

液氢突扩燃烧冲压发动机性能

王绍卿

(航空航天部31所)

摘要:对航天飞机用液氢突扩燃烧冲压发动机性能进行了比较详细的计算及分析。研究的工作范围为 $Ma=1.50\sim6.50$ 、高度变化范围为 $H=0\sim40\text{km}$ 。并把计算结果与等截面液氢冲压发动机性能进行了比较。计算结果表明,在低空低马赫数时突扩燃烧冲压发动机性能较为优越,而在高空高马赫数时性能基本没有变化。航天飞机使用突扩燃烧室冲压发动机在低空低马赫数时可以部分解决流量匹配问题,还可提高发动机推力、减少溢流阻力。燃烧室结构也较简单。

主题词:突扩型燃烧室,高超音速冲压喷气发动机,航天飞机主发动机,复合式发动机,氢燃料,性能分析

COMBUSTION PERFORMANCE OF DUMP COMBUSTOR IN RAMJET ENGINE USING LIQUID HYDROGEN FUEL

Wang Shaoqing

(The 31st Research Institute)

Abstract: In this paper, the combustion performance of dump combustor in ramjet engine for aerospaceplane was discussed. The ramjet characteristics using liquid hydrogen was calculated and analysed in detail. The results show that the ramjet performance meet the demand of aerospaceplane on propulsion system in the range of $Ma=1.50\sim6.00$ and $H=0\sim40\text{km}$. The calculated results for dump and normal combustors were compared. At low altitude and small Ma number, the results show that the performance of dump combustor is better than normal combustor. That is, the thrust is increased and the resistance of overflow is decreased. At higher altitude and Ma number, the differences in performance are very small. The problem of flow matching is partially solved.

Keywords: Hypersonic ramjet, Space shuttle main engine, compound engine, Hydrogen fuel, performance analysis

符 号 表

$\bar{A}$	相对面积	$q_{m,a}$	等截面燃烧室空气流量
$\bar{A}_D$	突扩比	$q_{m,a,D}$	突扩燃烧室空气流量
H	飞行高度	$\delta q_{m,a}$	空气流量增加百分数 (%)
Ma	马赫数	I_{SP}	等截面燃烧室比冲
$d_{c,in}$	燃烧室进口直径	$I_{SP,D}$	突扩燃烧室比冲
φ	当量比	δI_{SP}	比冲增加百分数 (%)
R	等截面燃烧室发动机推力		下标
R_D	突扩燃烧室发动机推力		1、2、3、4、5 特征截面数
δR	推力增加百分数 (%)	cr	临界截面
δR_{max}	最大推力增加百分数 (%)		

1 前 言

随着世界各国对航天飞机的论证进一步深入,人们越来越认识到水平起降的二级入轨吸气式航天飞机方案具有许多的优点。二级入轨航天飞机的动力系统一般采用组合发动机。它能较好地满足航天飞机对动力装置的要求。组合发动机一般是一个具有转动部件的涡喷发动机或涡扇发动机与一个冲压发动机的组合。这种航天飞机的典型例子是德国研制的 Sanger 航天飞机。它的组合发动机有两种形式。一是涡喷发动机与冲压发动机上下并列安置;另一是涡喷发动机在前冲压发动机在后的串联安置。这两种安置形式各有自己的优缺点,这有待进一步的研究。又知,为了保证航天飞机在分离点处的推力及姿态角,通常设计点选在高空高 Ma 数状态下,这样就导致了在低空低 Ma 数时空气流量大大过剩。对串联安置的组合发动机,过剩空气的溢流会产生很大的溢流阻力。使本来就不富裕的发动机推力更加紧张。而并联发动机,因为涡喷发动机和冲压发动机并联安置,在低空低 Ma 数时,在涡喷发动机进气的同时冲压发动机也可进气分流,这就大大减少了溢流阻力^[1]。这时,如果冲压发动机采用本文提出的突扩燃烧室冲压发动机,则流过冲压发动机的空气流量还可增加 15~28%。使组合发动机的流量匹配问题部分得到解决。并且,推力还可增加 20~25%。采用突扩燃烧室冲压发动机的燃烧效率随油气比的变化比较平缓^[2],适合于飞行状态变化很大的航天飞机动力装置使用。当然,结构简单也是它的一大优点。这是本文的研究目的。

2 性能分析

本文比较详细地对突扩燃烧室冲压发动机性能进行了计算。计算 Ma 数变化范围为: $Ma=1.50\sim 6.50$; 高度变化范围为: $H=0\sim 40\text{km}$; 当量比变化范围为 $\varphi=0.10\sim 1.00$; 燃烧室进口 Ma 数固定为: $Ma_{,2}=0.1832$; 突扩比为: $\bar{A}_D=1.341$ 。取突扩前燃烧室进口面积为参考面积。其直径为 $d_{c,in}=0.540\text{m}$ 。 A_1 为发动机进口相对截面积, $\bar{A}_2$ 为进气道扩压器出口相对截面积,也即燃烧室进口相对截面积,其值为: $\bar{A}_2=1.00$ 。 $\bar{A}_4$ 为燃烧室出口相对截面积,其值等

于突扩比 $\bar{A}_D$ 。按此定义可知:突扩燃烧室与等截面燃烧室进口截面积相等。在突扩后,突扩燃烧室截面积大于等截面燃烧室截面积。其面积增加量为 $\bar{A}_D - 1.000$ 。 $\bar{A}_C$ 及 $\bar{A}_E$ 分别为喷管临界截面和出口截面相对截面积。它们均随 Ma 数及高度 H 的变化而变化。 $\bar{A}_3$ 为突扩前相对截面积,其值为 $\bar{A}_3 = 1.00$ 。突扩后相对截面积为: $\bar{A}_3 = \bar{A}_D$ 。

2.1 推力特性

这里计算用的冲压发动机燃烧室参考直径为: $d_{c,in} = 0.540$ 。燃料为液氢。在冲压发动机能够工作的整个工作菱形区内,所有的计算点均按设计状态计算,以达到最高的发动机性能。所以,冲压发动机的进口截面、喷管临界截面及喷管出口截面均为可调截面^[3]。计算结果如图1所示。

从图可知,推力随 Ma 数变化陡峭。在相同高度条件下,推力随 Ma 数增加而增加。在低空时的变化量大于在高空时的变化量。在相同 Ma 数条件下,推力随高度的增加而急剧下降。这是高空空气稀薄所导致的结果。在航天飞机设计中,为了保证在分离点的推力和姿态角需要,且要发动机尺寸小和台数少,通常把分离点选作设计点。由于进气道可能调节的实际限制,这种设计点的冲压发动机在低空低 Ma 数时推力不太够。为了满足低空低 Ma 数时的推力要求,不得不加大发动机尺寸或提高接力点 Ma 数。本文提出的突扩燃烧室冲压发动机方案,在进气条件和分离点条件不变的条件下,可以提高低空低 Ma 数时的推力。改变的条件仅仅是等截面燃烧室改为突扩燃烧室。改变后,突扩部分燃烧室直径增加16%。由图可以看出,当 $Ma < 3.00$ 时,推力均有增加。 Ma 数越小或高度越低时,推力增加越大。其最大推力增加约为24%。推力增加百分数用下式算出:

$$\delta R = \frac{R_D - R}{R} \times 100(\%) \quad (1)$$

这里计算了 Sanger 航天飞机轨迹的推力变化如下: $Ma = 1.50$, $H = 7.5\text{km}$ 时, $\delta R = 24\%$; $Ma = 2.00$, $H = 12.0\text{km}$ 时, $\delta R = 19\%$; $Ma = 2.50$, $H = 15.0\text{km}$ 时, $\delta R = 9.3\%$; $Ma = 3.00$, $H = 18.0\text{km}$ 时, $\delta R = 1.8\%$ 。增加量最大点在 $Ma = 1.50$, $H = 12.5\text{km}$ 处,其增加量为 $\delta R = 25.4\%$ 。

2.2 流量特性

流量特性指的是进气道空气流量随 Ma 数及高度 H 的变化规律。冲压发动机的空气流量 $q_{m,a}$ 决定于航天飞机的飞行状态。在 Ma 数相同条件下,随着飞行高度的增加,因为空气密度减小,空气流量 $q_{m,a}$ 减少。当选取分离点为设计点时,在低空低 Ma 数时进气道提供的空气流量比发动机需要的空气流量大一倍以上。这过剩的空气必须采用溢流或分流的办法解决。这样会产生溢流阻力。使发动机的净推力下降。致使在此状态下紧张的推力显得更加紧张。空气流量不能充分利用是很大的浪费。本文研究的突扩燃烧室冲压发动机,在低空低 Ma 数时,空气流量比等截面燃烧室提高15~29%。空气流量增加百分数用下式算出:

$$\delta q_{m,a} = \frac{q_{m,a,D} - q_{m,a}}{q_{m,a}} \times 100(\%) \quad (2)$$

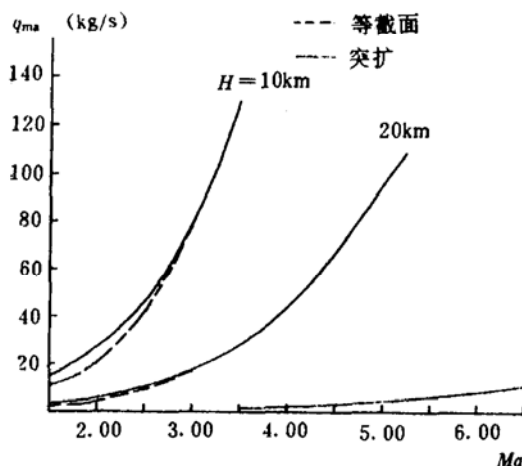


图1 突扩燃烧室推力特性

如图2所示。

从图可以看出:当马赫数 $Ma > 3.00$ 之后,两种燃烧室的空气流量相等。这里计算了 Sanger 航天飞机的几个工作点。在 $Ma = 1.50$ 时突扩燃烧室的空气流量增加百分数为 $\delta q_{m,a} = 11.6\%$; $Ma = 2.00$ 时, $\delta q_{m,a} = 17.9\%$; $Ma = 2.75$ 时, $\delta q_{m,a} = 7\%$ 。当 $Ma > 3.00$ 时 $\delta q_{m,a} = 0$ 。

图3上标出了空气流量相对变化率随 Ma 数和高度 H 的变化情况。

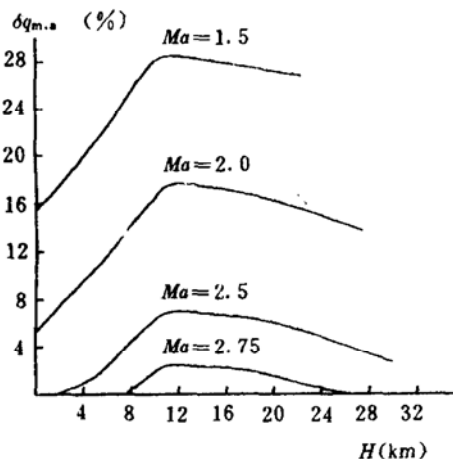


图3 空气流量增加百分数

从图明显地可以看出,随着高度 H 的降低,流量变化率 $\delta q_{m,a}$ 直线上升。在 $Ma = \text{Const}$ 时,随着高度 H 的增加,开始时 $\delta q_{m,a}$ 增加,到 $H = 11.0\text{km}$ 时 $\delta q_{m,a}$ 达到最大值 $\delta q_{m,a,\text{max}}$ 。再之后,随着 H 的增加 $\delta q_{m,a}$ 逐步减少。曲线图的工作点均选在冲压发动机的工作菱形区内。

2.3 速度特性

速度特性指的是比冲 I_{sp} 随 Ma 数及高度 H 的变化规律。液氢突扩冲压发动机的速度特性示于图4。

可以看出,速度

特性曲线的变化规律与等截面燃烧室的变化规律相同^[1]。在高度 H 一定的条件下,比冲 I_{sp} 随 Ma 数的增加,开始时 I_{sp} 增加。到 $Ma = 3.00 \sim 3.50$ 时,比冲达到最大值 $I_{sp,\text{max}}$ 。然后,随着 Ma 数的增加 I_{sp} 逐步下降。直到性能下降太多,无法工作为止。 $I_{sp,\text{max}}$ 随高度 H 略有变化,但最大值的 Ma 数变化范围一般在 $Ma = 3.00 \sim 3.50$ 之间。

突扩燃烧室比等截面燃烧室发动机比冲增加百分数 δI_{sp} 随 Ma 数与高度 H 变化如图5所示。

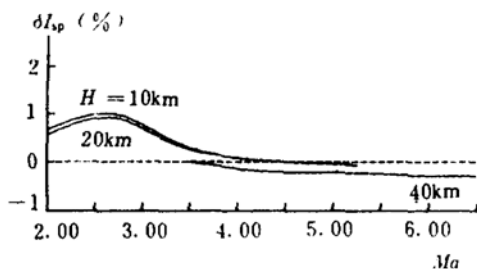


图5 比冲 I_{sp} 增加百分数

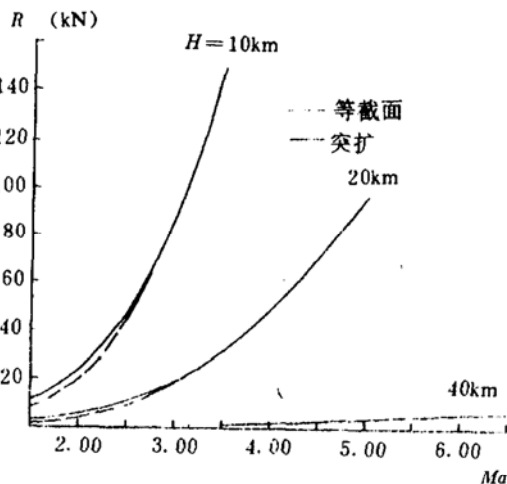


图2 突扩燃烧室空气流量特性

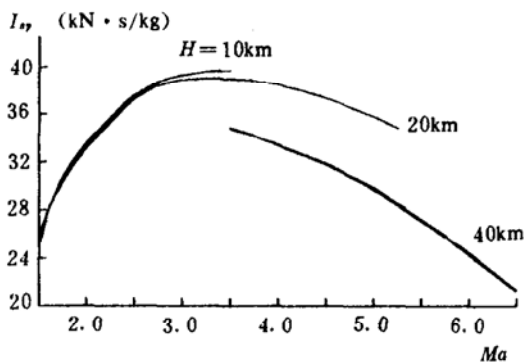


图4 突扩燃烧室冲压发动机速度特性

从图可以看出

比冲 $I_{sp,D}$ 增加百分数 δI_{sp} 变化的总趋势。在低空低 Ma 数时,突扩燃烧室的比冲 $I_{sp,D}$ 比等截面燃烧室比冲 I_{sp} 高;而在高空高 Ma 数时比冲 $I_{sp,D}$ 略有减少。比冲增加百分数用下式算出:

$$\delta I_{sp} = \frac{I_{sp,D} - I_{sp}}{I_{sp}} \times 100(\%) \quad (3)$$

在高空高 Ma 数时 δI_{sp} 在 $0 \sim -1\%$ 之间。这是突扩燃烧室的突扩损失引起的结果。不过,其值甚小,可以忽略不计。

在低空低 Ma 数时,突扩燃烧室冲压发动机因为没有产生热堵塞(等截面燃烧室在 $\varphi = 1.0$,

1. $50 < Ma < 2.75$ 和 $H < 22.5\text{km}$ 时产生热堵塞)和燃烧室气流速度较低,故损失较小。因而 δI_{sp} 为正值。发动机性能略有提高。计算表明,在 $Ma = 2.75$ 和 $H = 2.5\text{km}$ 时 $\delta I_{sp} = 4.1\%$ 。因为其值较小,没有对其变化进行分析。

3 几点结论

根据以上对航天飞机用液氢突扩冲压发动机性能计算分析,可以得出如下几点结论:

- 1) 基本解决发动机在低空低 Ma 数时的流量匹配问题。最大流量提高数为 $\delta q_{m,a} = 15 \sim 29\%$,并可减小溢流阻力。
- 2) 在低空低 Ma 数时推力最大提高为 $\delta R_{\max} = 25.4\%$ 。
- 3) 在低空低 Ma 时比冲略有提高,高空高 Ma 数时比冲基本不变。
- 4) 结构简单。有研制成果可用^[2]。

参 考 文 献

- [1] 诸惠民. 涡扇冲压组合发动机概念研究总报告. 航天飞机吸气式动力装置概念研究(论文集), 863-204-1 联合论证组, 推进技术编辑部, 1989. 9
- [2] 王绍卿. 冲压发动机突扩燃烧室燃烧效率的计算方法. 推进技术, 1992 (1)
- [3] 王绍卿, 林国华. 航天飞机用冲压发动机性能计算总结报告. 航天飞机吸气式动力装置概念研究(论文集) 863-204-1 联合论证组, 推进技术编辑部, 1989. 9

(上接第 78 页)

- [4] Fang-Mo Chang et al. Characteristics of Porous Ammonium perchlorate and Propellants Containing Same. Propellants Explos. Pyrotech., 1990, 15: 261~265
- [5] Bircumshaw L L and Newman B H. The Thermal Decomposition of Ammonium Perchlorate. I. Introduction, Experimental, Analysis of Gaseous Products, and Thermal Decomposition Experiments. Proc. Roy. Soc., 1954, A227: 115~132
- [6] Lista E L. Solid Porous, Coated Oxidizer, Method of preparation and NOVEL Propellant. U. S. P. 3830672, 1974
- [7] Klager K et al. Burning behavior of Porous Ammonium Perchlorate. Fraunhofer-Institute für Treibstoff-Explosivstoffe 10th Int. ICT Jabrestagung, 1979: 283
- [8] Hagihara Y and Ito T. Studies on Porous Ammonium Perchlorate (1) Its Preparation by Treatment of Heating at 315°C under a Reduced Pressure. J. Industrial Explosives Soc. Japan, 1986, 47 (4): 238~247
- [9] Leu A L et al. Burning Behavior of Composite Solid Propellant Containing Porous Ammonium Perchlorate. Propellants Explos. Pyrotech., 1989, 14: 108~112