮效率的迭代计算方法。对四种情况下计算结果进行了对比分析。计算结果与试验结果符合良好。

主题词: 化学火箭发动机, 燃气发生器, 涡轮, 效率方程, 数值计算

分类号: V235.11

A RESEARCH TO INCREASE EFFICIENCY OF IMPULSE TURBINE DRIVEN BY PYROTECHNICAL GAS

Zhang Yuanjun

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Liu Zhuying

(The 11th Research Institute, Beijing, 100076)

Abstract: A study on the way to increase efficiency of impulse turbine is presented. An approach method is applied to calculate efficiency of impulse turbine even in low reaction degree conditions. The effect of working substance which contains solid particles on the turbine efficiency is also investigated. The numerical results shown a good accordance with the experimental data under four conditions.

Subject terms: Chemical rocket engine, Gas generator, Turbine, Efficiency equation, Numerical calculation

* 本文 1994 年 2 月 24 日收到

1 引言

在纯冲击式涡轮中,燃气流只在喷嘴环中加速膨胀,将热焓转变为动能。然后,燃气以高速冲击涡轮的工作叶片,即在动叶通道中,将动能传给工作叶片,使涡轮高速旋转。这类涡轮效率较低。为了既有较高的效率,又具有简单紧凑和质量轻的优点,人们也常用具有小反力度的冲击式涡轮。本文将讨论这类冲击式涡轮效率的迭代计算方法。

在当前的固体火箭技术中,大量用高能复合推进剂作为发动机的能源和工质源。在以火药燃气作为工质的冲击式涡轮中,也不例外^[1]。由于这类火药中,含有金属添加剂,所以在燃气中除含有大量的气相组分外,还含有凝相微粒。虽然微粒流也以相当高的速度从喷嘴环出口流出,并冲击涡轮叶片,也能做功,但是由于夹带在气相中微粒的温度和速度都滞后于气相,因而使涡轮效率比在相应的纯燃气情况下的还要低一些。本文将给出在喷嘴环中气-粒二相流的控制方程组,采用龙格-库塔-吉尔法数值求解,算出微粒流的速度滞后与温度滞后。再经适当的推算,最终计算出气-粒二相流作为工质的冲击式涡轮效率。

文中对于无反力度和有小反力度的纯气相流,无反力度和有小反力度的气-粒二相流四种情况下冲击式涡轮效率的计算结果进行了对比分析,并讨论了提高效率的途径。

2 有小反力度的冲击式涡轮效率计算

在图1所示的涡轮基元级中,1kg质量燃气所作的等熵膨胀功 L_{ad} 为

$$L_{ad} = \frac{k}{k-1} RT_0^* \left[1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k-1}{k}}} \right] \quad (1)$$

式中 k ——燃气的比热比; R ——燃气的气体常数;

T_0^* ——燃气在进口的滞止温度;

π_T ——燃气的膨胀比。

如果,将1kg质量燃气产生的并由涡轮轴输出的机械功用 $L_{t,e}$ 表示,则涡轮的有效效率 η_e 可表示为

$$\eta_e = \frac{L_{t,e}}{L_{ad}} \quad (2)$$

计算一般冲击式涡轮(反力度 $\rho^* = 0$)有效效率 η_e 的要点为:

(1) 计算燃气在喷嘴环出口的等熵膨胀速度 $C_{1,ad}$ 和实际速度

C_1

$$C_{1,ad} = \sqrt{2L_{ad} + C_0^2} \quad (3)$$

$$C_1 = \varphi C_{1,ad} \quad (4)$$

式中 C_0 ——燃气进入喷嘴环的速度;

φ ——喷嘴环速度系数。

(2) 计算燃气在工作叶片出口的实际相对速度 w_2 :

$$w_2 = \psi w_{2,ad} \quad (5)$$

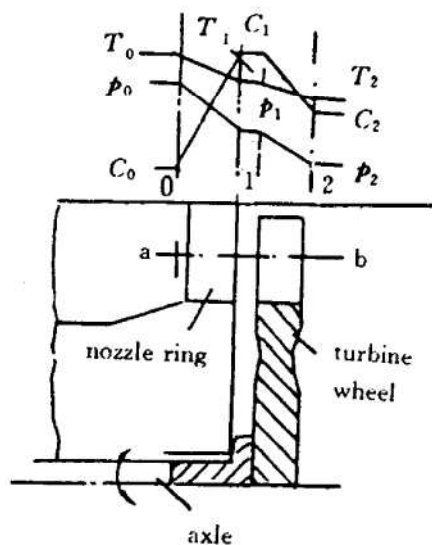


Fig. 1 Elementary stage of turbine

式中 $w_{2,ad}$ ——工作叶片出口燃气的等熵流动相对速度； ψ ——叶片速度系数。

ψ 可用下式计算：

$$\psi = K\psi' \quad (6)$$

上式中 ψ' 为气流拐角修正系数，是气流拐角 β 的函数 ($\beta = \beta_1 + \beta_2$, β_1 、 β_2 分别为叶片进、出口安装角)。K 为取决于 w_1 的系数。分别示于图 2 及图 3 中。

(3) 根据 $C_{1,ad}$ 和选定的工作叶片进口角计算出工作叶片的切线速度 U 后，给出有效效率的初次试算值 $\eta_{e,0}$ 。

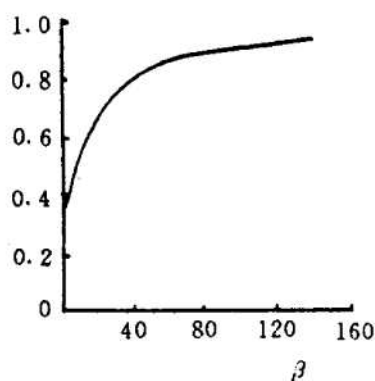


Fig. 2 ψ' versus β

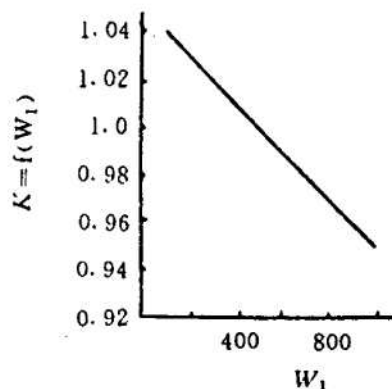


Fig. 3 K versus w_1

(4) 再根据动叶通道中的各参数，算出涡轮的轮缘功 L_u ，并扣除动叶通道中的“二次损失、轮盘的摩擦和鼓风损失后，得出涡轮轴的输出功 $L_{t,e}$ ，从而进一步得出有效效率的第一次近似值 $\eta_{e,1}$ 。

(5) 重复以上计算，直到 $\Delta\eta_e = |\eta_{e,i+1} - \eta_{e,i}|$ 满足给定的精度要求为止。

计算具有小反力度冲击式涡轮有效效率的要点为：

a. 根据选定的小反力度 ρ^* 值，按下式计算出燃气在喷嘴环中所作的等熵膨胀功 $L_{ad,n}$ ：

$$L_{ad,n} = L_{ad}(1 - \rho^*) \quad (7)$$

b. 按以下二式算出喷嘴环出口燃气的静压 p_1 和流速 C_1 ：

$$p_1 = p_0^* \left[1 - \frac{L_{ad,n}}{c_p T_0^*} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (8)$$

$$C_1 = \varphi \sqrt{2L_{ad,n}} \quad (9)$$

式中 c_p ——燃气的定压比热。

c. 以下步骤与 $\rho^* = 0$ 涡轮有效效率计算要点的 (2) ~ (5) 类似。

在进行上列计算中，如果 $\Delta\eta_e$ 不满足精度要求，应设法减少各种损失或调整涡轮进口参数和转速。图 4 所示，为某小型冲击式涡轮的 η_e 与 $U/C_{1,ad}$ 的关系曲线。

3 气-粒二相流冲击式涡轮效率计算

高能火药燃气中，常含有金属氧化物微粒。在驱动涡轮的这类气-粒二相流中，呈随机运动的微粒对压强的贡献极小，不能像气体那样膨胀作功。微粒在喷嘴环通道中的加速，只能依靠气体微团的“带动”，没有气体微团流动快，即存在速度滞后。在喷嘴环出口截面上微粒

速度小于气体速度,由此引起的损失称为速度滞后损失。喷嘴环通道中的气体温度随着向下游流动,而逐渐下降。但微粒温度下降较慢,喷嘴环同一截面处微粒的温度总比气相温度高,这即为温度滞后,所引起的损失称为温度滞后损失^[2]。喷嘴环中的这两种损失,使涡轮效率比在相当的同一进口参数下工质全是气相的要低一些。对于冲击式涡轮,微粒流也以相当高的速度由喷嘴环出口流出,冲击工作叶片也作一部分功。^[3,4]

气-粒二相流冲击式涡轮效率计算的关键是,要充分考虑喷嘴中气相与微粒之间的动量传输和能量传输以及二者之间的相互关系,并把气-粒二相流作为准连续介质处理,也就是把均匀分散在气相中的微粒群视为准流体,推导出控制方程组。即使这样处理,方程组的解也相当复杂,本文将用龙格-库塔-吉尔法对其数值求解。

全耦合的一维定常气-粒喷嘴流的控制方程组:

质量守恒方程

$$\dot{m}_g = \rho_g u_g A \quad (10)$$

$$\dot{m}_p = \rho_p u_p A \quad (11)$$

能量守恒方程

$$\rho_g u_g \frac{du_g}{dx} + \rho_p u_p \frac{du_p}{dx} + \frac{dp}{dx} = 0 \quad (12)$$

$$u_p \frac{du_p}{dx} = \frac{3}{8} \frac{f_D \rho_g}{r_p \rho_p} (u_g - u_p) |u_g - u_p| \quad (13)$$

能量守恒方程

$$\dot{m}_g \left[c_p (T_g - T_g^*) + \frac{1}{2} u_g^2 \right] + \dot{m}_p \left[c (T_p - T_p^*) + \frac{1}{2} u_p^2 \right] \quad (14)$$

$$u_p \frac{dT_p}{dx} = \frac{3h}{\rho_g c r_p} (T_g - T_p) \quad (15)$$

气体状态方程

$$p = \rho_g R T_g \quad (16)$$

式中 $\dot{m}$ 、 p 、 T 、 ρ 、 u 、 A 分别为质量流率、压强、温度、密度、速度和截面积, x 为轴向坐标, c_p 为气相比热, c 为微粒比热, r_p 为微粒半径, h 为微粒与气相的传热系数, f_D 为微粒的阻力系数, 上标“*”为滞止参数, 下标“g”为气相参数, 下标“p”为微粒参数。

对方程(10)~(16)先进行无量纲化,然后用龙格-库塔-吉尔法数值求解,最后求出 U_p 、 T_p 等参数^[5]。

在1kg质量的气-粒二相混合物中,气相相对值为 $\dot{m}_g / (\dot{m}_g + \dot{m}_p)$,微粒的相对值为 $\dot{m}_p / (\dot{m}_g + \dot{m}_p)$,则气-粒二相流所作的轮缘功可用下式计算:

$$L_u = U(C_{1,u} + C_{2,u}) \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_g + \dot{m}_p} + \frac{u_p^2}{2} \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_g + \dot{m}_p} \quad (17)$$

式中 $C_{1,u}$ 、 $C_{2,u}$ 分别为燃气在工作叶片进、出口速度的切向分速,等号右方第一项为燃气气相份额所作的轮缘功,第二大项为其中的微粒相份额所作的轮缘功。

从轮缘功 L_u 中扣除动叶通道中的“二次损失”,轮盘摩擦损失以及轴承摩擦损失后,即可

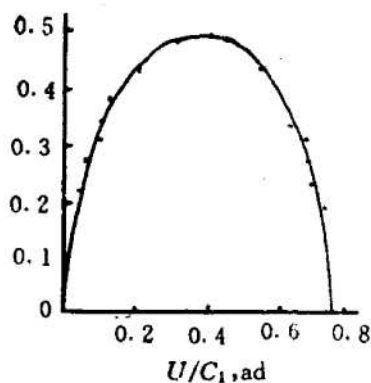


Fig. 4 η versus $U/C_{1,ad}$

得出涡轮轴输出的机械功 $L_{t,e}$, 从而得出有效效率的第一次计算值 $\eta_{e,1}$ 。其初次试算值确定法与第 2 节中所述相同。

重复以上计算, 直到 $\Delta\eta_e = |\eta_{e,i+1} - \eta_{e,i}|$ 满足给定的精度要求为止。

4 计算结果与分析

对一台小型冲击式涡轮的有效效率, 用上述迭代法进行了数值计算。在计算前, 对图 2~4 中所示曲线进行了拟合。在用 FORTRAN 语言编计算程序时, 使之不仅适用一般冲击式涡轮的计算, 而且又能适用于具有小反力度的冲击涡轮计算以及含有凝相微粒的二相流冲击式涡轮的计算。经大量调试后, 在 IBM PC386S-100 机上运算, 机时约 3 分钟。

已给涡轮参数如下:

功率 $N=81\text{kW}$; 转速 $n=95000\text{r/min}$; 进口燃气滞止压强 $p_0^*=9.807\times 10^6\text{Pa}$; 进口燃气滞止温度 $T_0^*=1450\text{K}$; 出口燃气压强 $p_2=$

$\begin{matrix} m_p/(m_p+m_g) \\ \rho^* \end{matrix}$	0	0.15
0	0.449	0.383
0.06	0.460	0.393

$9.807\times 10^4\text{Pa}$; 喷嘴进口直径 $d_0=0.014\text{m}$; 燃气比热比 $k=1.29$; 微粒平均半径 $r_p=37\mu\text{m}$; 微粒流质量比 $m_p/(m_p+m_g)=0.15$ 。将四种情况下所得的有效效率值列表如上。

从以上计算结果可以得出下列结论:

(1) 在燃气为纯气相流的冲击式涡轮设计中, 采用小反力度, 对提高有效效率是有利的, 在本算例情况下, 可提高 1.1%, 预计取 $\rho^*=0.08\sim 0.10$, 效率可提高 2% 以上。

(2) 将 $\rho^*=0$ 气-粒二相流冲击式涡轮效率值与纯气相的效率值对比, 可见在相当的同一进口参数下, 由于有微粒存在, 效率下降 6.6%。某小型涡轮台架试验结果证实了这一结论。

(3) 于 $\rho^*=0.06$ 情况下, 由于有微粒存在, 效率下降 6.7%, 由 (2) 及 (3) 可见, 应尽量减少火药配方中的金属含量, 如减少到使 $m_p/(m_p+m_g)=0.07$, 则效率下降只有 3% 左右; 另外, 如减小凝相微粒尺寸, 对于提高气-粒二相流的冲击式涡轮的效率更为显著。试验结果验证了这一点。

(4) 在气-粒二相流冲击式涡轮设计中, 采用小反力度, 对提高其有效效率也是有利的。在本算例中, 可提高 1%。

参 考 文 献

- [1] Sutton G P. Rocket Propulsion Elements. 1976
- [2] 张远君. 气体-颗粒流基础. 北京: 国防工业出版社, 1986
- [3] Tabkoff W, Hosny W, Hamed A. Effect of Solid Particles on Turbine Performance. Journal of Engineering for Power, 1976 (1)
- [4] Tabakoff W, Hamed A. The Dynamics of Suspended Solid Particles in a Two Stage Gas Turbine. ASME 86-GT-232
- [5] 王慧玉, 张远君. 全耦合的一维两相喷管流的数值解. 航空动力学报, 1986 (7)