

文章编号: CSTAM2014-P19-0034

# 基于推力潜能的燃烧室性能评估

姚轩宇, 王 春, 姜宗林

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘 要:** 为了更好的研究超燃冲压发动机, 需要选取合适的参数指标对其性能进行评估。该研究基于超燃冲压发动机中工质做功原理, 引入推力潜能的概念。通过对这一新参数的分析, 对超燃冲压发动机的性能给予评价, 既能反映出发动机总温增加带来的推力性能变化, 也能反映出总压损失等带来的做功能力损失。通过对具体发动机模型的性能分析, 说明其在发动机性能分析上的优势, 相比于现有评价参数, 新的基于推力潜能的性能评价方法能更好的用于发动机局部部件及流场性能评估。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 性能评价; 推力潜能

**中图分类号:** v231.3

**文献标识码:** A

## 0 引 言

超燃冲压发动机作为可行的超声速推进方案之一, 一直以来都受到研究者的关注。为更好研究超燃发动机, 对其性能评估需要有合适的评价标准。推力性能是发动机性能好坏最为直接的指标, 但由于条件限制, 很多实验和数值模拟都无法直接得到发动机推力。同时有些针对发动机主要部件的研究, 如燃烧室、进气道等, 也没法得出其与推力的直接关联。因此人们采用了其他一些参数来侧面反映发动机性能。常用的有总压损失、燃烧效率、推力增益和动量比<sup>[1-3]</sup>等等。

超燃冲压发动机为获得更大推力, 应本着提高燃烧效率而不带来过大的总压损失这一原则<sup>[4]</sup>。实际上超声速流动中燃烧放热必然会导致总压损失。评估超燃冲压发动机性能需要同时考虑两者变化, 而现有评价参数存在着一些局限性。为了能更全面的反映出发动机性能, 本文从气流做功本质出发, 选取了推力潜能作为评价参数, 提出了基于推力潜

能的发动机性能评价方法。

## 1 现有评价参数

### 1.1 总压损失

在绝热不可逆过程中, 熵的增加与总压下降时联系在一起的。因此总压之比可以作为描述机械能可利用率的一个指标<sup>[5]</sup>。工程上也常采用总压恢复系数, 其表达式为:

$$\sigma_p = \frac{P_{0,outflow}}{P_{0,inflow}} \quad (1)$$

或者采用总压损失, 表达式为:

$$\sigma_{p,loss} = 1 - \frac{P_{0,outflow}}{P_{0,inflow}} \quad (2)$$

其中  $\sigma_p$  为总压恢复系数,  $\sigma_{p,loss}$  为总压损失,  $P_{0,outflow}$  为出口截面总压,  $P_{0,inflow}$  为入口截面总压。

总压损失的产生主要由于气动和燃烧过程。反映了气流能量品质的变化。

## 1.2 燃烧效率

燃烧效率主要表示了燃烧室中燃料化学能的利用程度，常见的燃烧效率为参加反应的燃料占燃料总量的比例，表达式为：

$$\eta = \frac{m_{f,reacted}}{m_f} \quad (3)$$

其中  $\eta$  为燃烧效率， $m_{f,reacted}$  为参加反应燃料的质量， $m_f$  为燃料总质量。

燃烧效率体现了燃料反应的程度，反映了发动机内点火燃烧性能。

## 1.3 推力增益

发动机点火燃烧与冷态流动时，模型对支撑作用力的差值。

$$\Delta F = (\dot{m}u_{hot} - \dot{m}u_{cold}) + (P_{hot} - P_{cold})A \quad (4)$$

其中  $\Delta F$  为推力增益， $\dot{m}$  为发动机质量流量， $u_{hot}$  和  $u_{cold}$  分别为燃烧和冷态下发动机出口气流速度， $P_{hot}$  和  $P_{cold}$  分别为燃烧和冷态下发动机出口静压， $A$  为发动机出口截面积。

推力增益反映出燃料燃烧产生的推力增加，并不等价于发动机推力。

## 1.4 动量比

选取发动机出口动量为评价参数，定义为出口动量与入口动量的比值：

$$\xi = \frac{\dot{m}u_{outflow}}{\dot{m}u_{inflow}} \quad (5)$$

其中  $\xi$  为动量比， $\dot{m}u_{inflow}$  和  $\dot{m}u_{outflow}$  分别为入口动量与出口动量。

动量比表示了气流经过燃烧室后做功能力的增加比例，综合考虑了总温总压变化的影响。

## 1.5 现有评价标准的局限性

超燃冲压发动机在工作过程中，燃料燃烧的能量释放同时也伴随着总压损失的增加。单从燃烧效率或者总压损失分析，无法得出最终发动机性能的好坏。实验中也可以看出，提高燃烧效率往往也会增大总压损失<sup>[6]</sup>。推力增益仅反映了发动机推力性能，并未反映出阻力性能。特别是在直连式发动机实验中，推力增益只与燃烧室的进口总温有关，与总压无关，只能反映出燃料燃烧性能，不能反映流动损失大小<sup>[1]</sup>。动量比能综合考虑总温总压变化的影响，能反映燃烧室整体性能，不能分析流动过程中的变化。前提假设过多，也影响了其适用性。为分析不同工况下发动机性能，综合考虑燃料燃烧带来的总温增加，以及流动燃烧带来总压变化的影响，需要提出一种新的评价参数作为评估标准。

## 2 推力潜能

基于以上分析，从超燃冲压发动机做功原理出发，本文提出了新的参数推力潜能，作为性能评价参数。

来流空气通过前体压缩进入发动机。在燃烧室中燃料与空气反应放热，化学能转换为内能。反应后高温高压气体膨胀做功，内能转换为发动机机械能，发动机推力即来源于此。不同于传统热机，发动机出口工质温度压力通常高于环境温度压力，因而传统热力学并不适用。对于超燃冲压发动机，工质所能做的最大的功，为气体等熵膨胀到环境压力时所能做的功。定义气体等熵膨胀到环境压力时能

对发动机做的最大功即为其推力潜能  $E_w$ 。

发动机中气体膨胀做功时，表达式如下：

$$W_i = \Delta H - T\Delta s + \Delta W \quad (6)$$

其中  $W_i$  为气体对外做功， $\Delta H$  为其静焓变化， $T$  为膨胀后气体温度， $\Delta s$  为熵增， $\Delta W$  为气流机械能变化。

对于超燃冲压发动机中气体，膨胀到环境压力后即不再继续膨胀做功。当熵增为零时，对外做功最大，即前面定义的推力潜能  $E_w$ 。

$$W_{i,max} = E_w \quad (7)$$

假定气体为量热完全气体时，代入等熵关系式可以得到单位质量气体推力潜能，即比推力潜能  $e_w$  表达式如下：

$$e_w = C_p T_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{p_\infty} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right] - \frac{1}{2} U_\infty^2 \quad (8)$$

其中  $T_0$ 、 $p_0$  为气体总温总压， $p_\infty$  为环境静压， $U_\infty$  为来流速度或超燃冲压发动机所在飞行器飞行速度。 $C_p$  为气体定压比热， $\gamma$  为气体比热比。

对于超燃冲压发动机工作状态，燃烧室温度通常在1500k到2500k，此时不满足量热完全气体假设而是属于热完全气体假设。其区别在于此时气体定压比热  $C_p$  及比热比  $\gamma$  不再是常数，而是一个与温度相关的函数。此时推力潜能不再能写出表达式，但仍然是  $T_0$ 、 $p_0$ 、 $p_\infty$  以及  $U_\infty$  的函数，在程序计算中可以迭代求解。

$$e_w = e_w(T_0, p_0, p_\infty, U_\infty) \quad (9)$$

从表达式中可以看出  $e_w$  反映了总温总压变化时的综合影响。可以综合反映出燃烧性能和总压损失对发动机性能的影响。

推力潜能  $E_w$  是一个状态函数，与焓和内能这类状态参数相似。比推力潜能  $e_w$  则是一个强度量，与所取系统大小及其包含质量无关。因此推力潜能可以用于对发动机中气流流动过程的研究。

### 3 推力潜能的应用

#### 3.1 数值方法

本文采用的计算格式为二阶精度NND格式，控制方程为带化学反应源项的二维N-S方程。湍流模型为k- $\epsilon$  双方程湍流模型。化学反应模型为氢气/氧气/氮气11组元23步反应化学反应模型。

#### 3.2 程序验证

选取Borrows<sup>[7]</sup>等人实验作为验证算例。实验模型如图1所示：

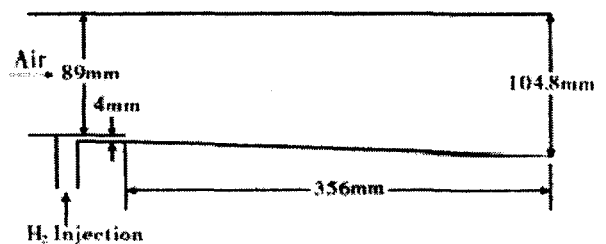


图1 Borrows 实验模型

Fig.1 Model of Borrows' experiment

氢气从下壁面的台阶平行于来流喷入，空气混合后点火燃烧。表1为冷态和燃烧时的实验条件，在计算中采用了相同的条件。

表1 Borrows 实验条件

Table.1 Condition of Borrows' experiment

	氢气射流	冷态实验	燃烧实验
马赫数	1.0	2.44	2.44



压力/atm	1.0	1.0	1.0
温度/K	254	1150	1270
H <sub>2</sub> 质量分数	1.0	0.0	0.0
H <sub>2</sub> O 质量分数	0.0	0.256	0.256
O <sub>2</sub> 质量分数	0.0	0.0	0.258
N <sub>2</sub> 质量分数	0.0	0.744	0.486
湍流度	10%	10%	10%

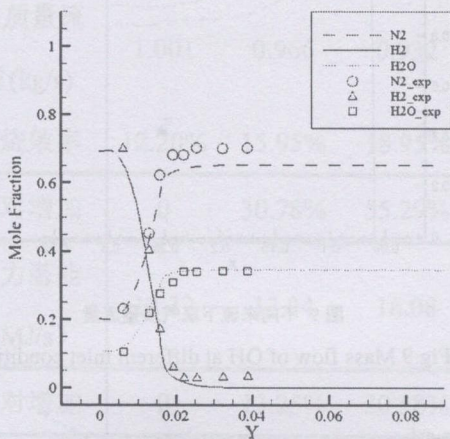


图2 冷态时出口截面组分分布

Fig.2 Composition profile of outlet in cold state

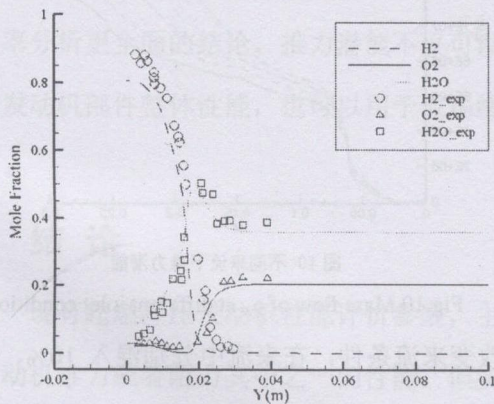


图3 燃烧时出口截面组分分布

Fig.3 Composition profile of outlet with combustion

图2和图3分别为冷态和燃烧时出口截面处组分分布。图4为有燃烧时总温分布。

可以看到出口截面处组分分布冷态和燃烧时的计算结果与实验结果吻合较好。总温分布除了靠近壁面处外，总体也与实验结果相符。说明程序可以准确模拟氢气空气混合及燃烧。

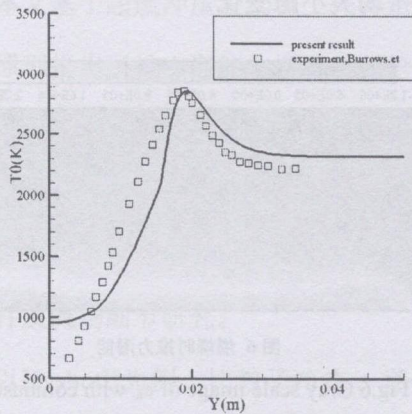


图4 燃烧时出口截面总温分布

Fig.4 Total temperature profile of outlet with combustion

### 3.3 推力潜能的应用

选取了HyshotII超声速燃烧实验条件作为应用算例计算条件，其飞行实验设计工作状态为23km至36km高空，飞行马赫数7.6，来流空气总温2764K，总压10.67MPa。计算区域选取其燃烧室。长300mm，高100mm。燃料为氢气，在入口下游60mm处喷入。计算条件取其地面实验时燃烧室入口参数及燃料射流参数，具体参数见表2。

表2 计算条件

Table.2 Condition of numerical simulation

	氢气射流	空气来流
马赫数	1.0	2.79
压力/Pa	307340	82210
温度/K	250	1229

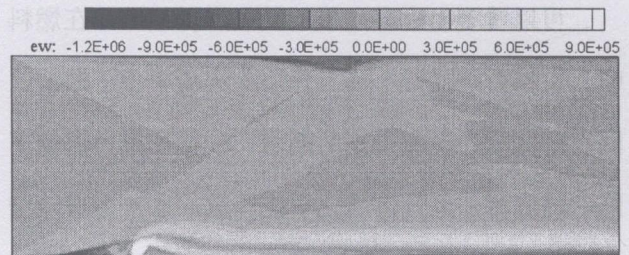


图5 冷态时推力潜能

Fig.5 Gray scale image of  $e_w$  in cold state

图5和图6分别为冷态和燃烧时比推力潜能  $e_w$  云图。图7为冷态和燃烧时延流向总温总压以及推力



潜能截面平均大小的变化。

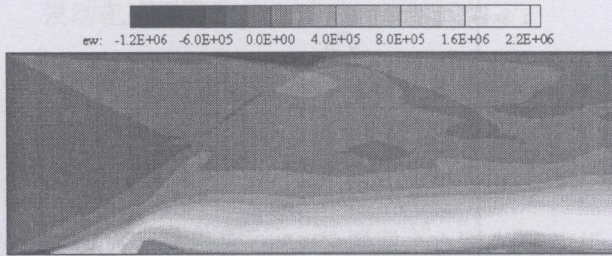


图6 燃烧时推力潜能

Fig.6 Gray scale image of  $e_w$  with combustion

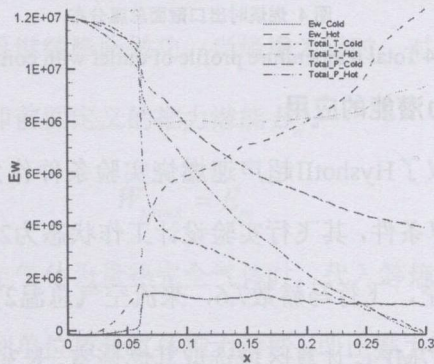


图7 冷态及燃烧时总温、总压推力潜能

Fig.7 Total temperature, total pressure and  $e_w$  with and without combustion

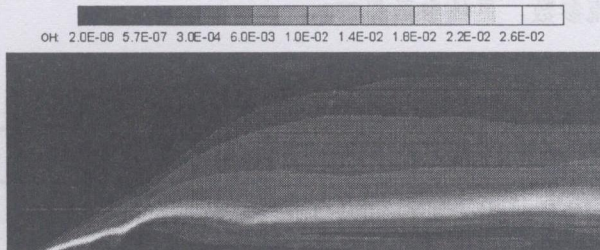


图8 燃烧时OH云图

Fig.8 Gray scale image of OH with combustion

可以看到由于有高压的氢气燃料喷入，在燃料喷入后推力潜能有小幅上升，主流场中由于激波、回流区等流动现象带来的熵增，使得比推力潜能下降。燃烧时，氢气燃烧化学能释放，比推力潜能增大。增大的主要区域与OH分布基本一致（图8为OH云图）。图7中可以看到，无论冷态还是燃烧，总压均处于下降趋势，而燃烧时总压损失更严重。由于燃料总温低于来流总温，在冷态时燃料的喷入使得

总温下降，而燃烧时，化学能释放使得总温在燃料喷入后逐步上升。对于推力潜能，冷态时燃料喷入，上升后缓慢下降，燃烧时则是随着燃料燃烧不断增大。

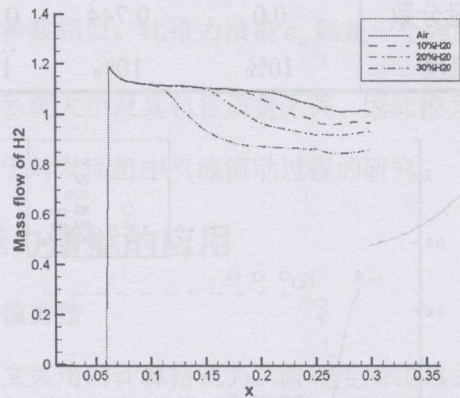


图9 不同来流下氢气质量流量

Fig.9 Mass flow of OH at different inlet condition

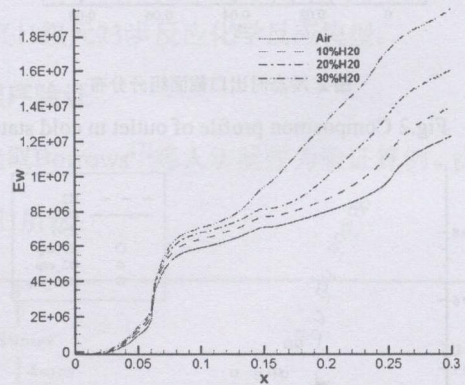


图10 不同来流下推力潜能

Fig.10 Mass flow of  $e_w$  at different inlet condition

改变来流条件，在来流中分别混入 10%、20% 和 30%水蒸气，保持氧气体积分数不变，来流其他状态参数如温度、压力、马赫数等保持不变。燃料射流状态保持不变。图9为不同来流下氢气质量流量，图10为不同来流下推力潜能。

推力潜能为状态量，其大小变化反映了气体做功能力的变化，也体现出了发动机性能变化。随着水蒸气增加，氢气燃烧效率增加，推力潜能也随之增大，燃烧室性能提升。但具体考察出口处氢气质

量流量及推力潜能（见表3），会发现推力潜能的增加的比例不如燃烧效率的增加。说明在燃烧效率增加时，总压损失也在增大，总能量增加的同时能量品质在下降，推力潜能增加不多。

表3 出口状态  
Table.3 Condition of outflow

出口处	空气	10%H <sub>2</sub> O	20%H <sub>2</sub> O	30%H <sub>2</sub> O
H <sub>2</sub> 质量流量(kg/s)	1.001	0.966	0.932	0.859
燃烧效率	12.20%	15.95%	18.95%	25.33%
相对增加	0	30.78%	55.29%	107.6%
推力潜能(MJ/s)	12.32	13.94	16.08	19.63
相对增加	0	13.25%	30.58%	59.37%

从以上算例可以看出，推力潜能用于分析超燃冲压发动机性能，可以得到比单从总压损失和燃烧效率分析更全面的结论。推力潜能不仅可以用于分析发动机部件整体性能，也可以用于流场细节的分析。

## 4 结论

现有超燃冲压发动机性能评价参数，主要关系发动机推力或者阻力其中之一的性能。但实际中推力与阻力性能变化存在一定相互关联，孤立考察其中之一无法全面正确评估发动机性能。现有评价参数存在着局限性。

本文基于超燃冲压发动机工作特点，基于气流做功原理提出了推力潜能的概念，并给出了推力潜能的推导。该参数是气流总温总压的综合反映，能体现出推力性能及阻力性能的变化。同时作为一个状态参数，不仅可以分析发动机整体性能，也能用于部件及流场细节研究。

以HyshotII为例，比较了冷态、燃烧以及不同来流状态下燃烧室性能。基于推力潜能分析的超燃冲压发动机性能评价，相比总压损失、燃烧效率等传统分析方法，得到的结论更为全面。

## 参考文献

- [1] 李庆, 潘余, 谭建国, 王振国, 冲压发动机燃烧室性能参数探讨[J], 推进技术, Vol.32, No1, 2011.
- [2] 王芳, 超燃冲压发动机性能评估方法研究[D], 长沙: 国防科技大学, 2007.
- [3] 王振锋, 一维评价方法及影响因素作用效果研究[D], 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005
- [4] 美国约翰霍普金斯大学应用物理实验室, 冲压发动机技术[M], 北京: 国防工业出版社, 1990
- [5] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华, 气体动力学[M], 北京: 高等教育出版社, 2012.
- [6] 余刚, 张新宇, 燃烧室构型对超燃冲压发动机性能影响研究[J], 流体力学实验与测量, Vol.14, No.1, 2000
- [7] Burrows. M. C, Kurkov. A. P. Analytical and experimental study of supersonic combustion of hydrogen in a vitiated air stream[R], NASA TM- X- 2828 , 1973.

# Performance evaluation of scramjet based on thrust potential

Yao Xuan-yu<sup>1</sup>, Wang Chun<sup>1</sup>, Jiang Zong-lin<sup>1</sup>

(1. *Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

**Abstract:** In order to design better performance scramjet engine, proper parameters chosen to evaluate its performance is very important. This work introduced the concept of thrust potential based on the basic working principle of the scramjet engine. Performance evaluation of scramjet engine based on this new parameter could response not only the change of thrust caused by total temperature increase, but also the thrust lost caused by the loss of total pressure. By analysis to the model of a typical combustion of scramjet, this new method shows its advantage. Compared to the existing evaluation parameters, this new method based on thrust potential exhibit more comprehensive performance of scramjet than existed method.

**Key words:** scramjet; evaluation ; thrust potential;