

计算摩擦力的大小。如图1所示,进气道内压段的流动的摩擦阻力  $F_{bx} = -\dot{m}_0 V_3 (C_f A_w / 2A_3)$ 。  $A_w$  为内通道润湿表面积,通常取  $C_f = 0.002$ ,  $A_w / A_3 = 5 \sim 20$ 。根据高超声速进气道的流动特点,将温升比  $\Psi = T_3 / T_0$  作为独立变量来处理。气流冲量函数  $S_a$  定义为

$$S_a = I / \dot{m} = (\dot{m}V + pA) / \dot{m} = V[1 + RT/V^2] \quad (1)$$

式中  $I$  代表冲量。发动机的单位推力公式为

$$F / \dot{m}_0 = (1 + f)S_{a_{10}} - S_{a_0} - (R_0 T_0 / V_0) (A_{10} / A_0 - 1) \quad (2)$$

式中  $\dot{m}_0$  为来流的空气质量流率,  $V_0$  代表来流速度,  $F$  表示内推力,  $A_0$  表示自由来流的捕获面积,式中下标表示轴向位置(见图1)。

为计算出口处  $S_{a_{10}}$ , 先分别计算各部件性能,再确定发动机总体性能。计算中,假定气体常数  $R$  是定值,压缩和膨胀过程是绝热的,燃烧过程是等压燃烧或等面积燃烧。在实际应用中,通常用  $(C_f A_w / 2A_3)_c$  和  $(C_f A_w / A_3)_b$  分别表示进气道内压段与隔离段和燃烧室的有效阻力系数,  $\eta_1$  是进气道外压段的效率;  $\eta_b$  表示燃烧效率。

对吸气式发动机,除了单位推力 ( $I_a = F / \dot{m}_0$ )、比冲  $I_{sp}$  和化学当量比  $ER$  外,还要考虑发动机的总效率  $\eta_0 = FV_0 / (\dot{m}_f Q)$ 。式中  $Q$  为燃料的反应热值,  $\dot{m}_f$  表示燃油流率,  $I_{sp}$  和  $\eta_0$  与  $I_a$  ( $F / \dot{m}_0$ ) 之间的关系为:

$$I_{sp} = 1 / (g_0 f) (F / \dot{m}_0) \quad (3), \quad \eta_0 = (V_0 / (f h_{PR})) \cdot (F / \dot{m}_0) \quad (4)$$

式中  $f$  是油气比,  $g_0$  是重力加速度。根据定义发动机推力系数  $C_T$  为:

$$C_T = F / (q_0 A_i) = (2 / V_0) \cdot (F / \dot{m}_0) \quad (5)$$

式中  $q_0 = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2$  代表动压,  $A_i$  是进气道进口面积。

对于固定几何尺寸冲压发动机,在偏离设计点时,进气道产生附加阻力,并减少进入的流量。因此,发动机的性能参数常用有效单位推力  $(F / \dot{m}_0)_{eff}$  和有效推力系数  $(C_T)_{eff}$  等来表示。有效推力是指发动机内推力  $F$  减去进气道的附加阻力  $x_{ad}$ 。有效推力系数可按下式求得:

$$(C_T)_{eff} = (2\varphi / V_0) \cdot (F / \dot{m}_0)_{eff} \quad (6)$$

式中  $\varphi$  代表进气道流量系数。根据气流冲量定律可以算出进气道的附加阻力系数和流量系数。

### 3 算例及计算结果

计算了2组典型的、以煤油作燃料的等压燃烧超燃冲压发动机性能参数。假定高超声速飞行器沿标准大气压的等动压头轨迹飞行,其动压值  $q_0 = 21.93 \text{ kN/m}^2$ 。煤油的热值为  $4.3 \times 10^4 \text{ kJ/kg}$ ,  $R = 289.3 \text{ (m/s)}^2/\text{K}$ , 绝热压缩过程中的等压比热和比热比分别为  $1.09 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$  和  $1.362$ , 燃烧过程中的等压比热和比热比分别取  $1.51 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$  和  $1.28$ 。绝对焓的参考温度  $T = 217 \text{ K}$ 。燃料喷注速度与燃烧室进口速度比为  $0.3$ 。

#### 3.1 部件设计水平对发动机性能影响

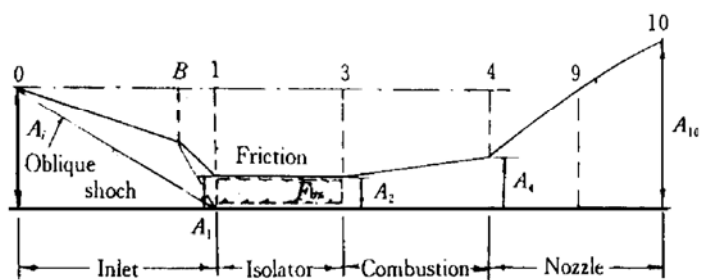


Fig. 1 A sketch of two dimensional scramjet for performance calculation

假定发动机处于设计工况,  $\varphi=1.0$ , 无附加阻力, 喷管出口压力等于大气压力,  $\Psi=T_3/T_0=3.125$ ,  $f=0.03$ 。对发动机部件设计技术水平的估价, 分为设计性能好、中等和差3种, 其性能估计值列于表1。表中  $C_{ev}$  表示实际发动机出口总速度与理想出口总速度之比,  $C_{ea}$  代表轴向出口速度与出口总速度之比,  $C_{pe}$  是膨胀过程中等压比热。

Table 1 Component performance estimates of scramjet

| Parameters                           | Low  | Average | High | Parameters         | Low  | Average | High |
|--------------------------------------|------|---------|------|--------------------|------|---------|------|
| $C_{ev}$                             | 0.97 | 0.98    | 0.99 | $C_{ea}$           | 0.98 | 0.99    | 1.00 |
| $C_{pe}/(\text{kJ/kg}\cdot\text{K})$ | 1.22 | 1.25    | 1.29 | $\eta_l$           | 0.85 | 0.90    | 0.95 |
| $\eta_b$                             | 0.80 | 0.85    | 0.95 | $(C_f A_w/2A_3)_c$ | 0.03 | 0.02    | 0.01 |
| $(C_f A_w/A_3)_b$                    | 0.3  | 0.2     | 0.1  | —                  | —    | —       | —    |

根据上述的输入参数, 可求得部件设计性能好坏对发动机主要性能参数变化的影响, 如图2~4所示。由图可见, 超燃冲压发动机的主要性能参数  $I_a$ ,  $C_T$  和  $\eta_0$  与来流马赫数  $Ma_0$  有关, 并且也与部件设计性能指标好坏有很大的关系。如果发动机各部件设计得不好, 性能较差, 则发动机只能作为飞行马赫数  $Ma_0 \leq 6$  的飞行器的动力装置; 如果发动机部件设计性能中等, 则发动机只能作为飞行马赫数  $Ma_0 \leq 7$  的飞行器动力装置; 如果发动机各部件设计性能较好, 发动机也不能作为飞行马赫数  $Ma_0 > 9$  的飞行器动力装置。可见, 煤油超燃冲压发动机只适宜于作为飞行马赫数  $Ma_0 = 6 \sim 8$  的飞行器动力装置。

图5~6显示,  $Ma_0 \leq 5 \sim 7$  时, 具有中等部件设计水平的煤油超燃冲压发动机  $I_a$  和  $I_{sp}$  与  $ER$  的关系。计算结果表明, 在  $Ma_0 = 5$  时, 煤油超燃工作状态所允许的最大  $ER$  为0.85; 在  $Ma_0 \geq 6$  后, 超燃冲压发动机能在全程的  $ER$  范围内工作。

### 3.2 固定几何尺寸发动机性能变化

对几何尺寸不可调的超燃冲压发动机任何偏离设计工况的飞行状态, 都会引起发动机性能参数的改变。假定飞行器按  $q_0 = 21.93 \text{ kN/m}^2$  的轨迹飞行, 在  $Ma_0 = 6$  巡航状态时, 飞行高度为 3.19 km。发动机部件的设计性能为中等水平, 其他的输入参数与前面的实例相同。进气道是双波系外压式, 内有一段较长的等直面管道, 即隔离段。进气道的中心锥角分别为  $16^\circ$  和  $24^\circ$ , 其轴向长度

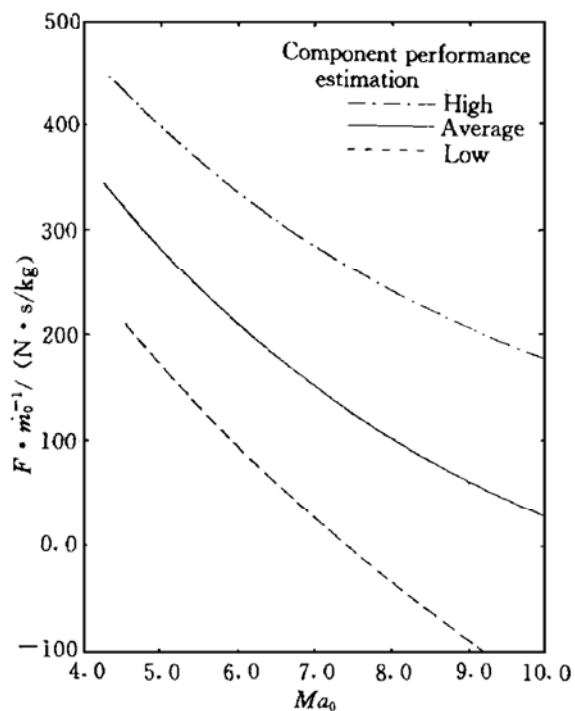


Fig. 2 Specific thrust  $I_a$  of real scramjet versus flight Mach number  $Ma_0$  and type of component performance estimate

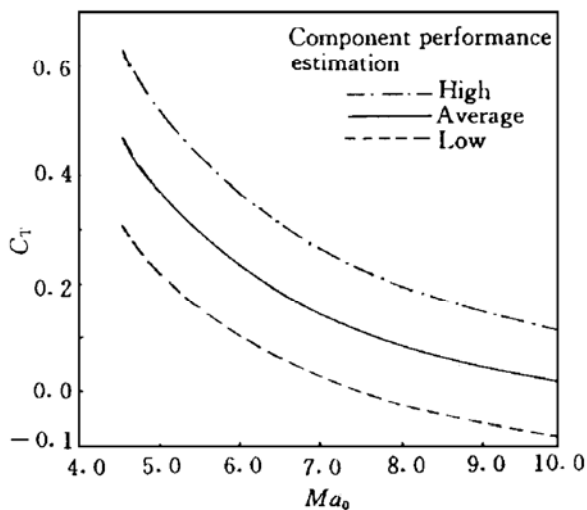


Fig. 3 Thrust coefficient  $C_T$  as a function of flight Mach number  $Ma_0$  and type of component performance estimate

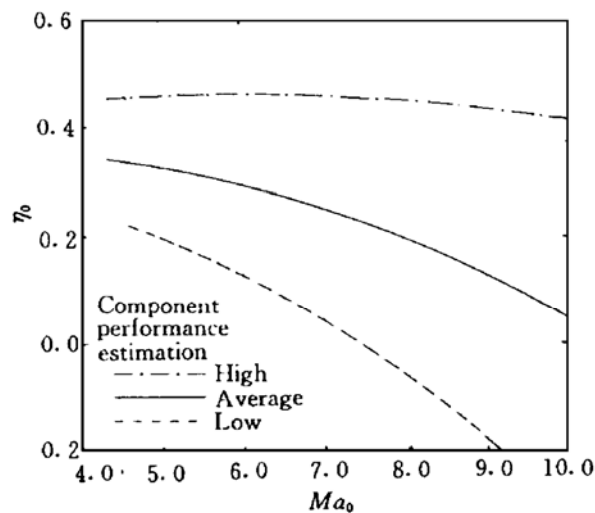


Fig. 4 Overall efficiency  $\eta_0$  of real scramjet versus freestream Mach number  $Ma_0$  and type of component performance estimate

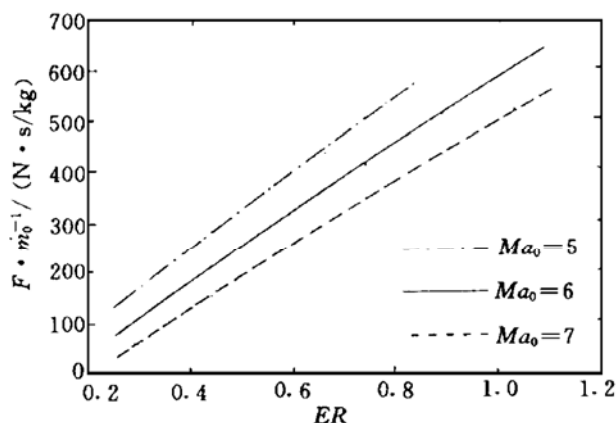


Fig. 5 Specific thrust  $I_a$  of real scramjet as a function of equivalence ratio  $ER$  and flight Mach number  $Ma_0$

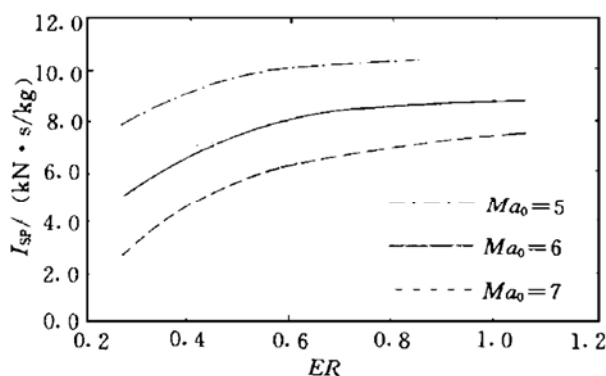


Fig. 6 Specific impulse  $I_{sp}$  of real scramjet as a function of equivalence ratio  $ER$  and flight Mach number  $Ma_0$

$oB=1.95h$ ,  $Bl=0.324h$ ,  $h$  是进气道唇口高度。发动机面积比的设计值为  $A_{10}/A_i=2.92$  和  $A_4/A_3=2.25$ 。

按上述双波系二维进气道的特性, 可以求得设计状态  $Ma_0=6$  和非设计状态  $Ma=4.6, 4.8, 5.0, 5.2$  和  $5.5$  时进气道的  $\varphi$  和附加阻力系数; 同时也可求出发动机主要的性能参数, 如  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$ ,  $(I_{sp})_{\text{eff}}$  和  $(C_T)_{\text{eff}}$ , 如图7和图8所示。

由图可见, 偏离设计状态后, 由于进气道  $x_{ad}$  增加, 发动机的  $(F/\dot{m})_{\text{eff}}$  和  $(C_T)_{\text{eff}}$  等性能参数都要大幅度下降。图9显示燃料  $ER$  对偏离设计状态的  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$  的影响。 $ER$  从  $0.444$  增加到  $0.89$  时,  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$  增加  $9\%$  左右。图7和图9中飞行马赫数的变化都是沿着等动压  $q_0$  的飞行轨迹。从马赫数  $4.6$  加速到设计马赫点  $6$  时, 飞行高度从  $28.4\text{km}$  爬升到  $31.9\text{km}$ ; 对  $ER=0.89$  工况,  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$  从  $131.4\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$  增加到  $289.1\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ , 相差  $2.2$  倍; 同时,  $(C_T)_{\text{eff}}$  从  $0.136$  增加到  $0.317$  左右。根据计算结果得

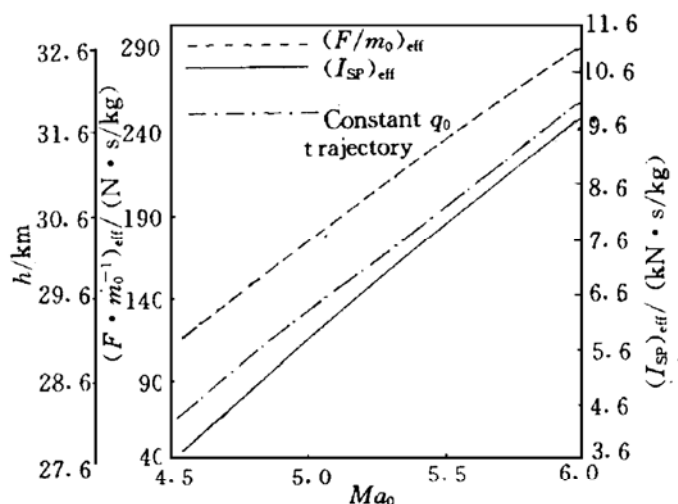


Fig. 7 Effective specific thrust  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$  and effective specific impulse  $(I_{\text{sp}})_{\text{eff}}$  versus flight Mach number  $Ma_0$  with constant  $q_0$  trajectory

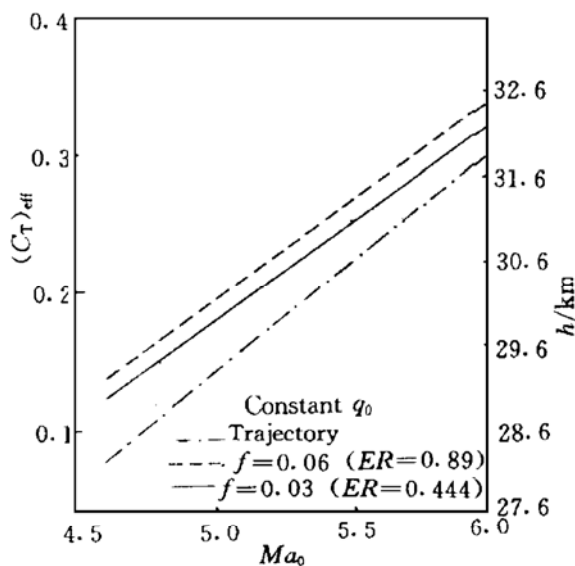


Fig. 8 Effective thrust coefficient  $(C_T)_{\text{eff}}$  versus flight Mach number  $Ma_0$  with constant  $q_0$  trajectory

知,  $(C_T)_{\text{eff}}$  值不随  $q_0$  增加而改变。但在相同的接力马赫数时, 由于  $q_0$  增大, 飞行器的接力高度要降低, 进入发动机的空气流量将增多。

#### 4 结 论

计算结果表明, 煤油超燃冲压发动机可以作为  $Ma_0=6\sim 8$  低高超声速飞行器的动力装置; 对巡航飞行马赫数为 6 的飞行器, 如果超燃工作状态的转级  $Ma$  取在 4.8~5.0, 则固定几何尺寸的超燃冲压发动机性能尚满足接力和巡航状态的飞行器总体性能要求, 其接力状态的有效推力系数能达到 0.2 左右。

#### 参 考 文 献

- 1 Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion. AIAA Education Series, 1994.
- 2 Situ M, Yi Sheng. Preliminary analysis of scramjet with an integrated waverider cruise vehicle. AIAA94-3089
- 3 Waltrup P J, Billig F S, Stockbridge R D. A procedure for optimizing the design of scramjet engines. AIAA78-1110

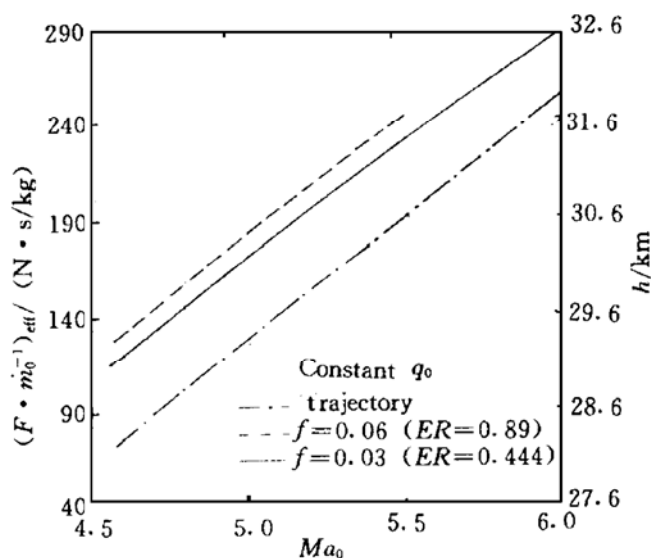


Fig. 9 Effective specific thrust  $(F/\dot{m}_0)_{\text{eff}}$  versus flight Mach number  $Ma_0$  with different equivalence ratio  $ER$  for constant  $q_0$  trajectory

# 某型号燃油调节系统<sup>\*</sup>

韩 捷 初

(航天工业总公司31所, 北京, 100074)

**摘 要:** 详细介绍了高空工作的某型冲压发动机燃油调节系统的调节方案和调节线路的工作原理, 叙述了该调节系统有关参数的测量方法。最后, 列出了该调节系统参加飞行试验的结果, 考核了调节系统的工作性能和可靠性。

**主题词:** 冲压喷气发动机, 发动机燃料系统部件, 燃油系统, 燃料控制

**分类号:** V235.21

## FUEL REGULATION SYSTEM OF A RAMJET ENGINE

Han Jiechu

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

**Abstract:** The operation principles of adjustment programs and circuits of the fuel regulation system for a ramjet engine at high altitude are introduced in detail. The measuring methods are also described. Finally, the flight test results of the regulation system are given, and its operating properties and reliability are checked.

**Subject terms:** Ramjet engine, Engine fuel system component, Oil system, Fuel control

### 1 引 言

某型燃油调节系统是一个高空超音速冲压发动机的燃油调节系统, 也是一个大范围工作冲压发动机的调节系统。在飞行器加速时, 调节系统按等  $\alpha$  供油, 当飞行器达到巡航速度时, 则按等  $Ma$  调节。因此, 它是一个具有等  $\alpha$  调节和等  $Ma$  调节双重功能的调节系统。

### 2 调节系统的构成及其工作原理

调节系统的方块图如图1所示, 其原理线路如图2所示。

整个系统具有等  $\alpha$ 、等  $Ma$  调节功能。在等  $\alpha$  调节时, 以随动系统形式工作, 而在等  $Ma$  调节时, 则以镇定系统进行工作。而这两种形式, 都需要测量发动机的进气量和燃油流量, 下面分别叙述这些参数的测量方法及系统构成的工作原理。

#### 2.1 进气量 $q_{ma}$ 和燃油流量 $q_{mf}$ 的测量

根据冲压发动机原理:

\* 收稿日期: 1997-08-02, 修回日期: 1997-12-04, 本项目获部科技进步二等奖