

吸气式发动机试验中空气流量的计算^{*}

陆 瑶, 张立堂, 于守志

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 为降低吸气式发动机试验中空气流量测量的计算误差, 在分析三种常用的测量空气流量计算方法的基础上, 提出了可压流温比修正算法和无方法误差的程序算法, 分析了各种方法的适用范围和方法误差。同时, 提出了空气湿度、直接加热污染和管壁受热等对物性参数和管径的修正方法。结果表明, 程序算法没有误差, 在高超声速飞行的模拟试验中尤为适用; 可压流温比修正法可以在工程上代替程序算法, 在广阔的压比和来流总温条件下, 其方法误差可以忽略。

关键词: 发动机试验; 空气流; 质量流量; 流量测量; 计算方法; 计算误差

中图分类号: V235 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0489-04

Calculation of air mass flow in air breathing engine test

LU Yao, ZHANG Li-tang, YU Shou-zhi

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: To reduce the calculation error of air flow measurement in air breathing engine test, based on three normal calculation methods, two new methods was presented: temperature ratio modify method of compressible flow and program calculation method which has no methodological error. The applied range and the methodological errors of all methods were also analyzed. At the same time, the effects of air humidity, direct heating pollution, and the heat expansion on pipe wall were considered. The result shows that program calculation method has no methodological error, and it is suitable for analog hypersonic flight test. The temperature ratio modify method can take the place of program calculation method in engineering; its methodological error can be ignored in wide range of pressure ratio and airflow temperature.

Key words: Engine test; Airflow; Mass flow rate; Flow rate measurement; Calculation method; Calculation error

1 引 言

吸气式喷气发动机在高空和地面台架试验中, 空气质量流量的测量是极为重要的。空气流量测量方法有多种, 如音速喷管测量、标准孔板测量等^[1~3]。在涡轮喷气发动机(含涡扇)试验中, 从通道布局等多方面考虑, 多采用与发动机进口相同尺寸的测量段, 通过测量来流总压、总静压差(或静压)和总温, 计算空气的质量流量。由于空气质量流量是间接测量参数, 要达到高的测量精度十分困难。这不仅是由于流量测量的诸直接测量参数的误差积累, 还因为计量空气流量公式的原理误差带入测量误差中去。加上测量段受环境条件的影响, 也增大了流量测量的误差。

为降低空气质量流量测量的计算误差, 本文提出了新的空气流量计算公式, 可压流温比修正算法与无方法误差的程序算法, 同时还给出了考虑空气污染、大气湿度和管道温度对空气流量测量的修正。

2 流量计算方法的比较和误差

2.1 常用计算方法的误差

空气质量流量的计算公式是在一元流理论导出的公式中加以附面层和其它影响因素的修正得到的, 通常采用等比热比算法、不可压流单位 γ 算法和不可压流等总密度算法计算。等比热比的流量公式为

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-14。

作者简介: 陆 瑶 (1976—), 女, 学士, 助理工程师, 研究领域为小型弹用涡喷发动机。

$$q = Ap_1 \left| \frac{2k}{RT_1(k-1)} \left| \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right| \right|^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

从(1)式看出,只有式中最左端分子上的 k 是温度 T 时的真比热比,其它比热比都是总静温之间的平均值。将上式在 $k=k_0$ 点展成台劳级数,不难证明 k 值越大,计算的流量值也越大。如果用真值 k 代入上式计算所得流量偏大。反之,用总温 T_1 的 k 值计算所得流量偏小。在 $p/p_1 = 1 \sim 0.6$, $T_1 = 250\text{K} \sim 1200\text{K}$,方法误差为 $0 \sim 0.12\%$ 。

对不可压流单位 γ 算法,当取

$$\gamma = \left| \frac{\rho}{\bar{\rho}} \cdot \frac{T_1}{T} \right|^{\frac{1}{2}} = 1 \text{ 时,}$$

$$\text{得 } q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \cdot \frac{p}{p_1} \left(1 - \frac{p}{p_1} \right) \right|^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

式中 $\bar{\rho}$ 为积分中值。由于 $\rho/\bar{\rho} < 1$,而 $T_1/T > 1$,由于它们起着互相补偿的作用,使 γ 更接近于1.0,意即此公式的方法误差较小,但由于不可压流的假设,随着 p/p_1 的减小使误差增加。计算表明,当 $p/p_1 = 0.9$ 时,相对误差已达 0.4% 。

不可压流等总密度算法的流量计算公式为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \left(1 - \frac{p}{p_1} \right) \right|^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

由式(3)算得的流量永远大于实际值。与式(2)相同,当 p/p_1 减小时,方法误差增加。当 $p/p_1 = 0.9$ 时,方法误差为 5% 。

2.2 可压流温比修正算法

由伯努利方程、气体质量方程、状态方程得回归后的流量方程为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \right|^{\frac{1}{2}} \left| \frac{p}{p_1} \right|^{1-\frac{k-1}{k}} \left| \ln \frac{p_1}{p} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$a = 0.75 + 0.026 \left| 1 - \frac{p}{p_1} \right|^{0.3} (T_1 + 200) \times 10^{-3} \quad (5)$$

对于纯净空气或空气略有湿度和燃烧产物,为计算方便,流量公式表示为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \right|^{\frac{1}{2}} \left| \frac{p}{p_1} \right|^b \left| \ln \frac{p_1}{p} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

$$b = 0.7755 + \left| 3.45T_1 - 24 \right| \left| 1 - \frac{p}{p_1} \right| \sqrt{T_1} \times 10^{-5} \quad (7)$$

计算表明,利用这种方法计算空气流量与程序计

算结果最为接近,在温度 $250\text{K} \sim 1200\text{K}$, p/p_1 从 $1 \sim 0.6$ 的广阔范围内,方法误差为 $0 \sim 10^{-4}$ 的量级。 $p/p_1 = 1 \sim 0.85$ 时,用公式(6),方法误差仅为 10^{-5} 的量级。

2.3 无方法误差的程序算法

本方法不作近似假设,而是利用状态方程、能量方程、质量流量方程和等熵过程方程,通过编程计算直接得到空气质量流量值。

等熵过程方程:

$$R \ln \frac{p_1}{p} = \int_T^{T_1} \frac{c_p dT}{T} \quad (8)$$

定压比热容的温度函数关系:

$$c_p = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + \dots a_n T^n \quad (9)$$

上式中: $a_0, a_1, a_2, \dots a_n$ 为已知常数。

由测得的 p, p_1, T_1 ,用式(8)和式(9)迭代即可求得 T ,赋 T 的初值为 $T = T_1 \left| p/p_1 \right|^{0.29}$ 。

$$\text{由能量方程 } h_1 - h = w^2/2 \quad (10)$$

$$\text{或 } w = \sqrt{2 \int_{T_1}^T c_p dT} \quad (11)$$

由式(6)和式(8),即可算出 w 。再由流量方程

$$q = A \frac{p}{RT} w \quad (12)$$

即可算出质量空气流量 q 。

2.4 计算方法之选取

为了定量地比较算法的误差,计算了地面标准大气条件 $p_1 = 0.101325\text{MPa}$, $T_1 = 288.15\text{K}$ 和超声速模拟试验的典型状态 $p_1 = 0.6\text{MPa}$, $T_1 = 500\text{K}$

的无因次流量 $\frac{q}{Ap_1} \times \sqrt{\frac{RT_1}{2}}$ 随 p/p_1 的变化。计算结果见表1。

分析表1的计算结果表明:

(1) 比热比 k 为常值的可压流公式(1)在常用的总静压比范围内已能得到较好的结果,尤其是马赫数低的模拟范围,当 $p/p_1 = 1 \sim 0.85$,其方法误差仅为 $0 \sim 0.01\%$ 。在一定的温度范围内,使用者常取 $k = 1.4$,这样又增加了公式(1)的方法误差。

(2) 不可压流计算公式(2)在测量段流速较低时,能够得到较好的结果。当 p/p_1 大于 0.95 的范围内,其方法误差为 $0 \sim 0.15\%$,当 $p/p_1 < 0.95$ 时不宜用。

(3) 式(3)不可取。因为只有在流速低于 20m/s 时才可使用。随着测量段流速的增加,误差也增大。

Table 1 Variation of dimensionless flow rate $\bar{q} = \frac{q}{Ap_1} \sqrt{\frac{RT_1}{2}}$ with p/p_1

Method		p/p_1										
		0.999	0.99	0.985	0.98	0.97	0.96	0.95	0.93	0.90	0.85	0.80
Formula (1) $k = 1.4$		0.0316	0.09946	0.1215	0.1399	0.1704	0.1959	0.2175	0.2545	0.2988	0.3548	0.3964
Formula (1) $k = 1.39$		0.0316	0.09946	0.1215	0.1399	0.1704	0.1956	0.2175	0.2544	0.2987	0.3546	0.3961
Formula (2)		0.0316	0.0995	0.1216	0.140	0.1706	0.1959	0.218	0.255	0.300	0.357	0.400
Formula (3)		0.0316	0.100	0.1225	0.1414	0.1732	0.200	0.2236	0.2646	0.3162	0.3873	0.4472
Formula (3)	$T_1 = 288.15 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2545	0.2988	0.3549	0.3965
	$T_1 = 500 \text{ K}$						0.1956	0.2175	0.2543	0.2986	0.3545	0.3959
Method with no error	$T_1 = 288.15 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2545	0.2988	0.3549	0.3965
	$T_1 = 500 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2543	0.2986	0.3545	0.3959

(4) 无方法误差的程序计算法是理想的算法。从表 1 的计算数值中可以看出, 当模拟马赫数高的飞行条件时(如超声速冲压发动机)用式(1)计算, 仍可能带来千分之几的方法误差。

(5) 可压流温比修正法, 在广阔的压比和来流总温条件, 其方法误差都可忽略, 因此本文提出的空气流量计算公式最为适用。

3 流量公式的修正

鉴于 5 种流量计算公式和方法都是基于一元流的假设, 因此必须对附面层进行修正, 并且试验时的环境条件对流量计算的影响也必须加以考虑。

3.1 附面层修正

附面层修正是一个复杂的问题, 工程上经常是通过测量段的流量校测, 得到流量系数 ϕ , 按

$$q = q_0 \phi \tag{13}$$

计算实际的流量 q 。
式中 q_0 为理论计算的空气流量。

流量系数主要是测量段的马赫数或欧拉准则 $1/\text{kMa}^2$ 的函数, 也可以认为流量系数是 $\Delta p/p_1$ (或 p/p_1) 的函数。试验表明 ϕ 与 $\Delta p/p_1$ 可近似为线性关系, 即

$$\phi = B - A \frac{\Delta p}{p_1} = a + b \frac{p}{p_1} \tag{14}$$

式中 B, A, b, a 为常系数, 通过吹风校准得到, ΔP 为总静压之差。

理论上, 式(14)中的 B 应等 1.0, 实际考虑到测

量范围的准确性, B 成为接近于 1 的常数。

对于总压靶测量总压, 已初步考虑了流场因素, 但仍需按上述办法进行校测。对总压测点不在测量截面时, 应考虑对总压值的修正。

3.2 气体常数和比热比的计算

当被测量气体是干空气时, 气体常数为 287.053 J/kg·K。比热比 k 是温度的函数。但是, 实际气流中有一定湿度。同时, 在模拟超声速飞行的试验中, 来流温度的模拟有时采用直接加热方式, 气体的比热比和气体常数亦应作相应的修正。这里所提的方法是修正湿度和直接喷油加热对 R 和 k 的影响。至于有补氧时, 其方法类同。

气体常数 R 按下式计算:

$$R = \frac{R_g + dR_s + fR_r}{1 + d + f} \tag{15}$$

$$R_r = R_{r0} + (R_{r0} - R_g)L \tag{16}$$

式中 R_{r0} 为恰当混合时, 理想燃烧产物的气体常数, J/kg·K。 R_s 为水蒸气的气体常数, J/kg·K。

对用航空煤油作直接加热燃料时, 式(15)可写成

$$R = \frac{287.053 + 296.367f + 461.518d}{1 + f + d} \tag{17}$$

比热比 k 按下式计算:

$$k = \frac{1}{1 - R/c_p} \tag{18}$$

$$c_p = \frac{c_{pg} + fc_{pr} + dc_{ps}}{1 + f + d} \tag{19}$$

式中

$$c_{pr} = c_{p0} + (c_{p0} - c_{pg})L \quad (20)$$

式中: c_{p0} 为恰当混合时, 理论燃烧产物的定压比热, J/kg·K; c_{ps} 为水蒸气的定压比热容, J/kg·K。

当直接加热的燃料一定后, c_p 是温度的单值增函数, 并通过化学反应方程的质量守恒, 求燃烧产物的成份, 进而将 c_{pr} 拟合为温度的多项式, 加上已有的干空气的和水蒸汽的定压比热多项式, 就可以用式(19)计算 c_p , 用式(18)计算 k 值。

含湿量 d 按下式计算:

$$d = \frac{\varphi_{s \max}}{p_o - \varphi_{s \max}} \cdot \frac{R_g}{R_s} = 0.62198 \frac{\varphi_{s \max}}{p_o - \varphi_{s \max}} \quad (21)$$

饱和水蒸气压力 $p_{s \max}$, 按 GJB366.3-87 规定当温度为 $-20^\circ\text{C} \sim 30^\circ\text{C}$ 时, 在大气中,

$$p_{s \max} = 6.107 \times 10^{\frac{at}{b+t}}, \text{hPa} \quad (22)$$

当环境温度 $t > 0^\circ\text{C}$ 时, $a = 7.5$, $b = 237.3$;

$t < 0^\circ\text{C}$ 时, $a = 9.5$, $b = 265.5$ 。

有了 p_o , t 湿度计测得的 φ , 即可由式(21)和式(22)计算 d 值。

在本文提出的无方法误差算法和可压流温比修正算法中的 c_p 和 k 函数, 也要按上述公式加以计算。

3.3 测量段截面积的确定

测量段的几何截面积, 除了要考虑总压头(如果采用的话)所占的微小截面积外, 主要要考虑测量段壁温 T_w 对截面积的影响。

管内紊流有如下关系式:

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{1/3} \quad (23)$$

由, $Re = wD/\nu$, $q = A\theta_w$, $A = (\pi/4)D^2$ 和 $\nu = \mu/\rho$ 得

$$Re = \frac{4}{\pi} \frac{q}{\mu D} \quad (24)$$

又因

$$Nu = \frac{\alpha_1 D}{\lambda}$$

得

$$\alpha_1 = \frac{0.0279 \left| \frac{q}{\mu D} \right|^{0.8} Pr^{1/3} \lambda}{D} \quad (25)$$

式中粘度 μ 、普朗特数 Pr 和气体导热系数都是测量段内温度的函数, 有表可查。在计算管内对流换热系数 α_1 时, 流量 q 按常温管径 D 算出。

管外的散热视为水平放置的圆柱管的自然对流换热。并有以下关系式:

$$Nu = \left[0.6 + \frac{0.387 Ra^{\frac{1}{4}}}{1 + \left[\frac{0.559}{Pr} \right]^{9/16} \left[\frac{8/27}{Pr} \right]} \right]^2 \quad (26)$$

$$Nu = \frac{\alpha_2 D}{\lambda} \quad (27)$$

$$Ra = \frac{g \frac{8(T_w - T_\infty)}{(T_w + T_\infty)^3} D^3 \cdot \frac{\rho^2}{R^2}}{\mu^2} Pr \quad (28)$$

式(26)~(28)三式中的气体物理参数 λ , Pr , μ 都是温度的函数。其示性温度取为 $(T_\infty + T_w)/2$ 。当 T_w 壁温已知时, 即可由上面各式求出 α_2 , p 为常压。

由气体传给壁的热量等于壁传给周围的热量, 得

$$\alpha_1 (T_1 - T_w) = \alpha_2 (T_w - T_\infty) \quad (29)$$

即

$$T_w = \frac{\alpha_1 T_1 + \alpha_2 T_\infty}{\alpha_1 + \alpha_2} \quad (30)$$

由于 α_2 是 T_w 的函数, 因此要用迭代求解式(26)~(28)和式(30), 最终求出 T_w 。

测试时测量段的截面积 A 由下式计算:

$$A = (\pi/4) D^2 [1 + 2\beta(T_w - T_0)] \quad (31)$$

式中 β 为测量段材料的线膨胀系数, $1/\text{K}$ 。

对于大气进气, $T_w = T_0$ (大气温度)。

4 结 论

(1) 本文提出的程序算法, 没有方法误差。只要符合理想气体条件, 在广泛的压力、温度和流速模拟范围都能得到无方法误差的结果。尤其在高超声速飞行的模拟试验中, 流量测量必须用本文提出的方法。

(2) 本文提出的可压流温比修正半经验公式, 在工程使用上, 可以代替程序算法。它比现在国内外使用的所有公式都更准确, 使用方便。

(3) 因为有的计算方法有方法误差, 所以在测量段流量校测时所用的计算方法要与使用时的一致。

参考文献:

- [1] 因克罗普拉 F P, 德威特 D P 著. 传热基础[M]. 北京: 宇航出版社, 1987.
- [2] 程贺编著. 流量测量及补偿技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 1995.
- [3] 于守志主编. 飞航导弹动力装置试验技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.