



模拟火箭引射混合特性的实验研究¹⁾

陈立红 高子阳 张新宇 俞 刚

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放实验室, 北京 100080)

摘要 专门设计了可用于研究箭基组合循环发动机(RBCC)在起动阶段($Ma = 0$)所使用的引射火箭性能的实验装置. 作为初步试验, 研究了不同工况的引射热喷流(一次流)和被引射空气(二次流)之间混合的演变、发展过程, 找出不同来流条件下影响引射性能的主要参数, 为最终探明引射火箭的最佳工作条件打下基础, 同时根据试验结果提出了促进一、二次流混合的可行方案, 便于下一步深入研究.

关键词 箭基组合循环, 引射, 混合

为进一步降低发射成本, 提高发射效率, 世界各国都在竞相研制公认的先进推进系统——箭基组合循环(rocket-based combined cycle, RBCC)发动机^[2~6]. 在低马赫区($Ma = 0 \sim 2$), RBCC以火箭为推进; 当其速度达到一定程度($Ma > 2.5$)火箭关闭, 冲压发动机启动; 当飞行器被加速至高超音速($Ma > 6$), 发动机由亚燃冲压转为超燃冲压; 当 $Ma > 15$ 后, 吸气发动机效率明显下降, 此时重新以火箭为动力, 将飞行器送入轨道. 因此, RBCC集中了火箭和吸气式发动机的长处, 其研制直接关系到超音速巡航导弹、全球战略飞机以及水平起降可重复使用单级入轨空天飞机

等军事、国防以及航空航天事业的发展. 研制RBCC的关键技术之一是启动阶段. 将火箭置于发动机进气道内, 在利用火箭推进的同时, 也利用火箭喷流引射空气, 提高效率. 本文研究不同工况下引射火箭在启动阶段的表现, 结合理论推导, 总结出火箭喷流与被引射空气之间混合的演变、发展过程. 找出不同来流条件下影响性能的主要参数, 为下一步探明引射火箭的最佳工作条件奠定基础.

1 实验装置与实验方案

如图1所示, 实验装置分为模拟火箭、进气段和混合段3部分. 进入燃烧器的氢气与空气燃烧后由喷管喷出, 用以模拟火箭喷流. 喷管出口 $Ma = 2.5$, 截面积为 $20\text{ mm} \times 70\text{ mm}$. 进气段为长 200 mm , $30\text{ mm} \times 70\text{ mm}$ 的等截面通道. 喷管下游设置矩形混合区, 截面为 $100\text{ mm} \times 70\text{ mm}$, 总长 710 mm . 实验测点分布如图1所示. 沿进气段两侧设测压点以研究被引射流的流动情况. 在混合段9个截面的相对壁面上设测温、测压点以研究混合情况. 出口处测总温总压以研究引射效率. 试验程序与数据采集由计算机控制.

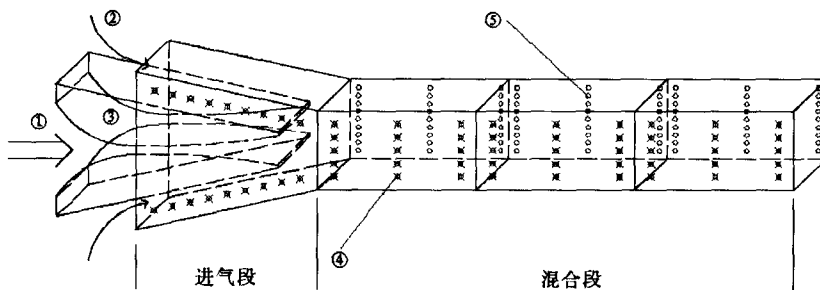


图1 实验装置图

①由燃烧器产生的一次流, ②被引射的二次流, ③超音速喷管, ④壁面静压测点, ⑤壁面静温测点

2 数据处理与分析

本文采用一维可压缩定常绝热流假设, 由质量、动量及能量守恒方程联立求解出一、二次流的平衡压力

及出口条件^[1]. 表1为理论计算与实测结果的比较. 其中, P_1 是一、二次流达到平衡时的压力, P_e 是出口静压, T_{te} 是出口总温. 由表1可见, 实验结果与

2001-09-14 收到第1稿, 2002-01-18 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金项目(19982003)资助.

表 1 流场参数的试验值与理论值的比较

总压总温	实验测得			理论计算		
	$P_1(9.8 \times 10^4 \text{Pa})$	$P_e(9.8 \times 10^4 \text{Pa})$	$T_{te}(\text{K})$	$P_1(9.8 \times 10^4 \text{Pa})$	$P_e(9.8 \times 10^4 \text{Pa})$	$T_{te}(\text{K})$
$9.8 \times 10^5 \text{Pa}, 1000 \text{K}$	0.81	1.13	582	0.78	1.24	533
$9.8 \times 10^5 \text{Pa}, 1500 \text{K}$	0.84	1.13	742	0.88	1.28	692
$1.47 \times 10^6 \text{Pa}, 1500 \text{K}$	0.80	1.22	867	0.72	1.37	813

理论计算基本符合。这说明，尽管实际流动是三维的，我们仍可用从壁面引出的测温测压点得到的数据来表征流动特性。

定义引射系数 (bypass ratio) α 为 $\alpha = m_s/m_p$ 。其中 m_p 是一次流流量， m_s 是二次流流量。由定义式可知， α 是表征引射效率的物理量。实验结果如表 2 所示。

表 2 不同工况下流场参数及引射性能参数

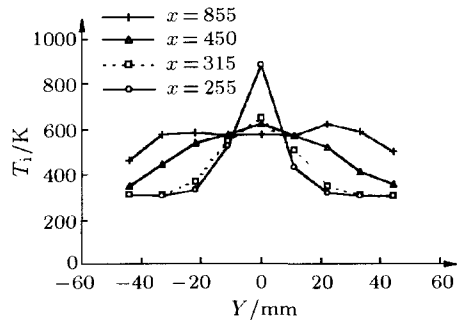
$P_0(9.8 \times 10^4 \text{Pa})$	10	15	20	10	15	20
$T_0(\text{K})$	1000	1000	1000	1500	1500	1500
$m_s(\text{kg/s})$	0.985	1.046	1.048	0.884	0.991	1.028
α	1.74	1.33	0.99	1.90	1.45	1.16

由表 2 可见，同一温度下，随一次流压力增加，引射的二次流流量增加，但引射系数 α 值减少，即一次流压力低时引射效率较高。因此，单纯从引射角度而言，在满足被引射流流量的前提下，应尽量采用较低的一次流压力。但对引射火箭而言，一次流的温度压力性能都是由火箭决定的，而火箭的喷流必然是高温高压。如何在高压的一次流下获得较大的引射效率是引射火箭与其他常用引射器的重要区别。从表 2 还可看到，同一压力下，随一次流温度增加，引射的二次流流量减少，但 α 增加。综合起来说，一次流密度低时引射效率高。当一次流流量达到一定值时，被引射流量发生壅塞。此时，无论如何增加一次流总压，引射流量不再变化。

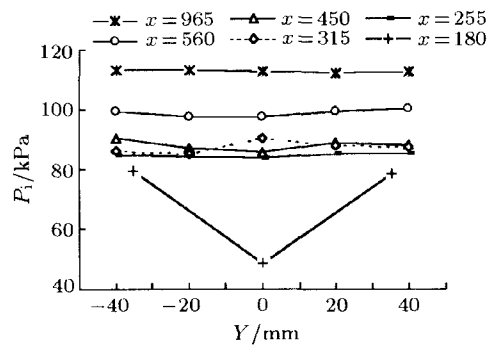
图 2 为各不同截面的温度与压力分布。其中， x 轴坐标原点为二次流入口。相应地， $x = 180 \text{ mm}$ 截面基本对应于一次流出口截面。一次流和二次流的混合包括组份的掺混、动量的平衡和能量的平衡。在本试验中，一、二次流成分可认为大体一致。动量和能量的平衡可用压力和温度来体现。从图 2 可以看出，一次流与二次流的压力平衡较快，而温度则平衡较慢。由于压力以音速传播，在喷管出口下游 $100 \sim 200 \text{ mm}$ 处即达平衡，而此时作为分子热运动剧烈程度标志的温度的梯度仍然很大。当温度趋于平衡时，两股气流

基本上完成动量和能量的交换，故将温度分布作为衡量一、二次流混合情况的标志。

为了比较不同工况下混合的发展，我们定义温度不均匀度 θ 为： $\theta = \frac{\sigma}{(\bar{T} - T_0)}$ 。其中， σ 是同一截面



(a) 典型温度发展图 ($P_0 = 9.8 \times 10^5 \text{Pa}$, $T_0 = 1500 \text{K}$)



(b) 典型压力发展图 ($P_0 = 9.8 \times 10^5 \text{Pa}$, $T_0 = 1500 \text{K}$)

图 2 压力、温度分布图

各点温度的均方差， \bar{T} 是该截面各点温度的平均值， T_0 是二次流初始温度 (常温)。当 σ 值小于某一数值时，我们可以认为温度达到平衡，即两股气流均匀混合。图 3 为不同一次流总压总温时流动混合的比较。对应于同温度 1500 K ，总压为 $9.8 \times 10^5 \text{ Pa}$ 时，混合最快。此时，一次流出口过度膨胀，相应压力低于对应截面上被引射的二次流压力，从而被引射流向中心压缩，两股流迅速掺混，中心温度迅速下降。相反地，总压为 $1.96 \times 10^6 \text{ Pa}$ 时，一次流出口膨胀不足，相应

压力高于对应截面上二次流压力, 致使一次流向外扩张, 有利于两股流掺混. 总压为 $1.47 \times 10^6 \text{ Pa}$ 时, 出口截面压力持平. 从图 3 的 θ 值下降斜率可以看到, 此种混合在初始阶段相对于另外两种工况发展较为缓慢. 对应于同一压力 $1.47 \times 10^6 \text{ Pa}$, 起始时, 一次流总温高的 θ 值高, 这是因为一次流和二次流的温差大造成的. 在混合区前段 ($x < 600 \text{ mm}$), 总温高的一次流与二次流混合时, 混合较快, 由图可见此段 θ 值下降速率较大. 在后段, 不同一次流温度的混合速率大体相当.

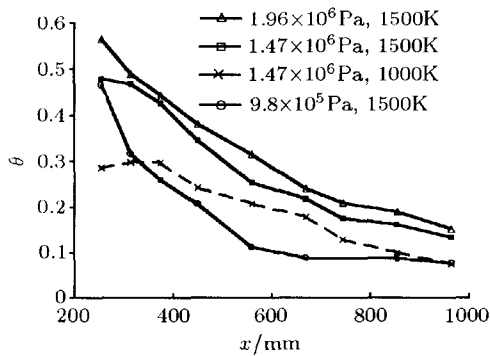


图 3 一次流与二次流的混合沿流向分布

3 结束语

RBCC 是一种新型的发动机, 我国对 RBCC 的研究刚刚起步. 本实验研究和理论分析的相互较验证明: 专门设计的实验装置可用来研究引射火箭的引射性能. 实验结果表明: 一、二次流的压力平衡很快, 而温度平衡较慢. 混合区的流场受一次流压力影响较大. 在一次流压力相同条件下, 尽管不同一次流温度相应的一次流流量和被引射的二次流流量有所差异, 但两股气流所需的混合长度大体相当. 一次流密度低时, 引射效率较高. 但当一次流流量达到一定值时, 引射流量产生堵塞, 引射系数随一次流流量的增加而减少, 使引射效率降低, 应予避免.

参 考 文 献

- 1 Heiser WH, Pratt DT. Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA, Inc, 1994
- 2 Lehman M, et al. Raman Spectroscopy Based Study of RBCC Ejector Mode Performance. AIAA-99-

0090, 1999

- 3 Landrum DB, et al. Investigation of the Rocket Induced Flow Field in a Rectangular Duct. AIAA 99-2100, 1999
- 4 Watkins WB, French JV. Rocket-Based Combined Cycle Propulsion for Reusable Space Launch. IS-ABE 97-7133, 1997
- 5 Czysz P, Little M. Rocket Based Combined Cycle Engine(RBCC)-A Propulsion Systems for the 21st Century. AIAA 93-5096, 1993
- 6 Yungster S. Analysis of A New Rocket-Based Combined-Cycle Engine Concept at Low Speed. NASA/TM 1999-209393, 1999

THE EXPERIMENTAL STUDY OF INJECTION AND MIXING OF THE MODEL EJECTOR ROCKET

CHEN Lihong GAO Ziyang ZHANG Xinyu
YU Gang

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences,
Beijing 100080, China)

Abstract The specific apparatus has been designed for the experimental study of RBCC (Rocket Based Combine Cycle) engines. The ejector rocket was modeled by a hot primary jet that was generated by gas hydrogen/air burning. The injected air entered the test section through a designed channel from atmosphere in order to simulate the flow around the engine at taking off condition (flight Mach number is 0). The object of the present study is to investigate the mixing progress. By selecting the primary jet with different pressure and temperature, the characteristics of the ejection and mixing are studied to explore the dominant parameters. Based on this fundamental study, further researches will be carried out to improve mixing and finally to reveal the principles for optimal ejector rocket.

Key words RBCC (rocket based combine cycle), injection, mixing