

文章编号:1000-6893(2007)增-0S35-07

# 超燃冲压发动机性能的初步分析

郑小梅, 徐大军, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

## A Preliminary Study on Hypersonic Airbreathing Engine Performance

ZHENG Xiao-mei, XU Da-jun, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘 要:** 超燃冲压发动机是发展高超声速技术的关键, 以其为动力装置的高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机对于国防安全、未来空间作战和航天运输都有重要意义。用热力循环的方法对超燃冲压发动机的性能作了初步的分析, 建立了超燃冲压发动机准一维性能计算分析模型, 并分析了一些影响参数对发动机效率的影响。准一维的性能计算方法可作为多层次高超声速动力推进系统性能计算模型的第一层次的计算模型, 具有简单、快捷的特点。影响参数的分析可应用于高超声速飞行器概念设计阶段飞行器主要的设计参数和飞行参数的计算和确定。

**关键词:** 高超声速飞行器; 超燃冲压发动机; 性能分析; 准一维

**中图分类号:** V590.25 **文献标识码:** A

**Abstract:** Scramjet is a key technology in developing the hypersonic vehicle. Hypersonic missiles, aircraft and aerospace plane are based on scramjet and significantly important to future space battle and transportation. Thermodynamic cycle efficiency of hypersonic airbreathing engine is analyzed using thermal engine closed cycle analysis, a quasi one-dimensional performance calculation model of hypersonic airbreathing engines is developed by one-dimensional flow approaches using the entire set of control volume conservation equations, and the influence of some potentially important parameters are analyzed. The quasi one-dimensional performance calculation approach can be used as a first leveled calculation model in the performance calculation model of multi-leveled hypersonic dynamic propulsion system. It's very simple and efficient, and can be used to confirm some major parameters and flight parameters in the phase of conceptual design of the hypersonic aircraft. So this model has a very important practical value to the primary development of the feasibility scheme of the hypersonic aircraft.

**Key words:** hypersonic vehicle; scramjet; performance calculation; quasi one-dimensional

吸气式高超声速技术的发展始于 20 世纪 50 年代, 通过几十年的发展, 美国、俄罗斯、法国、德国、日本、印度、澳大利亚等国自 20 世纪 90 年代以来已在高超声速技术方面陆续取得了重大进展, 并相继进行了地面试验和飞行试验<sup>[1-4]</sup>。高超声速技术已经从概念和原理探索阶段进入了以高超声速巡航导弹、高超声速飞机、跨大气层飞行器和空天飞机为应用背景的先期技术开发阶段。超燃冲压发动机技术是发展高超声速技术的关键。它涉及到空气动力学、气动热力学、燃烧学、材料学等多种学科的前沿问题及其交叉, 是超声速燃烧、吸热型碳氢燃料、热防护、发动机/飞行器机体一体化、地面模拟试验和飞行试验等众多高新技

术的集成, 以其为动力装置的高超声速巡航导弹、空间作战飞行器/未来低成本可重复使用天地往返运输系统(空天飞机)对于国防安全、未来空间作战和航天运输都有重要意义。本文用热力循环的方法<sup>[5]</sup>对超燃冲压发动机的性能作了初步的分析, 建立了超燃冲压发动机准一维性能计算分析模型, 并分析了一些影响参数对发动机效率的影响。

## 1 理论模型

### 1.1 热力学循环分析模型

热力学闭循环分析的出发点是经典的热力学, 所得的结果也非常的直观。运用热力学分析, 必须遵循以下 2 条基本的规则。首先, 必须能将工作介质看成是纯净物。假设空气一直都处于平衡状态, 并且可用一个能提供相同能量的加热过

收稿日期: 2006-11-15; 修订日期: 2007-07-06

基金项目: 国家 863 计划(2005AA721081)

通讯作者: 郑小梅 E-mail: cherry@sa.buaa.edu.cn

程来代替燃烧过程,不考虑质量的加入,成分也不改变。其次,工作介质在经过了一系列的平衡过程之后回到初始状态。图1表示了超燃冲压发动机参考点的标号和相关术语。图2表示了这个过程的温-熵图( $T-s$ 图)<sup>[6]</sup>。

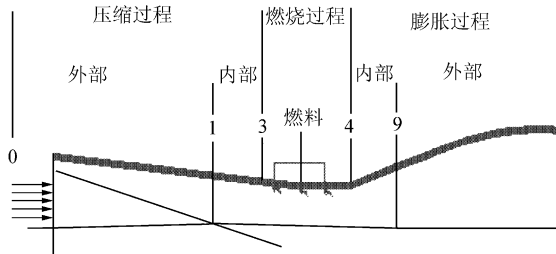


图1 超燃冲压发动机参考点的标号和相关术语

Fig.1 Scramjet reference cross-section numbers and related terminologies

点0—点3:绝热压缩过程,将静温为  $T_0$  的自由气流压缩到燃烧室入口静温  $T_3$ 。

点3—点4:等压加热过程,将气体由静温  $T_3$  加热到静温  $T_4$ ,过程无摩擦,气流无质量增加。

点4—点10:绝热膨胀过程,轴向膨胀,气流由燃烧室压强  $p_4 = p_3$  膨胀到自由气流压强  $p_{10} = p_0$ 。

点10—点0:整个热力学过程达到封闭。此过程恒压、无摩擦,多余的热量由出口气流放出,气流恢复原来的温度状态。

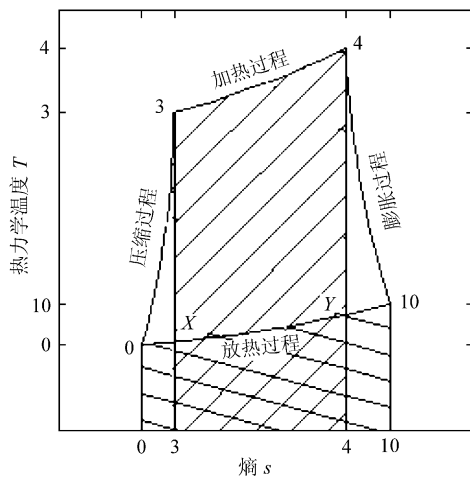


图2 吸气式发动机热力循环  $T-s$  图

Fig.2 Airbreathing engine brayton cycle  $T-s$  diagram

### 1.2 部件分析

将发动机分为若干个独立的部位分别进行考虑,按照热力循环的几个过程来划分发动机的部

件。为了方便分析,假设气体常数  $R$  在各点不变。

(1) 压缩部分(点0—点3)

①  $S_{a_0}$  [流体推力函数<sup>[7]</sup>]

$$S_{a_0} = V_0 \left( 1 + \frac{RT_0}{V_0^2} \right) \quad (1)$$

②  $T_3$

$$T_3 = \psi T_0 \quad (2)$$

式中: $\psi$  为循环静温比。

③  $V_3$  [能量守恒]

$$V_3 = \sqrt{V_0^2 - 2C_{pc} T_0 (\psi - 1)} \quad (3)$$

④  $S_{a_3}$  [流体推力函数]

$$S_{a_3} = V_3 \left( 1 + \frac{RT_3}{V_3^2} \right) \quad (4)$$

⑤  $p_3/p_0$  [轴向压缩过程]

$$\frac{p_3}{p_0} = \left[ \frac{\psi}{\psi(1 - \eta_c) + \eta_c} \right]^{(C_{pc}/R)} \quad (5)$$

⑥  $A_3/A_0$  [质量守恒]

$$\frac{A_3}{A_0} = \psi \cdot \frac{p_0}{p_3} \cdot \frac{V_0}{V_3} \quad (6)$$

(2) 燃烧部分(点3—点4)

考虑到恒压燃烧和恒面积燃烧,分别进行2种分析。下面定义几个参数:

$\frac{V_{fr}}{V_3}$ : 燃料喷射的轴向速度与  $V_3$  之比;

$\frac{V_f}{V_3}$ : 燃料喷射的总速度与  $V_3$  之比;

$C_f \cdot \frac{A_w}{A_3}$ : 燃烧室有效阻力系数。

① 恒压燃烧

a.  $V_4$  [动量守恒]

$$V_4 = V_3 \left[ \frac{1 + f \cdot \frac{V_{fr}}{V_3}}{1 + f} - \frac{C_f \cdot \frac{A_w}{A_3}}{2(1 + f)} \right] \quad (7)$$

式中: $f$  为燃料空气比。

b.  $T_4$  [能量守恒]

$$T_4 = \frac{T_3}{1 + f} \left\{ 1 + \frac{1}{C_{pb} T_3} \left[ \eta_b f h_{PR} + f h_f + f C_{pb} T_0 + \left( 1 + f \cdot \frac{V_f^2}{V_3^2} \right) \frac{V_3^2}{2} \right] \right\} - \frac{V_4^2}{2C_{pb}} \quad (8)$$

式中: $h_{PR}$  为燃料的反应热值; $h_f$  为燃料进入燃烧室时的绝对焓(由于  $h_f$  远小于  $h_{PR}$ ,通常可以忽略)。

c.  $A_4/A_3$  [质量守恒]

$$\frac{A_4}{A_3} = (1 + f) \cdot \frac{T_4}{T_3} \cdot \frac{V_3}{V_4} \quad (9)$$

② 等面积燃烧

a.  $V_4$  [动量守恒和能量守恒]

$$V_4 = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (10)$$

式中,

$$a = 1 - \frac{R}{2C_{pb}}$$

$$b = -\frac{V_3}{1+f} \left[ \left( 1 + \frac{RT_3}{V_3^2} \right) + f \cdot \frac{V_{fr}}{V_3} - \frac{C_f}{2} - \frac{C_f}{2} \cdot \frac{A_w}{A_3} \right]$$

$$c = \frac{RT_3}{1+f} \left\{ 1 + \frac{1}{C_{pb} T_3} \left[ \eta_b f h_{PR} + f h_i + f C_{pb} T^0 + \left( 1 + f \cdot \frac{V_f^2}{V_3^2} \right) \frac{V_3^2}{2} \right] \right\}$$

b.  $T_4$  [动量守恒和能量守恒]

$$T_4 = \frac{c}{R} - \frac{V_4^2}{2C_{pb}} \quad (11)$$

c.  $p_4/p_0$  [质量守恒]

$$\frac{p_4}{p_3} = (1+f) \cdot \frac{p_3}{p_0} \cdot \frac{T_4}{T_3} \cdot \frac{V_3}{V_4} \quad (12)$$

③ 恒压燃烧或等面积燃烧

a.  $S_{a_4}$  [流体推力函数]

$$S_{a_4} = V_4 \left( 1 + \frac{RT_4}{V_4^2} \right) \quad (13)$$

(3) 膨胀部分(点 4—点 10)

①  $T_{10}$  [轴向膨胀过程]

$$T_{10} = T_4 \left\{ 1 - \eta_e \left[ 1 - \left( \frac{p_{10}}{p_0} \cdot \frac{p_0}{p_4} \right)^{(R/C_{pe})} \right] \right\} \quad (14)$$

$V_{10}$  [能量守恒]

$$V_{10} = \sqrt{V_4^2 - 2C_{pe}(T_4 - T_{10})} \quad (15)$$

②  $S_{a_{10}}$  [流体推力函数]

$$S_{a_{10}} = V_{10} \left( 1 + \frac{RT_{10}}{V_{10}^2} \right) \quad (16)$$

③  $A_{10}/A_0$  [质量守恒]

$$\frac{A_{10}}{A_0} = (1+f) \cdot \frac{p_0}{p_{10}} \cdot \frac{p_{10}}{p_{00}} \cdot \frac{V_0}{V_{10}} \quad (17)$$

### 1.3 发动机性能参数

发动机的质量推力:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = (1+f)S_{a_{10}} - S_{a_0} - \frac{R_0 T_0}{V_0} \left( \frac{A_{10}}{A_0} - 1 \right) \quad (18)$$

发动机的效率:

$$\eta_0 = \eta_{th} \cdot \eta_p = \frac{(1+f) \frac{V_e^2}{2} - \frac{V_0^2}{2}}{f h_{PR}} \cdot \frac{F V_0}{\dot{m}_0 \left\{ (1+f) \frac{V_e^2}{2} - \frac{V_0^2}{2} \right\}} \quad (19)$$

式中: $\eta_{th}$ 为热效率, $\eta_p$ 为推进效率。

## 2 计算结果

对于氢燃料冲压发动机,如果给定以下计算参数:

表 1 输入参数

Table 1 Input parameters

$\psi$	$V_0/(m \cdot s^{-1})$	$T_0/K$	$f$	$f_{st}$	$h_f$
7.0	3 048	222	0.029 1	0.029 1	0
$T_0/K$	$V_{fr}/V_3$	$V_f/V_3$	$\frac{C_f \cdot A_w}{A_3}$	$p_{10}/p_0$	$\eta_c$
222	0.5	0.5	0.10	1.4	0.9
$\eta_b$	$\eta_c$	$\frac{h_{PR}}{R/km^2 \cdot S^{-2}} (kJ/kg)$	$k^{-1}$	$c_{pe}$	$c_{pb}$
0.9	0.9	0.9	289.3	1.09	1.51
$c_{pe}(kJ \cdot (kg \cdot K)^{-1})$	$\gamma_c$	$\gamma_b$	$\gamma_e$	$g_0/(m \cdot s^{-1})$	
1.51	1.362	1.238	1.238	9.8	

恒压燃烧时的结果如下:

表 2 恒压燃烧时的计算结果

Table 2 Calculation results, constant pressure combustion

$S_{a_0}/(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	$T_3/K$	$V_3/(m \cdot s^{-1})$	$S_{a_3}/(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	$\frac{p_3}{p_0}$
3 069	1 554	2 527	2 705	260
$\frac{A_3}{A_0}$	$V_4$	$T_4$	$\frac{A_4}{A_3}$	$\frac{p_4}{p_0}$
0.032 47	2 369	3 750	2.65	260
$S_{a_4}$	$T_{10}$	$V_{10}$	$S_{a_{10}}$	$\frac{A_{10}}{A_0}$
2 827	1 616	3 472	3 607	4.695
$\frac{F}{\dot{m}_0}$	$\eta_0$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$I_{sp}/s$
565	0.493 3	0.446 6	1.105	1 981

恒面积燃烧的结果如下:

表 3 恒面积燃烧时的计算结果

Table 3 Calculation results, constant area combustion

$S_{a_0}/(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	$T_3/K$	$V_3/(m \cdot s^{-1})$	$S_{a_3}/(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	$\frac{p_3}{p_0}$
3 069	1 554	2 527	2 705	260
$\frac{A_3}{A_0}$	$V_4$	$T_4$	$\frac{A_4}{A_3}$	$\frac{p_4}{p_0}$
0.032 47	1 831	4 498	1	260
$S_{a_4}$	$T_{10}$	$V_{10}$	$S_{a_{10}}$	$\frac{A_{10}}{A_0}$
2 542	1 585	3 486	3 617	4.588
$\frac{F}{\dot{m}_0}$	$\eta_0$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$I_{sp}/s$
577.8	0.504 5	0.460 3	1.096	2 026

### 2.1 循环静温比对总效率的影响

同样对于氢燃料冲压发动机,用上文所给

定的计算参数,改变循环静温比的取值,可得到图3。由图3可知,如果飞行速度为3 048 m/s,则总效率  $\eta_0$  的最大值 0.469 出现在  $\psi = 8.31$  附近。如果飞行速度为 1 829 m/s,则  $\psi = 7.92$  时  $\eta_0$  取最大值 0.418,并且此时存在最大循环静温比。图中的2条曲线都相当的平滑,说明无限的增加循环静温比并没有什么好处。由热循环分析方法得到的结论是,如果没有什么特殊的考虑,最好取  $\psi$  值小于8。

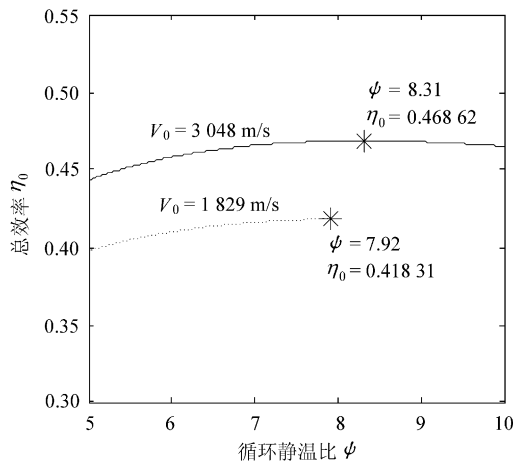


图3 循环静温比对总效率的影响  
Fig. 3 Influence of cycle static temperature ratio

### 2.2 燃料热值对总效率的影响

改变燃料热值的取值,可得图4,其中  $x_x =$

$$\frac{\eta_b f h_{PR}}{C_{p0} T_0}。$$

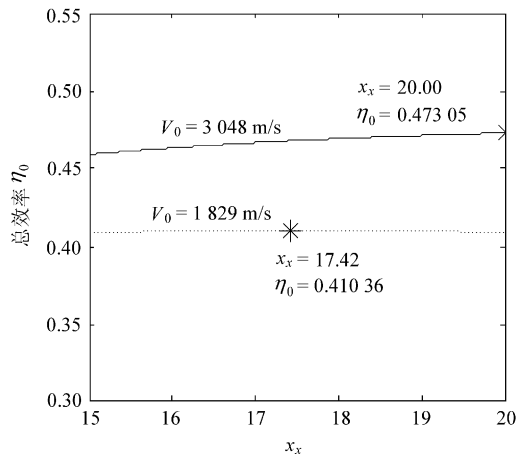


图4 燃料热值对总效率的影响  
Fig. 4 Influence of fuel heating value on total efficiency

可见,燃料热值对总效率的影响很小,几乎可

以忽略,这个结果正是我们想要的。根据  $\frac{F}{m_0} =$

$\frac{f h_{PR}}{V_0} \cdot \eta_0$  和  $I_{sp} = \frac{h_{PR}}{g_0 V_0} \cdot \eta_0$ ,质量推力和比冲都随着燃料热值的增加成比例增大,即燃料热值越大则质量推力和比冲越大。

### 2.3 过程效率的影响

分别改变压缩、燃烧和膨胀效率,可以得到图5。由图可见,3个过程效率对总效率的影响都非常大。改变过程效率所引起的总效率的变化率比过程效率的变化率还要大。所以,如果能够提高任何一个过程效率都会使得总效率大大提高。

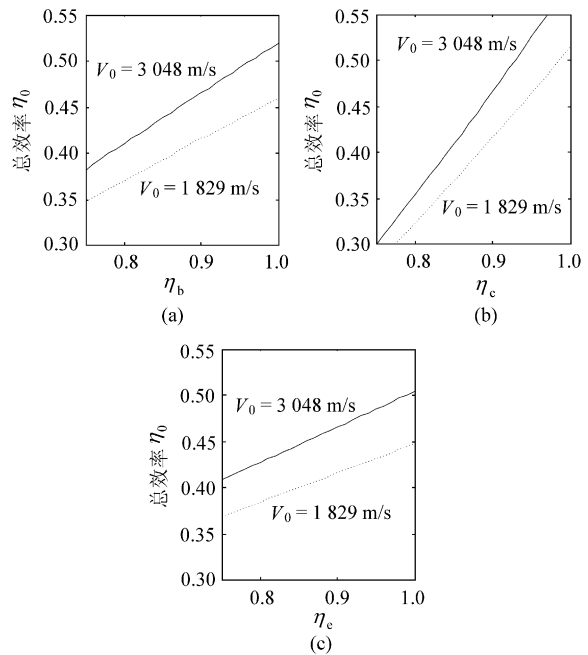


图5 过程效率对总效率的影响  
Fig. 5 Influence of process efficiencies on total efficiency

### 2.4 恒面积燃烧的影响

由于结构上比较简单,在冲压发动机或超燃冲压发动机的实际设计过程中经常会采用面积恒定的燃烧室。随之而来的问题是,由恒压燃烧到恒面积燃烧是否会给总效率带显著的变化。结果可以由式(7)到式(9)代替式(10)到式(12)得到。

在恒面积加热状况下,由动量方程和能量方程求解  $V_4$  可以得到2个结果(见式(10))。这2种状况分别对应于燃烧室内的有或没有产生正激波,  $Ma > 1$  时燃烧室内没有产生激波,  $Ma < 1$  时燃烧室内产生了激波。

由图6可以看出来,发动机的总效率与是否

存在激波有很大的关系,没有激波时效率要高得多。随着循环静温比  $\psi$  的增加,燃烧室入口的  $Ma$  减小,这样就反过来使得激波的强度减小,相应的损失也减少,从而 2 种解之间的差距也减小了。

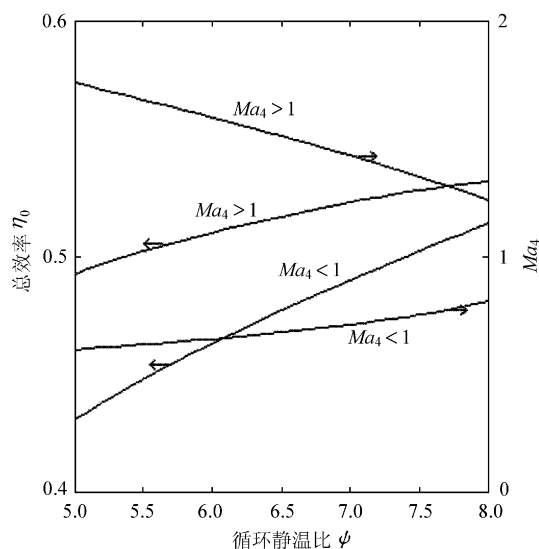


图 6 恒面积燃烧对总效率的影响

Fig. 6 Influence of constant area combustion on total efficiency

比较图 3 和图 6,假设燃烧室内没有产生激波,恒压燃烧和恒面积燃烧时的性能参数差别很小。例如,对应于  $\psi=7.0$  的总效率分别为 0.493 3 和 0.504 5。由此得出来的结论是:燃烧室设计的细节对总效率来说影响不是十分重要,这样就扩大了基于恒压燃烧得出的结论的可用性。

### 2.5 燃料/空气比的影响

对于亚声速和稍微有一点超声速的冲压发动机来说,加入燃料的作用仅仅只是为了给空气加热。但是,对于超燃冲压发动机,推力的很大一部分来自于燃料的质量、动量和能量的加入,这一点从式子  $F = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e - \dot{m}_0 V_0$  就可以看出来。

在其他条件不变的情况下,改变燃料/空气比和燃料/空气速度比得到图 7,可见燃料/空气比对总效率的显著影响。即使不考虑由燃料加入的动量和能量,命  $V_{fx}/V_3 = V_f/V_3 = 0$ ,总效率也随着燃料/空气比的增加而急剧增加。当然,任何附加质量进入燃烧时都会产生这种效应。

如果考虑燃料的动量和能量的加入,则好处更加明显。从图 7 可以看出来,燃料的加入速度和方向也对总效率有一定的影响。

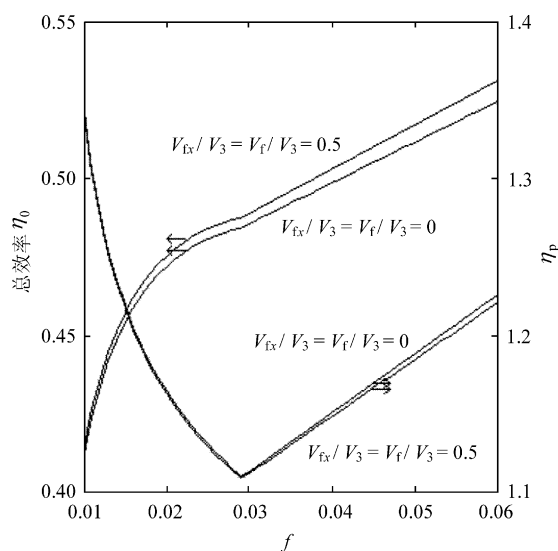


图 7 燃料/空气比对总效率的影响

Fig. 7 Influence of fuel/air ratio on total efficiency

### 2.6 出口压强的影响

前面的分析中,总是假设出口气体完全膨胀,即  $p_{10} = p_0$ ,但实际上的冲压发动机和超燃冲压发动机很少会在这种状态下工作。尤其是超燃冲压发动机,一般都是在亚膨胀状态下工作的。所以这里讨论一下出口压强在非理想状态时的影响,见图 8。

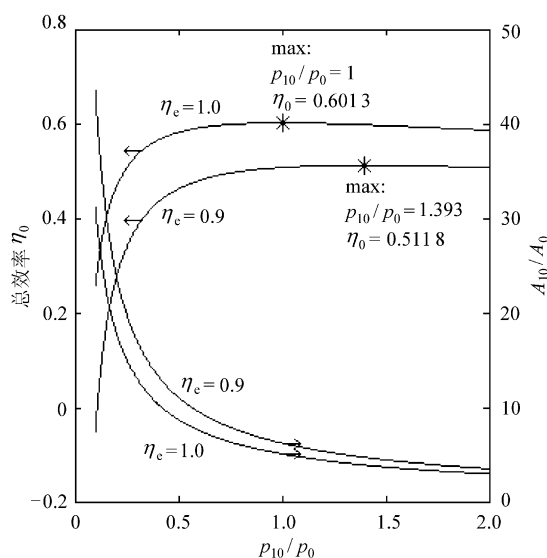


图 8 出口压强对总效率的影响

Fig. 8 Influence of exit static pressure on total efficiency

$\eta_e = 1.0$  时,燃气理想或等熵膨胀,结果和预计的一样:气体完全膨胀时总效率最大,亚膨胀和过膨胀都将导致总效率的降低。在实际情况中,必须考虑  $A_{10}/A_0$  会随着  $p_{10}/p_0$  的变化而产生巨大

的变化。 $A_{10}$ 的大小会受到飞行器整体尺寸的限制,它也代表了所需成本的大小。所以,通常情况下,选择亚膨胀会比较好,为了降低成本和飞行器的重量,只好在性能上做一点牺牲。

如果膨胀过程不是理想的,发动机的状况就相当于非等熵膨胀。图8示出 $\eta_e = 0.9$ 时的情况,总效率比理想膨胀时小很多。而且,在亚膨胀状态下总效率才能取得最大值。 $A_{10}/A_0$ 也会随着 $p_{10}/p_0$ 的变化而剧烈变化,而且,变化程度比理想膨胀时还要大。

## 2.7 自由气流速度的影响

在其他条件不变时,增大自由气流速度可以增加推进效率从而提高总效率。这里主要讨论它对发动机几何形状的影响。

3个面积比随自由气流速度的变化见图9。由图可见,当 $V_0$ 大于3 048 m/s( $Ma > 10$ )时, $A_3/A_0$ 变化很小, $A_4/A_0$ 和 $A_{10}/A_0$ 却随着 $V_0$ 的增大而不断的变大。

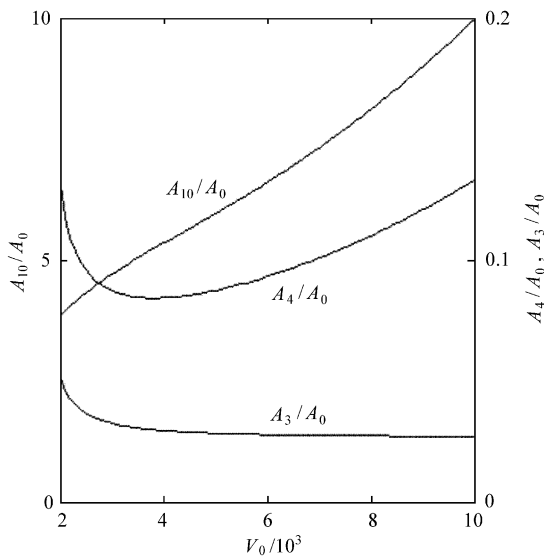


图9 自由气流速度对发动机几何形状的影响

Fig. 9 Influence of free stream velocity on engine geometry

## 2.8 燃烧室阻力的影响

燃烧室的任何阻力都会使发动机最终产生的推力减小,见图10。从图中可以看出来,燃烧室阻力系数哪怕只有0.1,也会使总效率减少若干个百分比。另外,出口气体达到合适膨胀程度所需要的 $A_{10}/A_0$ 也会随之急剧增加。由此可见,减少燃烧室阻力对于提高发动机的总效率是非常重要的。

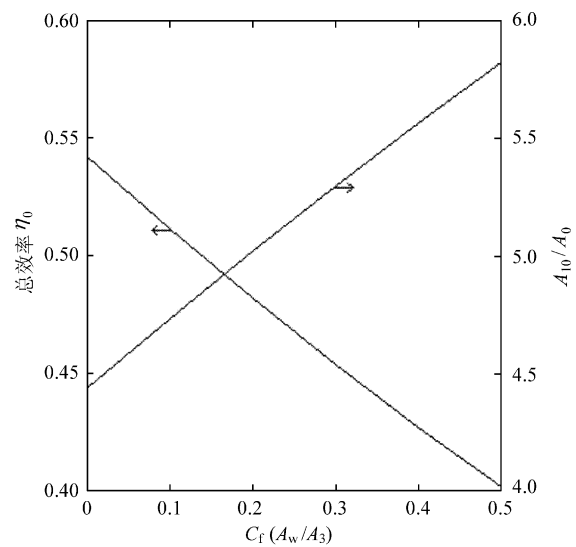


图10 燃烧室阻力对总效率的影响

Fig. 10 Influence of combustor drag on total efficiency

## 3 结论

(1) 对超燃冲压发动机的性能做了初步的分析计算,建立了超燃冲压发动机准一维性能计算分析模型。所采用的分析方法可以在未知发动机外形的情况下对发动机的性能进行分析和计算,具有简单和快捷的特点。同时,在该方法中又可以考虑到不同的燃料、燃料/空气比、燃料喷射的方向和速度、燃烧室阻力、发动机各部件的效率等多种因素对发动机性能的影响。在超燃冲压发动机设计的初级阶段可以起到很好的指导作用。

(2) 就一些影响因素对发动机性能的影响进行了分析,结果如下:

循环静温比 $\psi$ 的取值最好小于8。燃料热值对总效率的影响很小,几乎可以忽略,质量推力和比冲都随着燃料热值的增加成比例增大。3个过程效率对总效率的影响都非常大,如果能够提高任何一个过程效率都会使得总效率大大提高。如果燃烧室内没有产生激波,恒压燃烧和恒面积燃烧时的性能参数差别很小,可见,燃烧室设计的细节对总效率来说影响不是十分重要,这样就扩大了基于恒压燃烧得出的结论的可用性。燃料/空气比对总效率的影响十分显著,即使不考虑由燃料加入的动量和能量,总效率也随着燃料/空气比的增加而急剧增加;如果考虑燃料的动量和能量的加入,则好处更加明显。燃气理想膨胀时,气体完全膨胀时总效率最大,亚膨胀和过膨胀都将导致总效率的降低,考虑到成本和飞行器的重量,通常情况下选择亚膨胀会比较好。增大自由气流速

度可以增加推进效率从而提高总效率。减少燃烧室阻力对于提高发动机的总效率是非常重要的。

### 参 考 文 献

- [1] Norris R B. Freejet test of the AFRL hySET scramjet engine model at Mach 6.5 and 4.5[R]. AIAA 2001-3196, 2001.
- [2] Ogorodnikov D A, Vinogradov V A, Shikhman J M, et al. Design and research russian program of experimental hydrogen fueled dual mode scramjet; choice of conception and results of pre-flight tests[R]. AIAA-98-1586.
- [3] Dessornes O, Scherrer D, Novelli P. Tests of the JAPHAR dual mode ramjet engine[R]. AIAA 2001-1886, 2001.
- [4] McClinton C R, Rausch V L, Nanyen L T, et al. Preliminary X-43 flight test results[R]. IAC 04-V6-X43A 2, 2004.
- [5] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC: AIAA, 1994.
- [6] 朱明善, 刘颖, 林兆庄. 工程热力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1994.
- Zhu M S, Liu Y, Lin Z Z. Engineering thermodynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1994. (in Chinese)
- [7] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.
- Pan J S. Gas dynamics foundation [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2002. (in Chinese)

### 作者简介:



郑小梅(1982—)女, 博士研究生。主要研究方向: 高超声速飞行器的 MHD 技术研究。  
Tel: 010-82339533  
E-mail: cherry@sa.buaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)