

文章编号:1000-8055(2012)01-0225-08

无阀式脉冲喷气发动机性能预示简化模型

魏 韬, 武晓松, 蔡文祥

(南京理工大学 机械工程学院 航空宇航系, 南京 210094)

摘 要: 通过分析无阀式脉冲喷气发动机工作循环, 建立发动机工作过程的简化物理数学模型, 获得了进气过程的燃烧室流动方程以及平均排气速度与燃气热力参数和燃烧室压力之间的关系, 进而给出发动机工作频率和平均推力表达式。结果表明: 无量纲平均排气速度随压缩比 $p_{\max}/p_0$ 的增加而增加, 且趋势变缓; 工作频率和平均推力的预测值与实验值的误差分别不超过 10% 和 $\pm 17\%$; 此外, 获得的推力公式对有阀式发动机也有一定适用性。研究表明: 对发动机工作过程的简化分析是合理的, 简化模型的计算精度在可接受范围之内。所得结论对无阀式发动机的设计、实验、性能预示和优化均有指导意义。

关 键 词: 脉冲喷气发动机设计; 性能预示; 简化模型; 工作频率; 平均推力

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Simplified analytical models for performance prediction of valveless pulsejet

WEI Tao, WU Xiao-song, CAI Wen-xiang

(Department of Aeronautics and Astronautics, School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The simplified physical and mathematical models of the working process in valveless pulsejet based on the analysis of such engine cycle were proposed. The flow principle of combustor of charging process and the relationship of the mean velocity of discharge with thermodynamic parameters and combustor pressure were achieved, then the equations of the operation frequency and mean thrust were given. The results show that non-dimensional mean velocity of discharge increases with the increase of the compression ratio, and tendency is mitigated; the errors between the results of operation frequency and mean thrust models and experimental data are less than 10% and $\pm 17\%$; in addition, the equation of thrust is suitable for valved pulsejet. The study shows that presented simplified analytical models are reasonable, and the accuracy is acceptable. The conclusions offer instruction for designing, experiment, predicting the performance and optimization method of valveless pulsejet.

Key words: pulsejet design; performance prediction; simplified model;
operation frequency; average thrust

脉冲喷气发动机作为吸气式发动机的一种, 具有结构简单(特别是无阀式发动机)、成本低、工作性能稳定、可自吸气及推质比高等特点, 是小型

无人机、巡航导弹、靶机和小型远程导弹等武器系统的一种很有潜力的补充或替代动力装置^[1-4]。脉冲喷气发动机具有的潜在军事应用价值使其重新

收稿日期: 2011-02-27; 修订日期: 2011-06-29

基金项目: 中国博士后基金(20080441055)

作者简介: 魏韬(1986—), 男, 陕西宝鸡人, 硕士生, 主要从事脉冲喷气发动机工作性能与仿真研究。

获得研究兴趣,但其工作原理与设计方法的研究仍十分匮乏^[1,3].脉冲喷气发动机的工作过程是流动与声波之间复杂的耦合过程,文献^[5]从声学角度建立无阀式脉冲喷气发动机工作频率的预测模型,但忽略了发动机中流动的影响,这会造成一定的误差.本文将全面考虑流动和声学效应及其综合影响.文献^[6-7]通过理论或实验方法研究了脉冲喷气发动机的流动规律和工作过程,但都未得出描述发动机关键流动过程的实用理论模型,仍无法将发动机结构参数与推力和工作频率的计算联系起来.Zinn B T^[8]在小脉动幅度假设下,提出脉冲喷气发动机理论模型的线性化分析方法,但由于要得到具体关系式,需要寻找特定的Green函数和边界函数以及复杂的数学途径,给发动机设计和性能预示带来很大难度,因此只具有理论研究价值,工程应用较为困难.

推力和工作频率的计算直接关系到脉冲喷气发动机总体设计,建立其与发动机结构参数的关系是脉冲喷气发动机性能预示的主要目的之一.目前,由于缺乏有效的推力和工作频率计算方法,导致这类发动机的工程设计仍以经验和试制为主,严重制约了脉冲喷气发动机设计技术的发展.

本文针对以上问题,通过对无阀式脉冲喷气发动机工作过程中流动的分析,建立发动机进气过程的燃烧室流动、突扩总压损失和尾管平均排气速度等关键流动过程和参数的简化模型.进气道和尾管分别按Helmholtz模型和1/6波长管模型处理,采用流动模型计算突扩总压恢复系数来反映不等熵流动细节,并考虑管口效应,据此建立工作频率模型.进而结合流动模型和频率模型给出满足工程要求的推力表达式.

1 发动机工作过程

1.1 工作过程分析

无阀式脉冲喷气发动机包括进气道、燃烧室、尾管、燃料系统、点火系统和辅助启动系统,它可以看成是一个中空的、截面变化的管道.其工作循环分为以下四个阶段,如图1所示:①初始时刻,燃烧室的可燃混合物被点燃,燃烧产物膨胀使压力上升,压缩波向进气道和尾管传播.当压力到达1点时,燃烧和放热基本完成,如图1(a)所示.称为燃烧阶段.②在1到2时间段内,燃烧产物膨胀使燃烧室压力下降.由于进气道进入的冷空气具有较大的速度和密度,其具有的动量使它不会马上逆转流动方向,相当于一个气动“活塞”^[4].因此大部分燃气沿尾管排出,产生推力,如图1(b)所示.称为膨胀阶段.③当压力下降到2点以后,即低于外界压力时,由于高速排气的惯性,燃气继续排出,燃烧室内形成部分真空,直到3点,压力达到最低值.由于进气道比尾管短,其膨胀波先反射,引入新鲜空气并与燃料混合,如图1(c)所示.称为排气和填充阶段.④在3到4时间段内,新鲜空气从进气道进入燃烧室,部分燃烧产物沿尾管回流,这两股流动对新鲜可燃混合物进行压缩,同时进气道的入流冷空气为燃烧提供密封.发动机内残留的燃气与新鲜空气和燃料的湍流混合剧烈进行并开始燃烧,使循环过程重复进行,如图1(d)所示.称为填充和压缩阶段.

由此可见,脉冲喷气发动机的工作机理不仅涉及热力学、声学理论,还和流体力学、控制理论有关,这些都增加了建立发动机工作过程数学模型的复杂性.

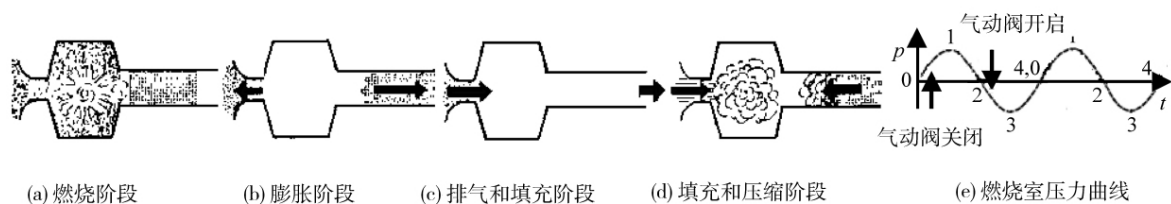


图1 无阀式脉冲喷气发动机工作循环

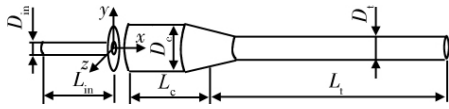
Fig. 1 Valveless pulsejet cycle

1.2 基本假设

在发动机工作过程分析的基础上,建立如图2所示的简化物理模型.其中进气道和尾管的长度和直径以及燃烧室体积等是发动机总体设计的

关键结构参数.

为了建立简化数学模型,需引入以下基本假设:①发动机内的流动为准一维流动^[9],且进气道进气过程近似认为是定常的;②燃料燃烧前后混



L_{in} —进气道长度; L_c —燃烧室长度; L_t —尾管长度;
 D_{in} —进气道直径; D_c —燃烧室直径; D_t —尾管直径。

图 2 无阀式脉冲喷气发动机

Fig. 2 Schematic diagram of valveless pulsejet

合气体均视为理想气体;③进气道入口和尾管出口为大气条件;④燃烧区体积不变, L_c = 圆柱段 + 过渡锥段的一半^[10], 且燃烧产物质量近似等于点火前可燃混合物质量;⑤燃烧室压力增加完全是由燃烧放热造成的温度增加引起的, 且燃烧过程是绝热的;⑥忽略发动机内壁面的摩擦作用;⑦发动机工作过程用修正的 Humphrey 循环描述, 如图 3 所示。其中 Humphrey 循环包括等熵压缩、定容加热、绝热膨胀、等压放热^[3];⑧由于进气道入流冷空气的动量, 燃烧室压力从最大值降为环境压力的膨胀过程中燃气只沿尾管排出。

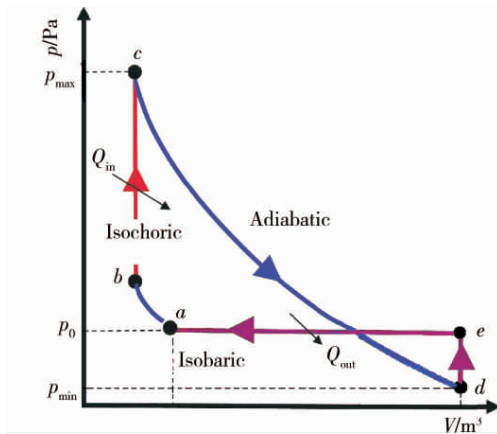


图 3 脉冲喷气发动机热力循环

Fig. 3 Pulsejet thermodynamic cycle

2 数学模型

2.1 进气道进气流动模型

无阀式脉冲喷气发动机是通过进气道的持续进气为燃烧提供密封的^[4], 其工作过程的③和④阶段都涉及进气道进气过程, 因此有必要对该过程进行分析, 其原理示意图如图 4。进气道面积为 A_2 , 突扩面面积为 A_3 , 等截面燃烧室出口面积为 A_4 , A_3' 为突扩气流再附区截面积。

取 A_3 到 A_4 的控制体为研究对象, 下标代表图 4 所示的各截面。由假设①知进气过程为准一维定常流动, 根据动量定理可得

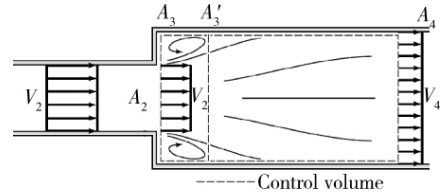


图 4 进气道进气过程

Fig. 4 Charging process of inlet

$$\dot{m}_4 V_4 + p_4 A_4 = \dot{m}_2 V_2 + p_2 A_2 + p_3 (A_3 - A_2) \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为质量流率; V 为流速; p 为静压。冲量 J 定义为

$$J = \dot{m} V + p A = \dot{m} a^* \frac{\gamma + 1}{\gamma} z(\lambda) \quad (2)$$

其中临界声速 $a^* = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma + 1} T_0}$, γ 为比热比, R 为气体常数, T_0 为滞止温度; $z(\lambda)$ 为气动函数, λ 为速度系数。又入口空气质量流率 $\dot{m}_a$ ^[11] 为

$$\dot{m}_a = \dot{m}_2 = \frac{\Gamma_2 q(\lambda_2) p_{02} A_2}{\sqrt{R_2 T_{02}}} \quad (3)$$

式中 $\Gamma_2 = \left(\frac{2}{\gamma_2 + 1}\right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \sqrt{\gamma_2}$; $q(\lambda_2)$ 为气动函数; p_{02} 为滞止压强。将式(2)和式(3)代入式(1), 并引入加热比 $\theta = \frac{T_{04}}{T_{02}}$ 、流量比 $\omega = \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_2}$ 、突扩面积比

$\delta = \frac{1}{A_r} = \frac{A_3}{A_2}$, 其中 A_r 为进气道与燃烧室面积

比, 及气体常数组含量 $\Lambda = \sqrt{\frac{2R(\gamma + 1)}{\gamma}}$, 可得

$$z(\lambda_4) = \frac{\Lambda_2 z(\lambda_2) + \Lambda_2 z(\lambda_2) \frac{1}{f(\lambda_2)} \frac{p_3}{p_{02}} (\delta - 1)}{\Lambda_4 \omega \sqrt{\theta}} \quad (4)$$

式中 $f(\lambda)$ 为气动函数。令气体常数组含量比

$\Psi = \frac{\Lambda_4}{\Lambda_2} = \sqrt{\frac{R_4 \gamma_4 + 1}{R_2 \gamma_2 + 1}}$, 又由于头部存在回流,

$V_3 \approx 0$, 则 $p_3 \approx p_{03}$, 突扩总压恢复系数 $\sigma_3 = \frac{p_{03}}{p_{02}}$ 。

则式(4)变为

$$z(\lambda_4) \Psi \omega \sqrt{\theta} = z(\lambda_2) \left[1 + \frac{\sigma_3}{f(\lambda_2)} (\delta - 1) \right] \quad (5)$$

式(5)即为进气道进气过程的燃烧室流动方程, 给定入口条件如 λ_2 和 δ 或 A_r , 及燃烧流动条件如 Ψ, ω, θ 和 σ_3 等, 即可分析燃烧室流动规律。

由于发动机流动通道的几何结构对燃烧室压力和性能参数有显著影响^[7], 因此在利用燃烧室

流动方程分析流动规律前,对突扩总压恢复系数 σ_3 的分析是必要的.取 A_3 到 A'_3 的控制体为研究对象.由于只研究突扩处 A_3 相对于入口 A_2 的总压损失,故忽略燃料添加,即可忽略 A_3 到 A'_3 的总压损失和总温变化,因此可假设 $\Psi=1, \omega=1, \theta=1$,由式(4)有

$$z(\lambda'_3) = z(\lambda_2) \left[1 + \frac{1}{f(\lambda_2)} \frac{p_3}{p_{02}} (\delta - 1) \right] \quad (6)$$

其中 λ'_3 为无加质时 A'_3 截面处的速度系数.在入口截面处由于径向压差很小,即 $p_3 = p_2$,则 $\frac{p_3}{p_{02}} =$

$\frac{p_2}{p_{02}} = \pi(\lambda_2)$,代入式(6),解得

$$\lambda'_3 = z(\lambda_2) [1 + r(\lambda_2)(\delta - 1)] - \sqrt{\{z(\lambda_2) [1 + r(\lambda_2)(\delta - 1)]\}^2 - 1} \quad (7)$$

由流量关系 $\dot{m}'_3 = \dot{m}_2$ 有

$$\sigma_3 = \frac{p_{03}}{p_{02}} = \frac{p'_{03}}{p_{02}} = \frac{q(\lambda'_3)}{q(\lambda_2)\delta} \quad (8)$$

可见 σ_3 是面积比 A_r (或 δ) 的函数,将式(7)计算结果代入式(8)即可得到进气过程的突扩总压损失.如 $\gamma=1.4, \delta=24.01^{[3]}, \lambda_2=0.3$,由式(7)可得 $\lambda'_3=0.01263$,代入式(8)得 $\sigma_3=0.9527$,即突扩总压恢复系数为 95.27%.

2.2 尾管排气流动模型

由于工作过程的非定常性,脉冲喷气发动机的推力通常指平均推力,即将排气速度理解为时间的方波函数^[1],考虑发动机产生有效推力过程的平均排气速度 $\bar{V}_e$.由假设⑥和⑦可知尾管排气时燃烧产物经历等熵膨胀过程,根据能量方程可得

$$h_0 = c_p T + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma p v}{\gamma - 1} + \frac{V^2}{2} = \text{const} \quad (9)$$

式中 h_0 为总焓; c_p 为比定压热容; T 为静温; v 为比容.设燃烧室中的燃气向各个方向扩散,则燃气微团的平均速度 $\bar{V}_e \approx 0$.建立燃烧室与尾管出口的关系式

$$\frac{\gamma p v}{\gamma - 1} = \frac{\gamma p_0 v_0}{\gamma - 1} + \frac{V_e^2}{2}$$

可解得

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} \left(1 - \frac{p_0 v_0}{p v} \right)} \quad (10)$$

式中 p_0 和 v_0 为外界环境的静压和比容; p, ρ, v 分别为燃烧室的静压、密度和比热容.又由等熵过程方程: $p v^\gamma = \text{const}$,得

$$\frac{v_0}{v} = \left(\frac{p_0}{p} \right)^{-\frac{1}{\gamma}} \quad (11)$$

将式(11)代入式(10),并令 $\alpha = \frac{\gamma - 1}{\gamma}$,可得

$$V_e = \sqrt{\frac{2}{\alpha} \frac{p}{\rho} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p} \right)^\alpha \right]} \quad (12)$$

式(12)即为尾管排气瞬时速度方程,给定燃烧室条件如 $p(t), \rho(t)$ 或 $T(t)$,即可分析尾管排气过程的流动规律.再对等熵过程方程求对数微分,可得

$$\gamma \frac{dv}{v} = - \frac{dp}{p}$$

即

$$d\rho = \frac{\rho}{\gamma} \frac{dp}{p} \quad (13)$$

又

$$dm = -V_e d\rho \quad (14)$$

式中 dm 为排气质量微元; V_e 为燃烧室体积; $d\rho$ 为燃烧室密度变化量.把式(13)代入式(14)得

$$dm = - \frac{m}{\gamma} \frac{dp}{p} \quad (15)$$

式中 m 为排出燃气质量.将式(12)与式(15)相乘得排气冲量微元,在燃烧室最大压力 $p_{\max}$ 和环境压力 p_0 之间积分得

$$I = \int V_e dm = - \frac{m}{\gamma} \int_{p_0}^{p_{\max}} \sqrt{\frac{2}{\alpha} \frac{p}{\rho} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p} \right)^\alpha \right]} \frac{dp}{p} \quad (16)$$

由等熵过程方程得 $\rho = \left(\frac{p}{p_{\max}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \rho_{\max}$,其中 $\rho_{\max}$ 为燃烧室最大密度,代入式(16),并引入压力比 $\beta = \frac{p}{p_{\max}}$,可得

$$\bar{V}_e = - \frac{1}{\gamma} \int_{\frac{p_0}{p_{\max}}}^1 \sqrt{\frac{2}{\alpha} \frac{p_{\max} \beta^\alpha}{\rho_{\max}} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_{\max} \beta} \right)^\alpha \right]} \frac{d\beta}{\beta} = - \frac{1}{\gamma} \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}} a_{\max} \int_{\frac{p_0}{p_{\max}}}^1 \beta^{-\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_{\max} \beta} \right)^\alpha} \frac{1}{\beta^\alpha} d\beta \quad (17)$$

式中负号没有实际意义,应用中取正值,燃烧结束时燃烧室声速 $a_{\max} = \sqrt{\gamma \frac{p_{\max}}{\rho_{\max}}}$.定义无量纲平均排气速度为

$$\hat{\bar{V}}_e = \frac{\bar{V}_e}{a_{\max}} = \frac{1}{\gamma} \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}} \int_{\frac{p_0}{p_{\max}}}^1 \beta^{-\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_{\max} \beta} \right)^\alpha} \frac{1}{\beta^\alpha} d\beta \quad (18)$$

为便于分析与简化计算,利用 Taylor 级数展开上式根号项,可得

$$\hat{V}_e \approx \frac{1}{\gamma} \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}} \int_{\frac{p_0}{p_{\max}}}^1 \beta^{\frac{-\gamma-1}{2\gamma}} \left[1 - \frac{1}{2} \left(\frac{p_0}{p_{\max}} \right)^a \frac{1}{\beta^a} \right] d\beta = \frac{1}{\gamma-1} \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}} \left[2 - 3 \left(\frac{p_{\max}}{p_0} \right)^{-\frac{a}{2}} + \left(\frac{p_{\max}}{p_0} \right)^{-a} \right] \quad (19)$$

式(17)和(18)或式(19)即为尾管平均排气速度和无量纲平均排气速度方程,给定燃烧室条件如 $p(t)$,及燃气性质如 γ 和 $\rho_{\max}$ 等,即可分析尾管平均排气速度.图 5 为无量纲平均排气速度曲线,可以看出,无量纲平均排气速度 $\hat{V}_e$ 随压缩比 $p_{\max}/p_0$ 的增加而增加,且 $\hat{V}_e$ 的增大速度变慢,说明当 $p_{\max}/p_0$ 增大到一定程度时 $\hat{V}_e$ 的增大速度比 $a_{\max}$ 的增大速度低.当然,这种计算是在简化条件下进行的,从提高推力的角度考虑,希望 $\hat{V}_e$ 越大越好,但在实际应用中,出于对燃烧效率、燃烧室对燃气的约束作用和流动损失等其他因素的综合考虑,实际上 $\hat{V}_e$ 的值不能太高,存在一个上限值,并取决于飞行状态.此外,燃气比热比 γ 对 $\hat{V}_e$ 有显著影响,在相同 $p_{\max}/p_0$ 值下, γ 越小对应的 $\hat{V}_e$ 越大.

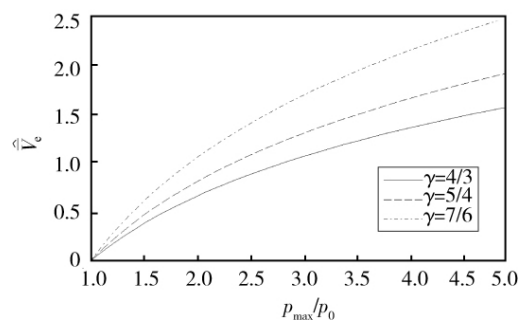


图 5 无量纲平均排气速度曲线
Fig. 5 Non-dimensional mean velocity of discharge as a function of $p_{\max}/p_0$

应当指出,由于进气道直径小于尾管直径,且进气道入流冷空气的动量为燃烧提供密封,这使大部分燃烧产物从尾管排出,仅有少量燃烧产物从进气道排出^[12-13].然而,进气道排气却降低了有效推力,但在工程初步分析时可忽略进气道排气过程.

3 性能分析

3.1 工作频率预示模型

由于燃烧室容积远大于进气道容积,则进气道可按 Helmholtz 共鸣器模型处理;沿尾管的压力振动终止在燃烧室内,并考虑到进气道的影响,则可用 1/6 波长管模拟尾管.两个频率分别计算,而发动机工作频率取两者的平均值.采用突扩总压恢复系数 σ_3 来反映进气过程的不等熵流动细节,并考虑管口效应(等效长度^[14] $L = L_0 + 0.32D$,其中 L_0 为管长, D 为管径),据此建立发动机频率模型.已知 Helmholtz 共鸣器和 1/6 波长管的固有频率分别为^[9]

$$f_1 = \frac{\bar{a}}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{VL}} \quad (20)$$

和

$$f_2 = \frac{\bar{a}}{6L} \quad (21)$$

式中 $\bar{a}$ 为平均声速; S 为管道截面积; V 为空腔容积; L 为管长.则发动机工作频率可由下式确定:

$$f = \frac{f_1 + f_2}{2} = \frac{1}{4} \sqrt{\gamma \frac{\bar{R}}{M_c} T_{\max} \left[\eta_c \sigma_3 \left(\frac{p_{\min}}{p_{\max}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \cdot \left[\frac{D_{\text{in}}}{2} \sqrt{\frac{1}{\pi V_e (L_{\text{in}} + 0.32D_{\text{in}})}} + \frac{1}{3(L_{\text{t}} + 0.32D_{\text{t}})} \right]} \quad (22)$$

式中 γ 和 M_c 为燃烧产物的比热比和摩尔质量; $\bar{R}$ 为通用气体常数; η_c 为燃烧效率.表 1 和表 2 分别将式(22)计算得到的理论值与国外实验数据和数值模拟结果进行对比.其中,燃气热力参数利用

表 1 工作频率理论值与实验值的比较

Table 1 Frequencies obtained from experimental data versus those obtained from the analytical model

D_{in}/mm	L_{in}/mm	D_{c}/mm	L_{c}/mm	D_{t}/mm	L_{t}/mm	燃料	$T_{\max}/\text{K}$	理论 f/Hz	实验 f/Hz	误差/%
25.40	76.20	62.23	110.49	31.75	557.53	C_3H_8	1350	273.5	246	9.15
12.70	76.20	62.23	110.49	31.75	481.33	C_3H_8	1650	197.9	183	8.14
12.70	76.20	62.23	110.49	31.75	557.53	C_3H_8	1600	193.9	178	8.93
6.92	25.40	19.20	32.25	9.60	167.35	H_2	1550	1110.4	1010	9.94
6.92	25.40	19.20	32.25	9.60	285.35	H_2	1520	908.5	830	9.46
16.00	100.00	62.00	110.00	32.00	534.00	C_3H_8	1423	233.3	214	9.02

表 2 工作频率理论值与数值模拟的比较

Table 2 Frequencies obtained from a computer simulation versus those obtained from the analytical model

D_{in}/mm	L_{in}/mm	D_c/mm	L_c/mm	D_t/mm	L_t/mm	燃料	p_{min}/MPa	p_{max}/MPa	理论 f/Hz	模拟 f/Hz	误差/%
6.92	25.40	19.20	32.25	9.60	167.35	H ₂	0.0885	0.1183	1131.4	1080	4.76
6.92	25.40	19.20	32.25	9.60	285.35	H ₂	0.0883	0.1200	921.8	806	14.37
16.00	100.00	62.00	110.00	32.00	534.00	C ₃ H ₈	0.0850	0.1220	256.4	227	12.95
22.00	100.00	62.00	110.00	32.00	330.00	H ₂	0.0709	0.1511	412.0	370	11.35

Gibbs 自由能热力计算方法得到, σ_3 根据式(8)计算, 取 $\eta_c=95\%$, 其他参数见文献[3,5,13,15]. 可以看出, 理论值与实验值的误差不超过 10%. 而理论值普遍比实验值偏大, 主要有三个原因: ①简化模型的温度项大于实际温度, 因此平均声速偏大导致频率偏高; ②实验中, 热电偶与数据线连接处存在热传递, 且燃烧室流场与热电偶的温差很大, 因此在流场与热电偶冷却水管之间有较大的热通量, 使流场温度测量值比实际值偏低. 应当指出, 由于温度对于进气道和尾管频率有相同的影响, 因此这种误差将不会影响式(22)指出的进气道和尾管的频率匹配; ③简化模型认为发动机壁面摩擦作用和燃烧室下游流动通道几何形状对频率的影响不大. 而事实上, 由于壁面的阻滞和截面变化会造成能量损失, 特别是对于小尺寸发动机, 这些损耗会更严重. 这必然会降低燃烧室的压力振幅和尾管的回流压缩效率. 此外, 理论值与数值模拟结果的误差不超过 15%, 其差别可解释为: 简化模型采用修正的 Humphrey 循环描述发动机工作过程过于简单. 而数值模拟采用基于 Reynolds 时均 N-S(Navier-Stokes) 方程的 $k-\epsilon$ 模型模拟湍流影响, 采用 EDM(eddy dissipation model)模型模拟脉动燃烧过程, 并考虑边界层黏性, 较符合实际情况. 但在发动机初步设计和性能预示时, 式(22)可起到较好的指导作用, 满足工程初步要求.

3.2 平均推力

像所有吸气式推进装置一样, 脉冲喷气发动机的平均推力可以表示为

$$\bar{F} = F_p - \dot{m}_a V_0 = F_e + (p_e - p_0)A_e - \dot{m}_a V_0 \tag{23}$$

式中 F_p 为燃烧室产生的平均推力, 由平均动量推力 F_e 和压力推力 $(p_e - p_0)A_e$ 组成; $F_e = \dot{m}_e \bar{V}_e = m \bar{V}_e f$, 其中 $\dot{m}_e$ 为尾管出口流量, 每个循环排出的燃气质量 $m = V_e \rho$; p_e 为尾管出口平面压力; A_e

为尾管出口面积; V_0 为飞行速度. 记 $\dot{m}_f$ 为燃料平均流量, 则 $\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f$, 空燃比 $\epsilon = \dot{m}_a / \dot{m}_f$. 由于燃烧室入口状态与发动机结构和飞行状态有密切关系, 而这些关系要通过发动机—进气道统一流动分析得到, 有待于进一步研究. 另一方面, F_p 是由空气和燃料燃烧产生的, 可表示为

$$F_p = I_{sp}(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \tag{24}$$

式中 I_{sp} 为根据火箭推进剂的定义给出的总比冲. 则发动机的有效比冲 $I_{sp,eff}$ 和单位推力燃料消耗量 T_{sfc} 可分别定义为

$$I_{sp,eff} = \bar{F} / \dot{m}_f = I_{sp}(1 + \epsilon) - \epsilon V_0 \tag{25}$$

$$T_{sfc} = \dot{m}_f / \bar{F} \tag{26}$$

根据式(23)可知, 平均推力 $\bar{F}$ 与燃烧室容积 V_c 、燃料流量 $\dot{m}_f$ 和工作频率 f 成正比, 增加它们可使 $\dot{m}_e$ 增加, 从而增大推力. 此外, 尾管出口面积 A_e 和燃料流量对燃烧室最大压力 p_{max} 影响显著, 减小 A_e 和增加 $\dot{m}_f$ 都有利于获得较大压缩比 p_{max} / p_0 , 使 $\bar{V}_e$ 增大, 从而增大推力, 但 $\dot{m}_f$ 的增加意味着空燃比 ϵ 减小, 这可能导致燃烧效率降低, 甚至使发动机停止工作. 所以, 过高的 $\dot{m}_f$ 也是没有实际意义的, 实际中应对其综合考虑. 由式(25)和式(26)可以看出, 有效比冲 $I_{sp,eff}$ 和单位推力燃料消耗量 T_{sfc} 不仅取决于燃料本身的性质, 还取决于发动机工况, 即与 V_0, ϵ 等有关. 由式(23)计算的理论值与国外实验数据的比较见表 3. 其中 $\hat{V}_e$ 由式(19)计算; γ 取 1.4; a_{max} 由 Gibbs 自由能热力计算方法得到; 忽略燃烧造成的密度变化, 取 $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$; 由于缺少实验数据, 且尾管出口压力振幅基本为零, 燃烧室压力与环境压力相差不大, 因此可认为 $p_e = p_0$ [9]; 由于均为静止实验, $V_0 = 0$, 其他参数见文献[4,10,13,16].

从结果看, 该平均推力公式的理论值与实验值的误差并不大, 主要原因是: ①理论计算时认为一个循环排出的燃气质量等于燃烧室燃气质量, 因此还需要通过理论分析和实验值对模型进行修正, 使其更符合实际情况; ②计算燃烧产物的热力

参数时认为燃料混合物每次均在当量比 $\phi=1$ 的情况下反应,而事实上 ϕ 是变化的,且受进气道工作频率影响;③U 型发动机的误差是由于其进气道与尾管排气方向相同,使净推力达到最大.此外,可以看出获得的平均推力公式对有阀式发动

机也有一定适用性.但该模型还存在一个缺陷,即没有考虑尾管回流产生的负推力,这主要是因为回流与很多因素有关,如燃烧室压力和发动机长度,在推导公式的假设上还存在一定问题.

表 3 平均推力理论值与实验值的比较

Table 3 Average thrust obtained from experimental data versus those obtained from the analytical model

发动机	类型	燃料	V_c/m^3	f/Hz	$p_{\min}/\text{MPa}$
15 cm BMS	无阀式	H_2	8.52×10^{-6}	1010.00	0.0825
50 cm BMS	有阀式	$\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$	3.00×10^{-4}	240.00	0.0410
Lockwood	U 型,无阀式	C_3H_8	8.83×10^{-3}	82.74	0.0810
Argus V1	有阀式	C_8H_{18}	0.214	46.00	0.0712
发动机	$p_{\max}/\text{MPa}$	$\bar{V}_e/(\text{m/s})$	理论推力/N	实验推力/N	误差/%
15 cm BMS	0.1200	33.92	0.36	0.35	2.86
50 cm BMS	0.1710	235.51	20.77	25.00	-16.92
Lockwood	0.1560	235.85	211.08	245.30	-13.95
Argus V1	0.1965	190.28	2294.52	2224.60	3.14

4 结 论

基于无阀式脉冲喷气发动机工作过程分析,建立其简化物理数学模型.将发动机结构参数与性能联系起来,获得满足工程要求的工作频率和平均推力表达式.与实验数据和数值结果的对比表明,本文提出的简化模型和计算方法是准确可信的,所得结论为该类发动机工作过程分析和性能预示提供依据.主要结论如下:

1) 通过对流动的分析,建立了无阀式脉冲喷气发动机进气过程的燃烧室流动、突扩总压损失和尾管平均排气速度等关键流动过程和参数的简化模型,并提出了满足工程要求的计算方法.对该类发动机的工程设计具有实际参考意义.

2) 无量纲平均排气速度随压缩比 $p_{\max}/p_0$ 的增加而增加,且其增大速度变慢,说明当 $p_{\max}/p_0$ 增大到一定程度时 $\bar{V}_e$ 的增大速度比 $a_{\max}$ 的增大速度低;燃气比热比对无量纲平均排气速度有显著影响,在相同 $p_{\max}/p_0$ 值下,比热比越小对应的无量纲平均排气速度越大.

3) 考虑到突扩损失和管口效应,进气道和尾管分别按 Helmholtz 共鸣器和 $1/6$ 波长管模型处理,发动机工作频率取两者平均值,据此建立的工作频率模型与实验值的误差不超过 10%.

4) 平均推力公式的计算值与实验值的误差

不超过 $\pm 17\%$.在初步设计中,运用本文建立的简化模型,将是简单且有效的.此外,该平均推力公式对有阀式发动机也有一定适用性.但要获得精确的数据,还须通过数值模拟和实验验证.

参考文献:

[1] Schoen M A. Experimental investigations in 15 centimeter class pulsejet engines[D]. Raleigh: North Carolina State University, 2005.

[2] Ranjith K. Experimental investigation on pulsejet engines [D]. Raleigh: North Carolina State University, 2007.

[3] Ordon R L. Experimental investigations into the operational parameters of a 50 centimeter class pulsejet engine[D]. Raleigh: North Carolina State University, 2006.

[4] Coombes J, Hollands M, Jones S, et al. Design and build a pulsejet engine and thrust measurement stand[R]. Adelaide, South Australia: The University of Adelaide, Level IV Design Project No. 490, 2007.

[5] Zheng F, Ordon R L, Scharton T D, et al. A new acoustic model for valveless pulsejets and its application to optimization thrust[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(4): 041501(9 pages).

[6] Foa J V. Considerations on steady- and nonsteady- flow ejectors[C] // Proc. of Ejector Workshop For Aerospace Applications. Dayton, Ohio: George Washington University, 1981: 659-688.

[7] Pobezhimov V N. Simulation of a working process in the pulsejet engine with an aerodynamic valve on the basis of the thermodynamic cycle analysis[J]. Russian Aeronau-

- tics, 2007, 50(1): 60-64.
- [8] Zinn B T. Advanced combustion methods[M]. London: Academic Press, 1986.
- [9] 程显辰. 脉动燃烧[M]. 北京: 中国铁道出版社, 1994.
- [10] Haynes M J, Guillen J, Jobe J, et al. Pulse jet engine proposal[R]. Houston, Texas: The University of Houston, 2006.
- [11] Coy E B. Pulse combustion rockets for space propulsion applications[R]. AIAA Paper 2003-1174, 2003.
- [12] Kiker A P. Experimental investigations of mini-pulsejet engines[D]. Raleigh: North Carolina State University, 2005.
- [13] Geng T, Schoen M A, Kuznetsov A V, et al. Combined numerical and experimental investigation of a 15 cm valveless pulsejet[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2007, 78(1): 17-33.
- [14] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础[M]. 2 版. 南京: 南京大学出版社, 2001.
- [15] WEI Tao, WU Xiaosong. Numerical simulation and performance analysis of operation process of valveless pulsejet engine[C]// Proc. of the 4th International Conference on Mechanical Engineering and Mechanics. Suzhou, China: Science Press USA Inc. , 2011: 537-541.
- [16] Geng T, Kiker A, Ordon R, et al. Combined numerical and experimental investigation of a hobby-scale pulsejet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(1): 186-193.