

影响液体火箭发动机涡轮效率的某些因素分析

祖国君 张远君

(北京航空航天大学)

摘 要: 分析了液体火箭发动机中所用涡轮的各种损失因素, 并建立了相应的数学模型, 给出了计算方法。对于喷嘴中的二相流损失, 采用龙格-库塔法求解一维定常全耦合的二相流控制方程。用迭代的方法进行冲击式涡轮及有小反力度的涡轮的设计计算, 以使设计出的涡轮参数与效率相统一。通过对计算路径的控制, 使得本方法和程序能同时用于冲击式涡轮及有小反力度的涡轮的设计计算。在计算结果中, 还着重对二相流损失对涡轮效率的影响进行了分析。

ANALYSIS OF THE EFFECT OF FACTORS ON THE EFFICIENCY OF LIQUID ROCKET TURBINE

Zu Guojun Zhang Yuanjun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract: The loss factors in liquid rocket turbine are analysed in detail and a related mathematical model and calculation method is proposed. For the two-phase fluid losses in nozzle, Ronge-Kuta method is use to solve the static two-phase fluid control equations. Iteration scheme is applied to the design calculation of impulse turbine or turbine with less degree of reaction, in order that the designed turbine factors can coordinate with turbine efficiency. By means of the control of the calculation procedure, the present scheme can also be used at the same time in the design calculation of impulse turbine and the turbine with less deree of reaction. The effects of

本文1992年3月6日收到

two-phase fluid loss on the turbine efficiency is analysed in accordance with calculated results.

Keywords: Liquid rocket engine, Turbine, Efficiency, Mathematic model

1 前 言

液体火箭发动机中所用的涡轮,大多数是高转速或超高转速的冲击式涡轮,这是由于它既有较简单的结构,又有较轻的质量。但由于在这类涡轮的工作叶片中,燃气不进行加速膨胀,无负压梯度,气流易分离,所以其效率往往较低。目前,在液体火箭发动机中,也常用带有小反力度的涡轮,以提高其效率。一般当反力度 $\rho^* \leq 0.15$ 时,人们也常称其为冲击式涡轮。除主要的气相成分以外,在驱动涡轮的工质中,又往往含有凝相微粒。虽然微粒流由喷嘴出口也以相当高的速度流出,并冲击工作叶片,做一部分功,但由于裹在气体中的凝相微粒不可避免地产生速度滞后和温度滞后,因而使得涡轮效率比纯气相的要低一些。为实现小尺寸、高效率涡轮的设计,必须综合考虑影响其效率的各种因素。

本文比较全面地分析了涡轮中的各种损失因素,建立了数学模型,给出了计算方法。在冲击式涡轮的设计计算中,引入了带有小反力度涡轮的计算以及二相流的计算,并进行了数值迭代。

2 损失分析及模型的建立

有效效率是衡量涡轮设计水平的一个重要参数,它可以表示为:

$$\eta_e = L_{te} / L_{ad} \quad (1)$$

式中, L_{te} 表示每公斤质量燃气产生并由涡轮轴输出的机械功, L_{ad} 为每公斤质量燃气在涡轮中的等熵膨胀功。

在将高温高压燃气的内能转化为涡轮轴输出的机械能的过程中,不可避免地要产生如下的损失:

- 1) 燃气在喷嘴中的损失;
- 2) 燃气在工作叶片中的损失;
- 3) 燃气的出口速度损失;
- 4) 燃气的径向损失;
- 5) 轮盘摩擦和鼓风损失;
- 6) 机械损失;
- 7) 二相流中固相的滞后损失。

下面具体讨论一下各种损失的产生及其计算。

(1) 首先讨论燃气在喷嘴膨胀加速过程中的损失问题。在没有任何损失的情况下,燃气在喷嘴出口截面的速度为等熵膨胀速度:

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

其中, C_0 为燃气在喷嘴入口处的速度。一般 $C_0 \ll C_{lad}$, 可以略去不计, 则:

$$C_{lad} = \sqrt{2L_{ad}} \quad (3)$$

实际上燃气是有粘性的，由此造成的速度剖面不均匀以及燃气与喷嘴壁面的摩擦，使得燃气在喷嘴出口截面的实际速度小于 C_{lad} ，用下式表示为：

$$C_1 = \varphi C_{lad} \quad (4)$$

式中， φ 为喷嘴速度系数。它与许多因素有关，通常做为经验系数给定。对于圆形喷嘴可取 $\varphi = 0.92-0.95$ ，对于矩形喷嘴一般 $\varphi = 0.94-0.96$ 。

(2) 燃气在涡轮工作叶片中将产生各种损失，如燃气进入叶片入口处产生的冲击损失；在通道中产生的摩擦损失；边界层内的分离损失以及尾迹损失，等等。所有这些损失将使叶片出口处燃气的相对速度 W_2 小于等熵过程的相对速度 W_{2ad} ，二者关系为：

$$W_2 = \psi W_{2ad} \quad (5)$$

对于冲击式涡轮 $W_{2ad} = W_1$ 。所以有：

$$W_2 = \psi W_1 \quad (6)$$

式中， ψ 称为叶片速度系数。

通常在涡轮设计计算中，用下列关系式计算 ψ ：

$$\psi = k\psi' \quad (7)$$

式中， ψ' 为转角修正系数，它与叶片的安装角有关。具体的关系见图1。 k 值取决于燃气的相对速度，见图2。

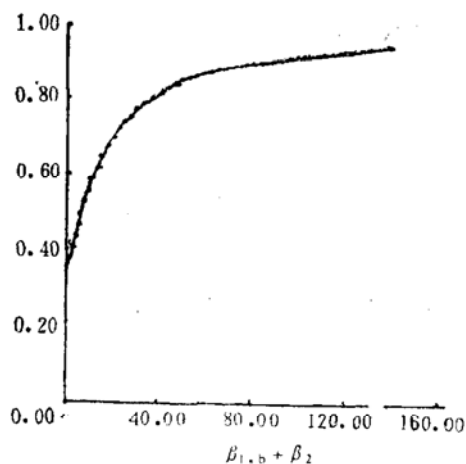


图1 ψ' 与叶片安装角的关系曲线

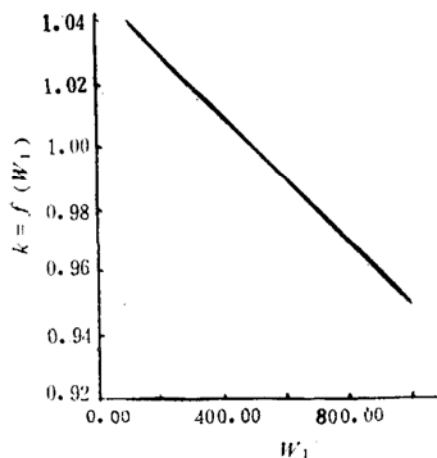


图2 k 值与叶片入口处燃气相对速度的关系曲线

(3) 冲击式涡轮的效率取决于燃气热能的转化率。燃气从涡轮流出的速度为 C_2 ，也就是1kg质量的燃气带走的动能为 $C_2^2/2$ ，这部分能量没有被涡轮利用，也是一种损失。一般将这种损失称之为出口速度损失，它也是涡轮的主要损失之一。尽量减少涡轮出口的排气速度是提高其效率的关键。因此在目前的液体火箭发动机中，常采用多级涡轮，以减少排气速度。比如，对于 $u/C_1 = 0.1$ 的发动机来说（ u 为动叶叶尖处的切线速度），单级涡轮的效率仅有0.25左右，而双级涡轮的效率却能达到0.5。本文主要讨论单级涡轮的设计问题。

(4) 径向损失又称为二次损失，它主要包括潜流损失、双涡损失和径向漏气损失。这种损失可用二次损失系数 δ_{se} 来表示，一般常用如下的经验公式来计算：

当工作叶片无叶冠时:

$$\delta_{se} = 1 - 1.5(\Delta r + \delta)/h_m \quad (8)$$

式中, Δr 为叶片与涡轮壳体之间的径向间隙 (mm);

δ 是考虑双涡损失的试验系数, 一般取0.3~0.5;

h_m 表示叶片的平均高度 (mm)。

当工作叶片有叶冠时:

$$\delta_{se} = 1 - 1.5(\Delta r + \delta)/(k' h_m) \quad (9)$$

式中, k' 是考虑有叶冠的折算系数, 通常取 $k' = 2 \sim 3$ 。

从轮缘功 L_u 中扣除工作叶片的二次损失, 可得到涡轮功或称有效轮缘功 L_r :

$$L_r = \delta_{se} L_u \quad (10)$$

(5) 涡轮轮盘摩擦损失是由于叶片在壳体内高速旋转时克服气体的摩擦阻力而造成的。由于涡轮的局进气而引起的损失称为鼓风损失。一般这两种损失用下面的经验公式来计算:

$$N_d = 735.499[1.46D^2 + 0.83(1 - \varepsilon)Dh_2^5](u/100)^3 \rho_1 g \quad (11)$$

式中, N_d 为轮盘摩擦和鼓风损失的功率 (W);

ε 为局部进气度; $\varepsilon = L/(\pi D)$, L 为喷嘴出口椭圆长轴的长度;

h_2 为工作叶片出口高度 (m);

u 为燃气平均切线速度 (m/s);

ρ_1 为轮盘周围气体的密度 (kg/m^3);

g 为重力加速度。

则1kg燃气的轮盘摩擦和鼓风损失的功为:

$$L_d = N_d/m$$

式中, m 为燃气质量流率。

从有效轮缘功中扣除上述损失的功 L_d , 得到涡轮的内功:

$$L_i = L_r - L_d$$

(6) 涡轮还需克服轴承摩擦消耗一部分功, 才能发出其轴功 L_{te} , 驱动泵和其它旋转机械。一般液体火箭发动机所用涡轮的机械效率为 $\eta_m = 0.97 - 0.99$, 故实际输出的功为:

$$L_{te} = \eta_m L_i \quad (12)$$

(7) 裹夹在燃气流中的固体微粒对压强的贡献极小, 不能像气体那样膨胀做功。微粒在喷嘴中的加速只能依靠气体微团的带动, 没有气体微团流动得那样快。这种微粒的速度小于气体速度的现象称为速度滞后。喷嘴中的气体温度随着向下游流动而逐渐下降, 但是微粒温度的下降没有气体的那样快。微粒的热能只能通过向气相的传热, 使之间接地转变为动能。因此, 在喷嘴的同一截面处, 微粒的温度总比气相的温度高, 这种现象就是温度滞后。由于速度滞后和温度滞后而造成的损失, 使得涡轮的效率比工质全是气相的要低一些。它的最简化的计算是建立一维定常喷嘴二相流的控制方程, 并进行数值求解。这也是相当复杂的, 将在下一部分中进一步讨论。当然, 固体微粒在涡轮的动叶中也会造成一些损失。它的模拟须进行三维二相全耦合的方程组的数值求解, 这将更加复杂, 本文不进行讨论。

3 设计计算方法

目前,液体火箭发动机中涡轮的设计计算,一般按如下过程进行:根据给定的原始参数及选择出的参数计算等熵功,查曲线图3得到假定的涡轮效率;计算流量及喷嘴喉径和喷嘴出口处参数;计算叶片中参数;查曲线图1和图2,得到 ψ' 和 k ,由此得到 ψ ;计算涡轮进出口参数;计算各种损失及涡轮功,得到涡轮的效率;最后求出其它的叶片参数。

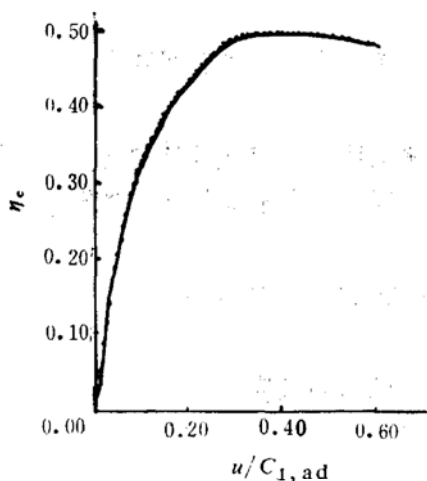


图3 单级涡轮效率 η_e 的经验曲线

用上述计算方法得到的涡轮效率与假定的效率往往有较大差别,而且这种方法只适用于无反力度的情况,更没有考虑二相损失等因素。因此,这种方法过于简单,已不能满足现代发展的需要。本文比较全面地考虑了包括二相损失等各种因素对涡轮效率的影响;采用迭代计算,使设计出的参数与涡轮效率相统一;通过对计算路径的控制,使之不仅适用于一般的冲击式涡轮设计计算,而且能进行带有小反力的涡轮的计算;另外,为了方便使用,本文还对曲线图1、2、3进行了拟合,需要时只须调用相应的子程序FIG1、FIG2和FIG3即可。

计算过程如下:

- 1) 给出原始参数、供选择的参数以及迭代初始参数;
- 2) 计算喷嘴入口速度、等熵功及效率 η_e (如果是第一次迭代、则由曲线图3给出 η_e);
- 3) 计算流量、喷嘴出口处参数及喷嘴喉部直径 $d_{e,t}$;
- 4) 重复过程2、3、4,直到相邻两次迭代得到的喉径的差满足给定的精度为止;
- 5) 计算叶片中参数、 ψ 以及涡轮进出口参数;
- 6) 计算损失及涡轮功,重新计算 η_e ,并给出与前一次的差 $\Delta\eta_e$;
- 7) 重复过程2~7,直到 $\Delta\eta_e$ 满足给定的精度为止;
- 8) 进行喷嘴中二相流的计算;
- 9) 重复过程6~9,直到收敛为止(仍以 $\Delta\eta_e$ 为标准);
- 10) 最后给出其它的叶片参数。

喷嘴中的二相流计算可详见文献4,这里就不再赘述。

当考虑固相的损失因素时,轮缘功按下式计算:

$$L_u = u(C_{1u} + C_{2u})m_g/m + 0.5u^2m_p/m \quad (13)$$

式中,下标 g 表示气相,下标 p 代表凝相。

4 结果分析

在以上模型、计算方法及计算程序的基础上,本文对具有局部进气的单级冲击式涡轮以

及有小反力度的涡轮进行了热力气动计算,并对二相流对其效率及设计结果的影响进行了分析。

4.1 局部进气冲击式涡轮热力气动计算

根据实际要求,需对一小型冲击式涡轮进行设计计算。已知的涡轮参数如下:

功率: 80904.89W, 转速: 95000r/min,

喷嘴进口直径: 0.012m, 涡轮平均直径: 0.080m

喷嘴入口燃气总压: 9.807×10^6 Pa, 总温: 1443K

涡轮出口燃气压强: 9.807×10^4 Pa

燃气比热比: 1.29, 气体常数: 414.821J/kg·K

设计中给定喷嘴斜切口的倾斜角为20度,根据经验假设:喷嘴中的速度系数为0.94,涡轮的机械效率为0.98。

按简单的设计方法计算(不进行迭代),得到涡轮的有效效率为0.4434。采用本文的数值迭代方法,计算出其效率为0.4487。其它的一些主要指标为:

燃气流量: 0.1051kg/s, 部分进气度: 0.1379, 喷嘴喉径: 0.00475m, 叶片高度: 0.013m, 涡轮出口燃气速度: 717.001m/s。

实际上,一般小涡轮所用的工质是从燃气发生器中产生的,其中往往含有凝相微粒。由于凝相成份所造成的温度滞后和速度滞后,使得这种涡轮的效率与纯气相涡轮的效率常有较大差别。对此本文也进行了计算分析。

已知燃气中微粒的直径为: 75μ , 比热: 1958J/kgK, 密度: 3250kg/m^3 , 凝相组分在总流量中占15%。

计算得到涡轮的效率为0.3830,与上述计算可比的一些结果为:

燃气流量: 0.1231kg/s, 部分进气度: 0.1491, 喷嘴喉径: 0.00515m, 叶片高度: 0.014m, 涡轮出口燃气速度: 716.892m/s。

对比上述计算结果可以看出,由于实际存在的凝相微粒的滞后损失的消极作用,使得设计的涡轮的外径增大,所需燃气的流量也要增加。然而其效率却比纯气相涡轮的效率低的多,在本算例的情况下,已相差11.9%,这显然是不容忽视的。对比结果充分说明了,在现在的涡轮设计中,必须考虑实际存在的凝相颗粒的作用。

4.2 有小反力度的涡轮热力气动计算

在上面谈到的冲击式涡轮中,工作叶片的转动全靠由喷嘴流来的高速燃气对它的冲击,燃气在叶片中不膨胀做功。采用带有小反力度的“冲击式涡轮”,是提高其效率的可行途径之一。

与上述涡轮的设计参数相同,按0.06的反力度进行设计计算,得到其有效效率为0.4594。其它的一些参数如下:

燃气流量: 0.1730kg/s, 部分进气度: 0.0832, 喷嘴喉径: 0.00552m, 叶片高度: 0.0079m, 涡轮出口燃气速度: 486.054m/s。

对比无反力度涡轮的计算结果可以明显看出,采用较小的反力度,不仅能大大减小排气速度,提高其效率(反力度为0.06时,效率提高约2.38%),而且还可以减小涡轮的直径,减轻其重量。其不利之处就是燃气流量有所增加。

(下转第58页)

力时升特性及探针的刚性观点, 标号 i (ST-19/16-16D-3H $\pm 60^\circ \pm 180^\circ$) 探针是最佳选择。故它被选用于“管内高超音流场发展实验研究”的课题中。

6 结 论

本文在详细地分析近40年来国外对超音速和高超音速静压探针实验研究基础上, 结合高超音速炮风洞的流动条件(总压、总温、雷诺数、马赫数及30ms有用时间), 设计了10种探针。通过标定, 有效地发展了两种。被测静压与自由流静压比 $p_{s,m}/p_{s,\infty} = 1.009$, 马赫数比 $M_{\infty,m}/M_{\infty} = 0.993$ 。探针的工作性能很稳定。现其中ST-19/16-16D-3H $\pm 90^\circ + 180^\circ$ (标号 i), 已被UTIAS的“管内高超音流场发展实验研究”课题所使用。

参 考 文 献

- [1] Gray J Dom. Evaluation of Probes for Measuring Static Pressure in Supersonic and Hypersonic Flows. AEDC-TR-71-265
- [2] Williams M J. Static Pressure Probes at Mach number 7.5. ARL/A.327. Australian Defence Service, 1970.9
- [3] Wilhelm Behrens. Viscous Interaction Effect on Static Pressure Probe at $M=6$. AIAA J, 1(12)
- [4] Om D and Childs M E. An Experimental Investigation of Multiple Shock Wave /Turbulent Boundary Layer Interaction in a Circular Duct. AIAA83-1744
- [5] Gessner F B. Further Experiments on Supersonic Turbulent Flow-Development in Square Duct. AIAA J, 1989, 27(8)
- [6] Chue S H. Pressure Probe for Fluid Measurement. Prog. Aerospace Sci. 1975, 16(7)

—————
(上接第43页)

当考虑二相流的影响时, 涡轮的效率为0.3928, 其它一些参数为:

燃气流量: 0.21740kg/s, 部分进气度: 0.0886, 喷嘴喉径: 0.00616m, 叶片高度: 0.0084m, 涡轮出口燃气速度: 459.483m/s。

这组结果可以得出与算例1同样的结论, 这里就不再赘述。

参 考 文 献

- [1] Sutton G P. Rocket Propulsion Elements. 1976
- [2] Kobebe B C 3. 著, 施永立等译校. 航空发动机涡轮计算. 国防工业出版社, 1978
- [3] Chang, I-Shih. One and Two-Phase Nozzle Flows. AIAA 80-272
- [4] 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
- [5] Tabakof W and Hamed A. The Dynamics of Suspended Solid Particles in a Two Stage Gas Turbine. ASME Paper 86-GT-232
- [6] 张远君等编. 两相流体动力学. 北京航空航天大学出版社, 1987