

# 一体化超燃冲压发动机初步设计计算模型

张蒙正, 张忠利, 葛李虎, 仲伟聪

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 以总压恢复系数最大为目标, 采用等激波强度和等激波角设计方法建立进气道模型; 采用 Ikawa “面积扩张因子” 建立燃烧室模型; 依据 Edward 方法初估尾喷管型面。在此基础上建立了一体化超燃冲压发动机进气道、隔离段、燃烧室及尾喷管计算模型, 并对一体化设计的超燃冲压发动机模型进行了初步计算。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 设计计算模型

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: (2005)01-0014-07

## Primary calculating model for integrated scramjet engine design

Zhang Mengzheng, Zhang Zhongli, Ge Lihu, Zhong Weicong

(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The inlet design calculating model was set up based on the theory of equal shock wave intensity and angle of supersonic airflow to get maximum total pressure coefficient. The calculating model of combustion chamber performance was built by using the method of Ikawa, and nozzle contour was obtained by Edward's method. Based on these efforts, primary calculating models for integrated scramjet engine inlet, separating section, combustion chamber and nozzle were built, and the primarily calculations were conducted.

**Key words:** scramjet engine; design calculating model

### 1 引言

超燃冲压发动机主要由前体与进气道、燃烧室(含隔离段)、尾喷管与后体等部件组成。超燃冲压发动机几何结构与性能参数方面有强烈的相

互耦合关系, 发动机本身又需要与飞行器机体进行一体化设计, 因此有必要对其进行一体化设计与性能计算方法研究, 确定各个部件设计及性能参数之间的关系, 确定影响发动机推力、比冲的主要因素, 为今后进行发动机方案论证、性能优化等进行技术积累。

收稿日期: 2004-03-29; 修回日期: 2004-07-05。

作者简介: 张蒙正(1964—), 男, 研究员, 研究领域为火箭发动机燃烧过程。

本文基于超音速气流的等激波强度和等激波角理论,建立了进气道计算分析模型;基于 Ikawa 设计方法<sup>[1]</sup>,按等马赫数或等静温设计原则建立燃烧室计算分析模型;依据 Edward 方法<sup>[2]</sup>初估型面。在上述基础上,建立了一体化超燃冲压发动机的设计计算模型,采用该模型对一体化设计的超燃冲压发动机进行了初步计算分析,分析结果可供初步设计参考。

## 2 超燃冲压发动机一体化计算模型

### 2.1 前体及进气道计算模型

当发动机设计状态(飞行高度、马赫数、飞行攻角、发动机推力等)确定后,前体及进气道设计的主要目标是依据进入发动机空气流量要求,确定前体长度、多楔形型面的偏转角及长度等几何参数。目前,进气道设计主要有等激波强度和等激波角理论两种方法。

#### 2.1.1 等激波强度方法

高超音速进气道外压部分的斜激波可使气流减速增压,合理分布每道激波的强度,可以确定一个最佳波系配置,使进气道的总压恢复达到最大<sup>[3]</sup>。从数学角度分析,问题就是在约束条件(1)、(2)下求(3)式的极值。

$$s_n = \frac{p_n^*}{p_{n-1}^*} = \frac{\left[ \frac{(k+1)Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n}{2 + (k-1)Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left[ \frac{2k}{k+1} Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n - \frac{k-1}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}}} \quad (1)$$

$$Ma_n^2 = \frac{Ma_{n-1}^2 + \frac{2}{k-1}}{\frac{2k}{k-1} Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n - 1} + \frac{Ma_{n-1}^2 \cos^2 b_n}{\frac{k-1}{2} Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n + 1} \quad (2)$$

$$s = \prod_{i=1}^n s_i \quad (3)$$

式中,  $s$  为总压恢复系数;  $p_n^*$  为第  $n$  道激波的波后总压;  $p_{n-1}^*$  为第  $n$  道激波的波前总压;  $k$  为等

熵指数;  $Ma_n$  为第  $n$  道激波的波后马赫数;  $Ma_{n-1}$  为第  $n$  道激波的波前马赫数;  $b_n$  为第  $n$  道激波的激波角。

经过约束规范化问题的求解,对于外压式斜激波,(3)式极值条件为:

$$Ma_0 \sin b_1 = Ma_1 \sin b_2 = \dots = Ma_{n-1} \sin b_n \quad (4)$$

$$\text{或} \quad s_1 = s_2 = \dots = s_n \quad (5)$$

其中  $Ma_0$  为飞行马赫数。

(4)、(5)两式说明外压部分斜激波波前法向马赫数和总压恢复系数均相等,依此条件可以确定出最佳波系及相应的最大总压恢复和偏转角分布关系。

#### 2.1.2 等激波角方法

由气体动力学激波理论<sup>[4]</sup>可知,波前马赫数  $Ma_{n-1}$ 、气流偏角  $d_n$  及激波角  $b_n$  存在如下关系:

$$\tan d_n = \frac{Ma_{n-1}^2 \sin^2 b_n - 1}{\left[ Ma_{n-1}^2 \left( \frac{k+1}{2} - \sin^2 b_n \right) + 1 \right] \tan b_n} \quad (6)$$

将(6)式化为关于  $\tan b_n$  的三次方程

$$\tan^3 b_n + A \tan^2 b_n + B \tan b_n + C = 0 \quad (7)$$

$$\text{其中} \quad A = \frac{1 - Ma_{n-1}^2}{\tan d_n \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{n-1}^2 \right)};$$

$$B = \frac{1 + \frac{k+1}{2} Ma_{n-1}^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_{n-1}^2}; \quad C = \frac{1}{\tan d_n \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{n-1}^2 \right)}$$

如已知气流偏角  $d_n$  和波前马赫数  $Ma_{n-1}$ , 通过数值求解方法解方程(7),得到激波角  $b_n$ 。方程对应三个不同的解(强解、弱解和对应于膨胀突跃的无意义解),对超燃冲压发动机来说,一般取弱解,由此可以确定激波角  $b_n$ 。

已知波前马赫数  $Ma_{n-1}$  和激波角  $b_n$ , 从(2)

式可得到波后马赫数  $Ma_n$ 。然后利用激波前后总压关系式 (3) 可计算出气流经激波后的总压恢复系数  $s_n$ 。对每道激波进行同样的计算, 最后得到前体/进气道的激波总压恢复系数同 (3) 式。

设计状态下, 进气道唇口与第一个斜激波相交, 其后各偏折面产生的斜激波也应与外壳边缘相交, 设计进气道唇口到燃烧室进口的内部压缩表面时应使进气道出口的气流方向平行于飞行器的坐标系统, 进气道出口的流场特性应满足燃烧室入口需要的气流状态 (流量、压力、温度、马赫数等)。根据前体进气道产生波系的情况, 上述两种设计方法均可沿流程将计算域划分为图 1 所示的 7 个区域。

#### (1) 1 区

设计状态下, 对于在一定飞行攻角下的来流, 将在前体产生一道预压缩斜激波, 经激波气流转折角  $d_1$  等于飞行攻角  $\alpha$ 。根据飞行马赫数  $Ma_0$  和气流

流转折角  $d_1$ , 用数值求解方法解方程 (7) 可计算出第一道激波角  $b_1$ 。然后由式 (3)、(7) 和激波前后总温不变的关系, 可计算出波后马赫数  $Ma_1$ , 总压  $p_1^*$ , 静压  $p_1$ 、总温  $T_1^*$ 、静温  $T_1$  等参数。

#### (2) 2、3、4 区

根据  $b_2 = b_3 = b_4$  或  $s_1 = s_2 = \dots = s_4$  的设计原则, 按照上述的方法, 依次计算出 2、3、4 区的各气流参数。

#### (3) 5 区

由于 5 区气流方向平行于外罩内壁面, 气流转折角  $d_5 = d_2 + d_3 + d_4$ , 同样依据上述方法计算出  $b_5$ 、 $p_5$ 、 $T_5$ 、 $M_5$ 、 $s_5$  等气流参数。

#### (4) 6、7 区

选择内压缩楔形体楔角为  $d$ , 则  $d_6 = d_7 = d$ , 依次计算出 6、7 区的气流参数。

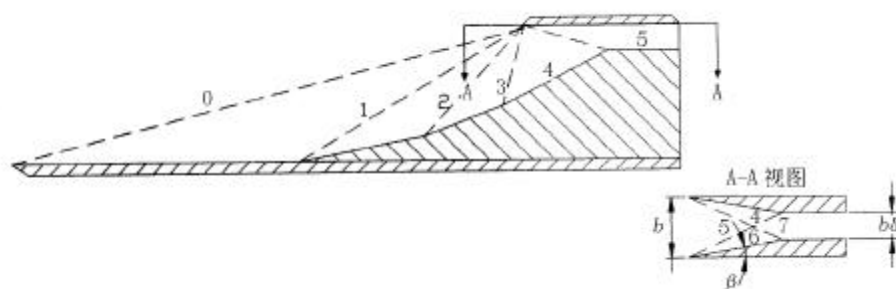


图 1 进气道结构示意图

Fig.1 Schematic of the inlet structure

进气道的侧向压缩有不同的形式, 一种是从外罩唇口之后开始内侧压缩, 另一种是从外罩唇口之前开始侧向压缩。后者可以使得进气道长度明显减小, 压缩效率较高, 并能进一步降低进气道高度, 而且可以依据需要选用一种压缩形式来设计。

设计时, 取飞行器中心线为  $X$  轴, 飞行攻角为零度。前体壁面的第一个折转角可以变化, 取不同的折转角, 可得到不同的进气道捕获面积与进气道最小截面面积比  $A/A_1$  (即进气道收缩比), 以达到调整进气道捕获面积与进气道最小截面面

积比的目的。

## 2.2 隔离段计算模型

隔离段可以看成是一个等截面直管, 进气道出口面积确定后, 隔离段出口面积 (燃烧室入口面积) 就可确定。设计状态, 隔离段为超声速流动, 可以按等截面摩擦管流处理。因此, 从气体动力学基本方程, 可列写气流在隔离段流动的微分方程:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{kMa^2[1+(k-1)Ma^2]}{2(1-Ma^2)} 4f \frac{dx}{D} \quad (8)$$

$$\frac{dr}{r} = -\frac{kMa^2}{2(1-Ma^2)} 4f \frac{dx}{D} \quad (9)$$

$$\frac{dT}{T} = -\frac{k(k-1)Ma^4}{2(1-Ma^2)} 4f \frac{dx}{D} \quad (10)$$

$$\frac{dV}{V} = \frac{kMa^2}{2(1-Ma^2)} 4f \frac{dx}{D} \quad (11)$$

$$\frac{dMa^2}{Ma^2} = \frac{kMa^2 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)}{1-Ma^2} 4f \frac{dx}{D} \quad (12)$$

$$\frac{dp^*}{p^*} = -\frac{kMa^2}{2} 4f \frac{dx}{D} \quad (13)$$

$$\frac{ds}{c_p} = \frac{(k-1)Ma^2}{2} 4f \frac{dx}{D} \quad (14)$$

$$\frac{dF}{F} = -\frac{kMa^2}{2(1+kMa^2)} 4f \frac{dx}{D} \quad (15)$$

整理 (12) 式, 积分后得:

$$4\bar{f} \frac{L}{D} = \frac{Ma_2^2 - Ma_1^2}{kMa_1^2 Ma_2^2} + \frac{k+1}{2k} \ln \left( \frac{Ma_1^2 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2\right)}{Ma_2^2 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2\right)} \right) \quad (16)$$

$$\bar{f} = \frac{1}{L} \int_0^L f dx \quad (17)$$

从  $Ma$  和  $\bar{f}$  的关系可得:

$$\left( \frac{1}{I_1^2} - \frac{1}{I_2^2} \right) - \ln \frac{I_2^2}{I_1^2} = \frac{8k}{k+1} \bar{f} \left( \frac{L}{D} \right) \quad (18)$$

上式中,  $p$  为隔离段内气流静压;  $x$  为隔离段长

度;  $D$  为隔离段直径;  $T$  为隔离段内气流静温;  $r$  为隔离段内气流密度;  $s$  为隔离段内气流熵;  $c_p$  为隔离段内气流比热;  $p^*$  为隔离段内气流总压;  $F$  为隔离段内气流冲量;  $L$  为隔离段长度;  $I$  为气流速度系数;  $Ma_1$  为隔离段入口马赫数;  $Ma_2$  为隔离段出口马赫数。

依据 (8) ~ (18) 式应用连续方程, 并且注意临界音速不变的条件, 则可以得到气流在隔离段的进出口参数变化关系如下:

密度比及速度比

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{I_1}{I_2} = \frac{Ma_1}{Ma_2} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

温度比

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{t(I_2)}{t(I_1)} = \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2} \quad (20)$$

式中,  $T_1$  为隔离段入口静温, K;  $T_2$  为隔离段出口静温, K;  $I_1$  为隔离段入口速度系数;  $I_2$  为隔离段出口速度系数;  $t(I)$  为气动函数。

压强比

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{y(I_1)}{y(I_2)} = \frac{Ma_1}{Ma_2} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (21)$$

式中,  $p_1$  为隔离段入口静压;  $p_2$  为隔离段出口静压;  $y(I)$  为气动函数。

总压比

$$\frac{p_2^*}{p_1^*} = \frac{q(I_1)}{q(I_2)} = \frac{Ma_1}{Ma_2} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (22)$$

式中,  $p_1^*$  为隔离段入口总压;  $p_2^*$  为隔离段出口总压;  $q(I)$  为流量函数。

冲量比

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{z(I_2)}{z(I_1)} = \frac{Ma_1(1+kMa_2^2)}{Ma_2(1+kMa_1^2)} \left( \frac{1+\frac{k-1}{2}Ma_1^2}{1+\frac{k-1}{2}Ma_2^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (23)$$

式中,  $F_1$  为隔离段入口冲量;  $F_2$  为隔离段出口冲量;  $z(I)$  为气动函数。

熵增

$$\frac{s_2 - s_1}{R} = \ln \frac{p_1^*}{p_2^*} = \ln \left[ \frac{Ma_2}{Ma_1} \left( \frac{1+\frac{k-1}{2}Ma_1^2}{1+\frac{k-1}{2}Ma_2^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \right] \quad (24)$$

式中,  $s_2$  为隔离段出口熵;  $s_1$  为隔离段入口熵;  $R$  为气体常数。

### 2.3 超音速燃烧室计算模型

初步设计超音速燃烧室的常用方法有:

(1) 克罗可压力—面积指数定律积分, 即  $pA^e = \text{常数}$ ;

(2) 给定燃烧放热量为燃烧室轴向位置的函数, 然后用有限差分法解一组质量、动量、能量守恒的常微分方程;

(3) “面积扩张因子”法。

本文所讨论的燃烧室性能计算模型基于“面积扩张因子”法。其基本原理如下: 忽略壁面摩擦、通过壁面的散热量以及喷入的燃料质量流量, 由气体动力学理论、气体定常一元流动理论可建立一组微分方程:

$$\frac{dV}{V} = \left( \frac{dA}{A} - \frac{dH}{c_p T} \mathbf{y} \right) / (Ma^2 - 1) \quad (25)$$

$$\frac{dMa}{Ma} = \left[ \mathbf{y} \frac{dA}{A} - \frac{(1+kMa^2)\mathbf{y}}{2} \frac{dH}{c_p T} \right] / (Ma^2 - 1) \quad (26)$$

$$\frac{dT}{T} = [(k-1)Ma^2 \frac{dA}{A} + (1-kMa^2)\mathbf{y} \frac{dH}{c_p T}] / (1-Ma^2) \quad (27)$$

$$\mathbf{y} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \quad (28)$$

上式中,  $V$  为气流速度;  $A$  为管道横截面面积;  $H$  为气流焓;  $c_p$  为气流等压比热;  $\mathbf{y}$  为形状因子;  $T$  为气流静温。

引入乘数因子  $KC$  表达面积扩张度, 则:

$$\frac{dA}{A} = KC \mathbf{y} \frac{dH}{c_p T^*} \quad (29)$$

把上式代入式 (25), 则

$$\frac{dV}{V} = [(KC-1) \frac{dH}{c_p T^*} \mathbf{y}] / (Ma^2 - 1) \quad (30)$$

按等马赫数设计的燃烧室

$$KC = (1+kMa^2) / 2\mathbf{y} \quad (31)$$

按静温设计的燃烧室为:

$$KC = (kMa^2 - 1) / [(k-1)Ma^2] \quad (32)$$

等马赫数和等静温的管道  $KC$  都远大于 1, 所以管道是扩张型的, 而且动量增加。因为  $dH = c_p dT^*$ , 把式 (31) 代入式 (25) 至 (27), 并由静压、总压、总温关系式得到:

$$\frac{dp}{p} = (KC-1)\mathbf{y} \frac{kMa^2}{1-Ma^2} \frac{dT}{T} \quad (33)$$

$$\frac{dp^*}{p^*} = -\frac{kMa^2}{2} \frac{dT^*}{T^*} \quad (34)$$

$$\frac{dV}{V} = (KC-1) \frac{dT^*}{T^*} \mathbf{y} / (Ma^2 - 1) \quad (35)$$

$$\frac{dMa}{Ma} = [KC - \frac{(1+kMa^2)}{2\mathbf{y}}] \mathbf{y}^2 \frac{dT}{T} / (Ma^2 - 1) \quad (36)$$

$$\frac{dT}{T} = [(kMa^2 - 1) - KC(k - 1)Ma^2] \gamma \frac{dT^*}{T^*} / (Ma^2 - 1) \quad (37)$$

$$\frac{dT^*}{T^*} = \frac{dT}{T} + \frac{(k - 1)Ma^2}{\gamma} \frac{dMa}{Ma} \quad (38)$$

$$\text{设 } a = k(KC - 1) - KC$$

$$b = 2KC - 1$$

$$FMa = (aMa_i^2 + b) / (aMa_e^2 + b)$$

$$GMa = Ma_i^2 / Ma_e^2$$

$$HMa = (1 + \frac{k-1}{2} Ma_e^2) / (1 + \frac{k-1}{2} Ma_i^2)$$

上式中,  $a$ 、 $b$ 、 $G$  均为过程参数。

燃烧室进出口参数可表示为:

$$\frac{T_e}{T_i} = FMa^{\frac{(b-1)}{b}} GMa^{\frac{1}{b}} \quad (39)$$

$$\frac{T_e^*}{T_i^*} = \frac{T_e}{T_i} HMa \quad (40)$$

$$\frac{p_e}{p_i} = FMa^{k(KC-1)/a} \quad (41)$$

$$\frac{p_e^*}{p_i^*} = \frac{p_e}{p_i} HMa^{k/(k-1)} \quad (42)$$

$$\frac{A_e}{A_i} = FMa^{-2KC(\frac{1}{a} + \frac{1}{b})} GMa^{2KC/b} \quad (43)$$

$$\frac{V_e}{V_i} = (FMa \times GMa)^{(KC-1)/b} \quad (44)$$

上式中, 下标  $e$  表示出口;  $i$  表示入口。

计算设计点燃烧室性能时, 燃烧室进口参数、燃油流量、 $j$ 、燃料热值是已知的。对于以煤油为燃料的超燃冲压发动机,  $T_e^*$  可由下式近似得到:

$$0.068hj H_f = c_p(T_e^* - T_i^*) \quad (45)$$

这样可以得到  $T_e^*/T_i^*$  值 (即燃烧室进出口总温比)。将 (39) 式代入 (43) 式得到关于  $Ma_e$  的非线性代数方程, 应用迭代法求解燃烧室出口马赫数, 进而通过上述关系式求出其它参数。如果给定设计状态下燃烧室的几何形状 (包括燃烧室面积比  $A_e/A_i$ ), 则可从 (43) 式得到  $Ma_e$ , 进而求出其它参数。

“面积扩张因子”法是一种 0 维计算方法, 仅考虑燃烧室进出口气流参数的变化, 不能考虑沿轴向不同位置燃料喷嘴的喷射对燃烧室内气流参数的影响。计算时可将燃烧室沿轴向分成多个微燃烧室, 求每一个微燃烧室内气流的出口参数, 并作为下一个微燃烧室进口参数, 直到求出燃烧室出口的气流参数。

#### 2.4 后体喷管计算模型

后体喷管设计的目的是确定后体喷管几何形状参数, 包括后体喷管的长度、内喷管长度、外部喷管上壁面扩张角、内部喷管内表面扩张角等。飞行器机体与发动机一体化设计时, 飞行器后体的下表面是发动机排气喷管的一部分, 需要考虑喷管对机体作用力问题。初步计算设计时, 可以参考 Edward 的基准喷管模型<sup>[2]</sup>, 把外部喷管上壁面简化为平板, 并假设气流在尾喷管内已完全膨胀, 不考虑化学反应。

#### 2.5 发动机性能参数计算

##### (1) 推力

根据气体动力学理论, 发动机推力为:

$$F = m_a(1 + f)u_e - m_a u_0 + (p_e - p_0)A_e \quad (46)$$

式中,  $m_a$  为空气质量流量;  $u_e$  为燃气出口速度;  $u_0$  为空气进口速度;  $F$  为推力;  $f$  为油气比。

##### (2) 单位推力

$$F_s = F / m_a \quad (47)$$

## (3) 比冲

发动机在每秒消耗 1kg 质量流量燃料所产生的推力。

$$I_s = \frac{F}{m_f} \quad (48)$$

## (4) 推力系数

$$C_F = \frac{F}{q_0 A_0} = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho_0 u_0^2 A_0} \quad (49)$$

### 3 典型冲压发动机优化计算结果及分析

依据等激波角方法设计前体及进气道, 依据等静温方法设计燃烧室, 参考 Edward 方法设计尾喷管, 初步设计工作状态为  $H=25\text{km}$ , 飞行马赫数  $Ma=6$ , 攻角为 0 度的一体化超燃冲压发动机并进行性能初步计算。超燃冲压发动机流道示意图如图 2 所示。

根据上面建立的数学模型, 计算得到燃烧室进口马赫数为 1.78, 比冲为  $11459.5\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ , 发动机的流量为  $2.3\text{kg}/\text{s}$ , 推力为  $1005\text{N}$ , 单位流量推力为  $449.5\text{N}/\text{kg}$ 。

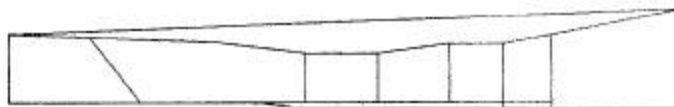


图 2 超燃冲压发动机流道示意图

Fig.2 Schematic of scramjet engine flow path

## 4 结束语

本文仅是一体化超燃冲压发动机设计计算模型的初步研究, 建立的计算模型比较粗糙, 没有考虑附面层、喷入燃料等的影响, 计算是在定比热条件下完成的, 计算模型尚待今后完善。

### 参考文献:

[1] Ikawa H. Rapid Methodology for Design and

Performance Predication of Integrated Scramjet/Hypersonic Vehicle[R]. AIAA1989-2682.

[2] Edward C L W, Small W J, Weidner J P, Johnston P J. Studies of Scramjet/Airframe Integration Techniques for Hypersonic Aircraft[R]. AIAA1975-58.

[3] 刘陵, 张榛. 超音速燃烧冲压发动机最佳设计参数 [R], 推进技术, 1988, (1).

[4] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989.

(编辑: 陈红霞)