

超音速燃烧冲压发动机 最佳设计参数

刘陵 张榛

摘 要

本文对超音速燃烧冲压发动机设计参数进行优化,从产生推力与发动机热力循环两方面综合分析得到了以下结果:作为空天飞机动力装置的超音速燃烧冲压发动机,在 $M_H = 6 - 6.6$ 飞行范围内,按照等面积和等 M 数分段加热热力循环设计时,比冲最大;在 $M_H = 6.6 - 10$ 飞行范围内,按照等面积和等温分段加热热力循环设计时,比冲最大。从而得到最佳设计参数,并在此基础上,用一元流方法计算了有面积变化,有化学反应、摩擦和散热损失时,超音速燃烧冲压发动机的性能。

主题词: 超音速燃烧冲压式喷气发动机, 最佳设计, 航天飞机主发动机, 计算

符 号 表

A ——气流通道的横截面积	y ——喷射氢气的轴向分速
A_w ——燃烧室内表面积	τ_w ——燃烧室壁面剪应力
H ——焓	ρ ——密度
H_u ——热值	γ ——比热比, $\gamma = C_p/C_v$
f ——油气比	$\tau(\lambda_H)$ ——气动函数, $\tau(\lambda_H) = T_H/T_{0H}$
f_o ——化学恰当油气比	ξ ——摩擦系数
I_f ——比冲	下标:
C_p ——比热	H ——表示大气状态
M ——马赫数	0 ——滞止参数
m ——质量流量	$1-3$ ——发动机截面标号(图1)
P ——压力	4 ——尾喷管出口截面
T ——温度	a ——空气
u ——速度	f ——燃料
R_o ——单位推力	ϵ ——压力-面积法中的指数
Q_w ——通过壁面的热损失	

一、前 言

空天飞机的动力装置要求在大气层中作高超音速飞行, 尽可能多地利用大气中的氧, 以降低使用费用、提高有效载荷。综合国外目前已发表的文献可见, 空天飞机最佳吸气式组合动力装置应该是由火箭——双模态超音速燃烧冲压发动机——火箭组合而成^[1]。即空天飞机由火箭助推起飞, 飞行速度达到 $M = 2$ 时, 由超音速燃烧冲压发动机以亚音速燃烧模态接替工作。当 $M = 6$ 时, 该发动机又以超音速燃烧模态工作, 直至飞行高度 $H = 50\text{km}$, 飞机 $M = 10$, 最后由火箭助推入轨。

超音速燃烧冲压发动机与亚音速燃烧冲压发动机的设计方法不同。在文献[2-7]中提出了计算超音速燃烧冲压发动机性能的数学模型。这些文献在解一组守恒方程时, 利用了压力 P 、面积 A 的封闭条件, 即

$$PA^{\frac{\epsilon}{\epsilon-1}} = \text{常数} \quad (1)$$

并且提出最佳加热过程是: 当给定发动机滞止温升(或供油油气比 f) 和初始条件时, 如果燃烧室出口气流速度达到音速, 燃烧室的熵增量最小。由滞止温升关系式:

$$\frac{T_{03}}{T_{01}} = \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_3^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \right] \left[\frac{M_3(\epsilon + \gamma M_1^2)}{M_1(\epsilon + \gamma M_3^2)} \right]^2 \quad (2)$$

再假设 $M_3 = 1$, 得到最佳 $\epsilon(\epsilon_{opt})$ 关系式:

$$\epsilon_{opt} = \frac{\gamma M_1 \left\{ \left(\frac{T_{03}}{T_{01}} \right) \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{\gamma + 1} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} - \gamma M_1^2}{1 - M_1 \left\{ \left(\frac{T_{03}}{T_{01}} \right) \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{\gamma + 1} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}} \quad (3)$$

实际上, 按照上述理论计算所获得的发动机性能并没有达到最佳设计状态。作者认为: 冲压发动机是产生推力的热机, 应该从产生推力以及发动机热力循环两方面着手分析。本文考虑了壁面摩擦损失及散热量等因素, 提出了数学模型, 并具体作了数值计算, 得到了发动机性能及各截面参数, 还比较了影响发动机性能的各种因素。

二、发动机比冲 I_f 和单位推力 R_a 关系式

本文讨论的飞行器飞行范围为飞行马赫数 $M_H = 6 - 10$, 飞行高度 $H = 32 - 50\text{km}$ 。超音速燃烧冲压发动机与飞机设计成为一个整体。迎面空气通过飞机前机身下方斜冲波预压缩后, 进入进气道。后机身下表面则成为尾喷管的一部份, 以增大尾喷管的膨胀比, 保证燃气流的完全膨胀。超音速燃烧冲压发动机由进气道、燃烧室与尾喷管三大部件组成(见图1)。

超音速燃烧冲压发动机以液氢为燃料, 它的单位推力 $R_a = I_f \cdot f$ 。当燃气在尾喷管内完全膨胀, 以及忽略工质物性变化时, 它的比冲关系式为:

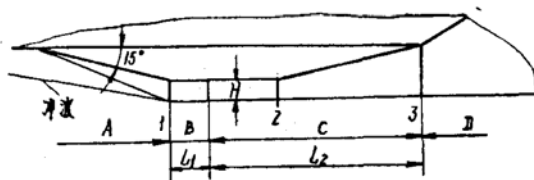


图1 发动机简图

A—进气道 B—导管 C—燃烧室 D—尾喷口

$$I_f = \sqrt{2} T_{0H} \frac{P_{01}}{P_{0H}} \left\{ (1+f) \left[\frac{T_{03}}{T_{01}} \frac{\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \frac{\tau(\lambda_H)}{\left(\frac{P_{04}}{P_{0H}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} - \left[\frac{\gamma}{\gamma-1} (1 - \tau(\lambda_H)) \right]^{\frac{1}{2}} \right\} \quad (4)$$

可见, 在给定的飞行状态下, 比冲 I_f 和单位推力 R 取决于加热比 T_{03}/T_{01} (或者油气比) 和发动机各部件的总压损失 P_{04}/P_{0H} 。

$$\frac{P_{04}}{P_{0H}} = \frac{P_{01}}{P_{0H}} \cdot \frac{P_{03}}{P_{01}} \cdot \frac{P_{04}}{P_{03}} \quad (5)$$

其中 P_{01}/P_{0H} 是进气道总压恢复系数, $P_{01}/P_{0H} = 0.24 - 0.036\epsilon$; P_{04}/P_{03} 是尾喷管总压恢复系数, 通常可假设为 0.98; P_{03}/P_{01} 为总压恢复系数。图 2, 3 给出了 $H = 32\text{km}$, $M_H = 6$ 的发动机比冲和单位推力的关系。

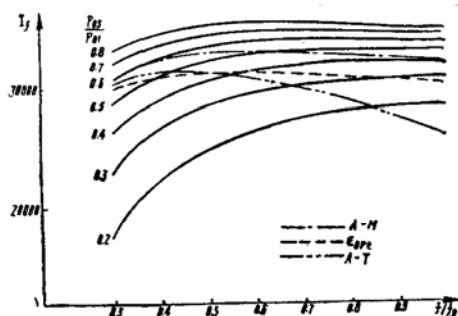


图 2 发动机比冲曲线

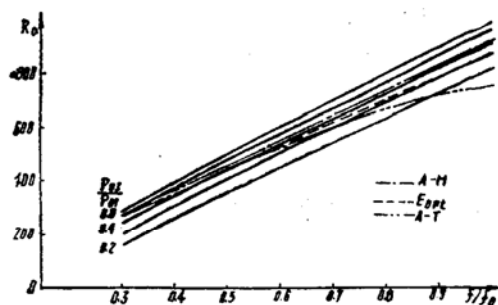


图 3 发动机单位推力曲线

总的变化趋势是油气比越大, 总压恢复系数越大, 比冲及单位推力越大。但是在高速气流中加热, 气流速度越大, 加热量越大, 加热引起的总压损失越大。因此, 对于给定的燃烧室进口条件, 应该有一个最佳加热规律。下面通过发动机热力循环的讨论来分析不同加热规律与总压损失的关系。

三、发动机热力循环分析

为了叙述方便, 将以等面积加热和等马赫数加热的分段组合加热热力循环简称为 A-M 加热; 将以等面积加热和等温加热的分段组合加热热力循环简称为 A-T 加热。图 4 是按照 ϵ_{op} 的加热规律和按照 A-M 加热发动机热力循环温熵图。角注 0 是发动机进口状态, 1 是燃烧室进口状态, 2 是 A-M 加热的等截面管出口状态。在等截面管出口达到音速, 然后在等 M 数扩张管中继续加热达到化学恰当比状态 3', 3' 至 4' 是喷管膨胀过程。状态 3'' 是从 1 按等 ϵ_{op} 加热达到出口音速的状态, 3'' 至 4'' 是膨胀过程。两种加热过程的加热量相同, 燃烧室出口总温相同。由图可见, 在相同初始条件和加热量情况下, A-M 加热要比 ϵ_{op} 加热的熵增量和总压损失小。

为了便于进一步比较, 下面我们应用简化公式 (假设比热与分子量等于常数, 忽略壁面

摩擦损失及通过壁面热损失),作出不同加热规律下,加热量与总压恢复系数的计算结果。

1. 等 ϵ_{opt} 规律

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \left[\frac{\epsilon + \gamma M_1^2}{\epsilon + \gamma} \right]^\epsilon \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma + 1}} \quad (6)$$

其中 $\epsilon = \epsilon_{opt}$,按式(3)计算, $\frac{T_{03}}{T_{01}} = 1 + \frac{f H_u}{C_p T_{01}}$ 。

2. A-M加热

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

其中 $\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma} \right) \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$, 而 $\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right)^{-\frac{\gamma}{2}}$, 可由

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = 1 + (f_0 - f_1) \frac{H_u}{C_p T_{02}}, \quad f_1 = \frac{C_p}{H_u} T_{01} \left(\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1 \right) \text{ 及}$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left[\frac{1 + \gamma M_1^2}{M_1(1 + \gamma)} \right]^2 \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \right] \text{ 求得。}$$

3. A-T加热

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_3^2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot e^{\frac{\gamma}{2} \left(1 - \frac{T_{03}}{T_{02}} \right)} \quad (8)$$

其中: $M_3 = \left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[\frac{T_{03}}{T_{02}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right) - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$

现将 $M_H = 6$ 、 $H = 32 \text{ km}$ 的计算结果表示在图2,3上。不难看出按A-M加热规律设计的发动机性能要比等 ϵ_{opt} 加热规律优越。还可看出,A-T加热有一个最佳加热比,大约是 $f/f_0 = 0.4 - 0.5$,此时 I_f 最大。

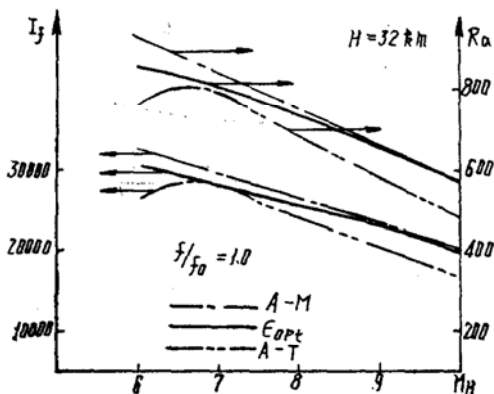


图5 三种热力循环性能比较

度,所以 ϵ_{opt} 与A-M加热规律的发动机性能相同。而在 $M_H \leq 8$ 时,经过等截面管加热,在出

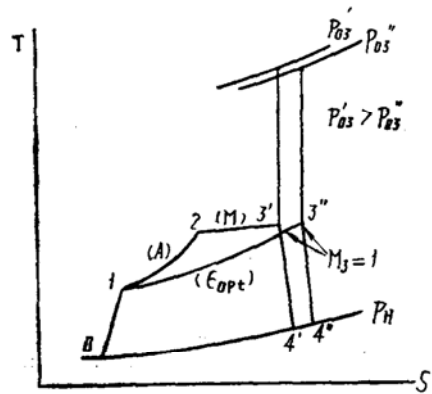


图4 热力循环温熵图

图5表示出不同加热规律的超音速燃烧冲压发动机的特性,它们的当量油气比都达到1(即达到最大的加热量)。可见在整个飞行 M 数范围内,按A-M加热规律设计的发动机性能最优越。

在设计超音速燃烧冲压发动机时,为了减少高温热分解以及燃烧室壁面热负荷,必须要限制燃烧室内的最高温度。图6是限制 T_3 等于3000K,飞行 M_H 数大于8时,各种热力循环的温熵图。 $M_H > 8$ 时燃烧室进口温度 T_1 已较高,通过等截面管中加热, T_2 已达到限定的最高温

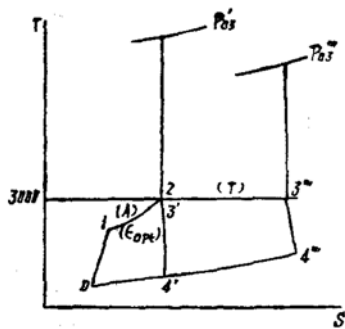


图6 热力循环温熵图 ($M_H > 8$)

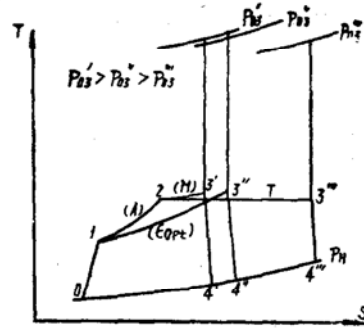


图7 温熵图 ($M_H < 8$)

口截面气流达到音速时, T_2 仍然低于限定的最高温度, 在扩张管内还可以继续加热直至 $T_3 = 3000\text{K}$, 因此 A-M 加热比 ϵ_{opt} , 加热总压损失小, 发动机性能好 (见图 7)。在图 6, 7 上还表示出 A-T 加热的发动机热力循环。A-T 加热的总压损失要比 ϵ_{opt} 和 A-M 加热的要大, 但是它可以保持 $T_3 \leq 3000\text{K}$ 继续加热达到最大加热量 (达到化学恰当油气比), 发动机的比冲 I_1 , 在 $M_H > 7$ 时最大 (见图 8)。在图 8 中, 还作出了 ϵ_{opt} 规律和 A-M 规律油气比随飞行 M_H 数的变化曲线, 可以看出因为 f/f_0 小于 1, 它们的单位推力比 A-T 规律的数值更小。

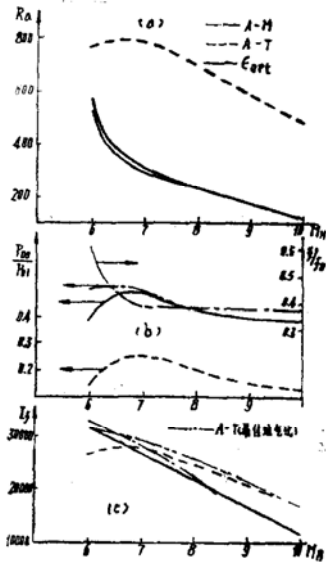


图8 各种加热规律的发动机特性 ($T_3 \leq 3000\text{K}$)

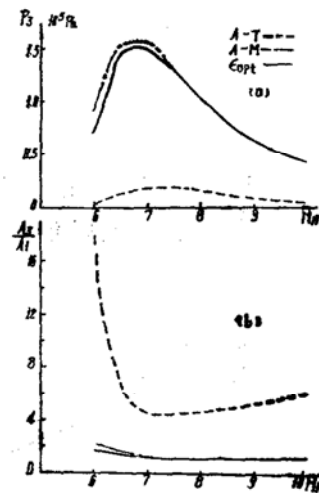


图9 燃烧室内静压(a)、燃烧室面积比(b)变化情况

前面已经提到供油量增加, 比冲增加。但是供油量增加, 加热所产生的总压损失随之增加, 总压损失增加又使比冲降低, 因此有一个最佳油气比。此最佳油气比随飞行 M_H 数变化而变化, 经过计算得到以下最佳油气比的近似关系式:

$$\left(\frac{f}{f_0}\right)_{opt} = \frac{0.6}{4}(M_H - 6) + 0.4 \quad (9)$$

在图8上又作出按最佳油气比设计的发动机比冲曲线。可见，特别是在较低飞行 M 数范围内，它的比冲有很大提高，经济性有所改善。

图9所示为三种热力循环的燃烧室内最高静压与燃烧室面积比随飞行 M_H 数变化的关系曲线。由图中看出，A-T加热规律的燃烧室内静压很低，燃烧室出、进口面积比最大。燃烧室内静压低，化学反应速率慢，不利于组织燃烧。而面积比 A_3/A_1 大，在一定的燃烧室扩张角下，燃烧室长度增加，重量增加，摩擦损失与散热损失增加，这些都是A-T加热不利的一面。

四、发动机性能

前面讨论了理想状态下的一系列性能曲线。在实际燃烧过程，要考虑有氢气加入、有化学反应、壁面摩擦、散热及燃烧室截面积有变化时的燃烧室各截面气流参数。作者采用文献〔5〕提供的超音速燃烧室 τ_w 和 Q_w 的实验数据，解文献〔3、4〕列出的近似一元流的一组方程，得到燃烧室各截面参数、加热比及总压恢复系数，再由公式〔4〕计算出发动机的比冲 I_f 和单位推力 R_a 。

图10中表示出飞行高度32km，限制燃烧室内最高温度为3000K，按照A-M加热和A-T加热的超音速燃烧冲压发动机特性曲线。由图中可见，当 $M_H > 6.6$ 时，A-T加热要比A-M加热比冲大，发动机经济性好，而在整个飞行 M_H 数范围内，A-T热力循环的单位推力远远大于A-M热力循环。

在图11中表示出A-T热力循环，不同飞行高度下比冲 I_f 与飞行 M_H 数的关系曲线。飞行高度越高，比冲 I_f 越低。图12表示进气道、尾喷管总压损失、燃烧效率、壁面摩擦和散热对

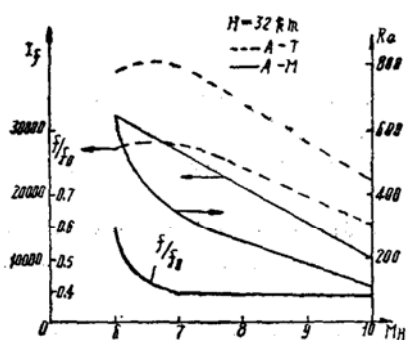


图10 超燃冲压发动机特性
(A-T加热的 $f = 1$,
A-M加热的 $f = 0.6$)

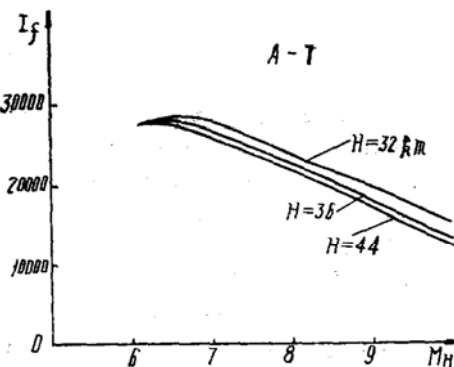


图11 高度对比冲的影响

性能的影响。可以看出进气道总压损失对性能影响最大。由于壁面摩擦及散热损失，在飞行 M_H 为10时，比冲 I_f 约降低10%。尾喷管总压损失及燃烧效率的影响则很小。

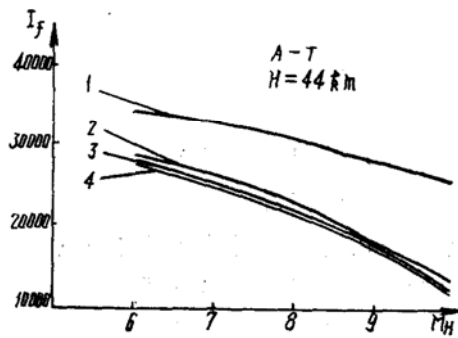


图12 各种损失对比冲的影响

1—进气道等熵压缩 2—进气道有损失 3—计及摩擦及散热损失 4—计及尾喷管总压损失及燃烧不完全损失

五、结 论

从产生推力及发动机热力循环两方面分析发动机的最佳设计参数, 所得结果如下:

1. 超音速燃烧冲压发动机在 $M_H \leq 6.6$ 时, 按照 A-M 加热规律进行设计, 发动机比冲最大; 当 $M_H > 6.6$ 时, 按照 A-T 加热规律进行设计, 发动机比冲最大。在 $M_H = 6 - 10$ 范围内, 按照 A-T 加热规律设计, 发动机单位推力最大。
2. 按照 A-T 加热规律设计时, 有一个最佳加温比(公式 9)在此加热比下, 发动机比冲最大。
3. 按照 A-T 加热规律设计时, 燃烧室内静压较低, 可能使组织燃烧增加困难。
4. 进气道总压损失对发动机性能影响最大, 其他损失和飞行高度对比冲的影响都不太大。

参 考 文 献

- (1) Bendot, J.G., Composite Propulsion Systems for an Advanced Reusable Launch Vehicle Application, 2nd International Symposium on Air Breathing Engines, March 1974.
- (2) Billig, F.S., Design of Supersonic Combustors Based on Pressure-Area Fields, 11th Symposium (International) on Combustion, 1967, PP 755-759.
- (3) Billig, F.S. and Dugger, G.L., The Interaction of Shock Waves and Heat Addition in the Design of Supersonic Combustors, 12th Symposium (International) on Combustion, 1969, pp1125-1134.
- (4) Watstrup, P.J., Billig, F.S. and Stockbridge, R.D., A Procedure for Optimizing the Design of Scramjet Engines, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, 1978.
- (5) Watstrup, P.J., Billig, F.S. and Evana, M.C., Critical Consideration in the Design of Supersonic Combustion Ramjet (Scramjet) Engines, AIAA 80-1284R.
- (6) Billig, F.S., Combustion Processes in Supersonic Flow, Seventh International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 85-7026.
- (7) Бажанов, В.Н., Степчиков, А.А.: Анализ Параметров, Определяющих Максимальную Тягу, ПВРД, УДК 629.78.
- (8) Dugger, G.L. et al, Ramjet Technology, Chapter II, Hypersonic Ramjets, PB 193 911, 1970.

Thermodynamic Duct Jet Engine of Three Model—New Type of Space Plane Main Engine

Zhang Guozheng

Abstract

The thermodynamic duct jet engine of three model successively gets into pulse, ram and racket model in the same combustion chamber, when shuttle fly in the time that in lift-off, climbing to upper air and accelerate to more mach and into thin atmospheric air.

Calculated, PRRD jet engine used liquids hydrogen meets one's demands of thrust on all range from lift-off to orbit for single-stage vehicle of horizontal-take-off.

Keywords: Space shuttle main engine, Compound engine, Aerospace plane

Optimum Design of Scramjet Engine

Liu Ling Zhang Zhen

Abstract

The purpose of this paper is to study the optimization of scramjet engine design. The propulsive force of the engine and the engine cycle analysis have been studied. The results of study show that the optimum value of the specific impulse will be attained in the case of heat addition according to constant area-constant Mach number process when the flight Mach number is within $6 \sim 6.6$, while the optimum specific impulse will be attained in the case of heat addition according to constant area-constant temperature process when the flight Mach number is within $6.6 \sim 10$. The performance of scramjet engine is also obtained in this paper using a set of conservation equations with one dimensional flow, involving area change, heat release, skin friction and combustor wall heat transfer.

Keywords: Supersonic combustion ramjet engine, Optimum design,
Computation, Space shuttle main engine