



克服“高超声障”的途径*

俞鸿儒[†] 李斌 陈宏

中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室, 北京 100080

摘要 在高超声速飞行条件下, 流入冲压发动机燃烧室并降至低速的空气温度, 随着飞行马赫数增加升得愈来愈高, 燃料与高温空气混合燃烧释放的化学能将部分转化为解离能。这些解离能在长度受限的尾喷管中难以充分复合形成推力, 使冲压发动机性能随飞行马赫数增大而急剧下降。导致冲压发动机不适应高超声速飞行器的推进要求。将此定名为“高超声障”。半个世纪以来, 广泛采用“超声速燃烧”降低流入燃烧室的空气温度来克服这种障碍。虽已取得不少进展, 然而关键性难点仍需继续攻克。为了多途径促进吸气推进高超声速飞行的实现, 提出克服“高超声障”的另一种思路: 保持现有冲压发动机吸气与燃烧方式, 通过催化促进燃气解离组分在尾喷管膨胀过程中的复合, 增大冲压发动机的推力, 达到满足高超声速飞行器的推进要求。

关键词 吸气推进, 高超声速流, 解离, 复合, 催化

1 “声障 (sonic barrier)” 与 “高超声障 (hypersonic barrier)”

飞机速度由亚声速向超声速发展过程中, 出现了“声障”的困扰。“声障”的实质究竟是什么? 又是如何被克服的呢? 钱学森先生于1957年2月在“科学通报”上发表的“论技术科学”^[1]文中, 清晰地说明了这个问题: “在第二次世界大战中, 飞机的时速已达到了700 km, 接近了声音传播的速度(约每小时1000 km)。当时因为初步实验上发现物体阻力在声速附近急骤加大, 在工程师中间也有人以为要飞机超过声速是不可能的, 说存在着声速的墙。就在这时候, 气体动力学家们做出了翼面和机身在超声速气流中的运动理论, 设计了超声速的风洞, 作了许多超声速气流的实验。他们用理论和实验双方并进的方法证明超声速飞机的阻力系数实际上不会太大, 所以并没有所谓声速的墙。在另一方面, 气体动力学家也参加喷气推进机的创造和发展, 大大地增高了飞行推进机的效能, 因而减少它的重量。力学家的这些贡献, 促成了超声速飞行的实现。这一关一打破, 航空的发展更快了。现在流体力学家正在努力于高超声速气体动力学和稀薄气体动力学的研究, 帮助超高空、超高速飞行的实现。”

面对“声障”, 气体动力学家多方面开展工作, 短

期内便促成了超声速飞行的实现。然而从超声速向高超声速发展进程中, 却遭遇出乎意料的困难。迄今已奋战半个多世纪, 仍未实现吸气推进的高超声速飞行。在实现吸气推进高超声速飞行的过程中, 困难重重。试将其中的要害定名为“高超声障”。

如果说“声障”是一种预感, 那么“高超声障”则是工作过程中体验得出的。“声障”的实质并非气动阻力过大, 只要推进动力满足超声速飞行的要求, 超声速飞行便得以实现。同样, 突破“高超声障”也是增大推力以满足高超声速飞行的要求。

2 “高超声障”的实质

1957年苏联人造卫星升天, 标志着火箭推进的高超声速飞行已实现。而吸气推进的高超声速飞行, 迄今仍未出现。由此可以推论: 吸气推进的“高超声障”应存在于吸气推进与火箭推进相异之处。两者基本差别为火箭自带氧化剂, 燃烧系统是独立的, 燃烧室初始条件满足发动机高效工作要求。而吸气发动机的氧化剂来自大气, 发动机性能与来流状态密切相关。

气流总、静温度比 T_0/T_∞ 和总、静压力比 P_0/P_∞ 与飞行马赫数 Ma_∞ 关系如下

$$T_0/T_\infty = 1 + (\gamma - 1)Ma_\infty^2/2 \quad (1)$$

收稿日期: 2007-04-27

* 中国科学院交叉学科项目和国家自然科学基金资助项目 (90605006, 10621202)

[†] E-mail: yuhr@imech.ac.cn

$$P_0/P_\infty = [1 + (\gamma - 1)Ma_\infty^2/2]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2)$$

图1绘出来流总温 T_0 ($T_\infty=218\text{K}$) 和总、静压比 P_0/P_∞ 随飞行马赫数 Ma_∞ 变化曲线. 从图1中曲线可以看到: 两者均随飞行马赫数增大而剧增.

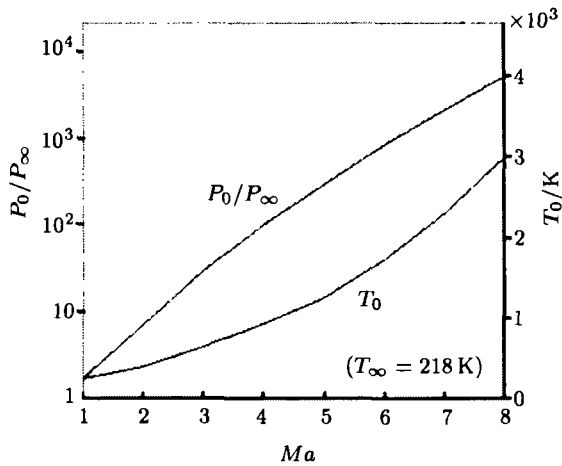


图1 总温和总、静压比随马赫数变化

2.1 气流总、静压力比对发动机性能的影响

冲压发动机燃烧室内为等压燃烧. 等压燃烧循环热效率

$$\eta = 1 - (1/\epsilon)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (3)$$

式中 ϵ 为压缩比 (如气流为等熵压缩, 燃烧室内流速很低, 则 $\epsilon \approx P_0/P_\infty$).

等压燃烧循环热效率 η 随压缩比 ϵ 增加而上升 (图2). 当飞行器马赫数较低时, 气流总、静压比低, 压缩比也低. 因此适用于亚声速和低超声速区工作的涡

轮喷气发动机 (图3) 需增添压缩机将来流增压以提高发动机循环热效率. 当飞行马赫数增加到较高的超声速范围内, 气流冲压已能满足较高循环热效率的要求时, 压缩机及其动力源——燃气轮机就可取消. 这种结构大大简化的发动机就是冲压发动机 (图4). 在高超声速区冲压更高, 有利于提高循环热效率. 因此高超声速气流的高总、静压比, 不会对冲压发动机推力产生不利影响.

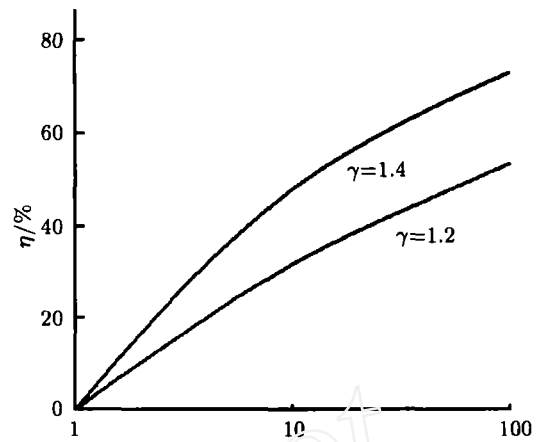


图2 循环热效率与压缩比关系

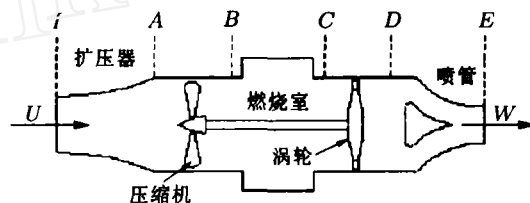


图3 涡轮喷气发动机结构示意图

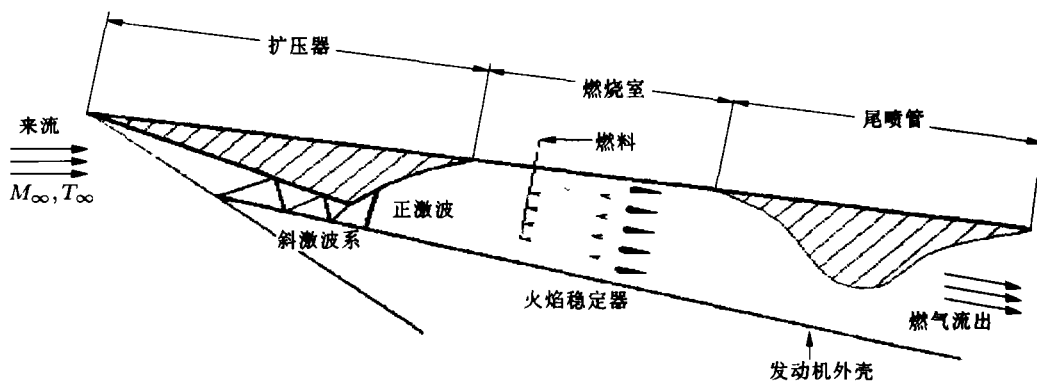


图4 冲压发动机结构示意图

由于飞行马赫数较高时, 气流总、静压比增大, 燃烧室内气压可能升高到结构难以承受的程度. 随着高度增加, 大气压力下降速率很快, 只要稍为增加飞行高度, 这种困难就可克服.

通过多重斜激波使高超声速气流减速, 总压损失较小. 由于斜激波后气流可以是超声速流或亚声速

流^[2], 因此高超声速流可采用多重斜激波减速为超声速流, 也可以减速为亚声速流. 原则上, 无论是超燃冲压发动机还是亚燃冲压发动机都可以采用多重斜激波将高超声速流减速, 降低总压损失. 当然相同的高超声速流减速至亚声速较之减速为超声速, 总压损失会有所增加, 但这不致成为阻挡亚燃冲压发动机

用于高超声速飞行的难以逾越的障碍。

2.2 气流总温对冲压发动机推力的影响

冲压发动机的燃料大多为氢或碳氢化合物, 燃气中含有 4 种元素: 碳、氢、氧和氮。假如燃烧不伴有解离, 则燃烧产物基本上由二氧化碳 CO_2 、水蒸汽 H_2O 和氮 N_2 组成。图 5 为一个大气压下二氧化碳 CO_2 和水蒸汽 H_2O 的平衡组分随温度变化曲线 [3]。

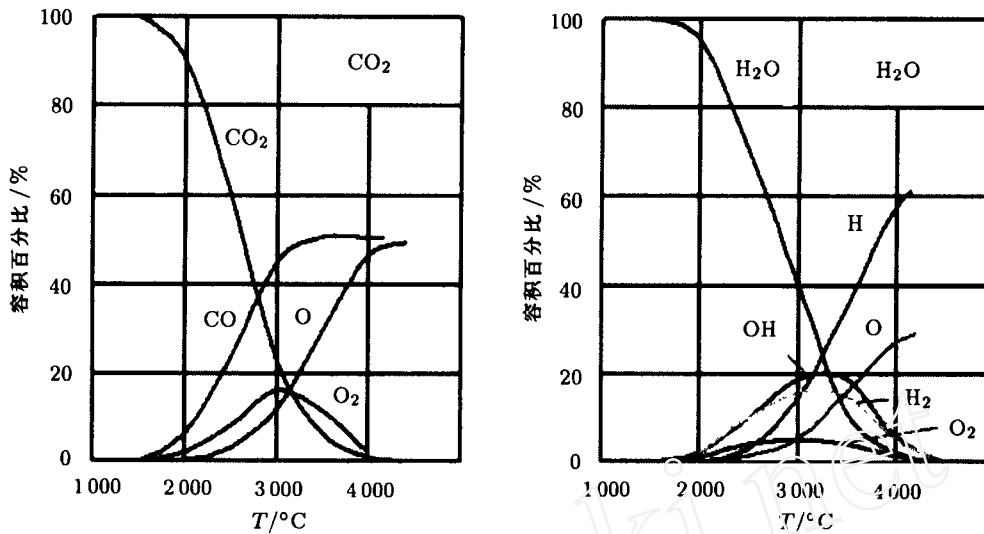


图 5 二氧化碳 CO_2 和水蒸汽 H_2O 的解离与温度的关系

气流总温随飞行马赫数增加而升高, 燃料与高温空气混合燃烧生成物中的解离组分也随空气温度上升而增高。图 6 绘出燃烧室在一个大气压条件下, 化学当量氢与不同马赫数来流混合后等压燃烧产生的燃气温度 T_c 、以及燃气温度与气流总温差 ($T_c - T_0$) 平衡计算曲线。若飞行器在大气温度最低的同温层 ($T=218\text{ K}$ [4]) 飞行, 当飞行马赫数为 3 时, 气流总温 610 K , 燃烧升温 2000°C , 燃气温度达到 $2.6 \times 10^3\text{ K}$, 按图 5 给出的数据, 约有 30% 的 H_2O 分子被解离。在实际过程中, 燃料与来流中的氧气难以达到化学当量比, 加上散热损失, 燃气温度以及解离度要低一些。因此飞行马赫数低于 3 时, 解离对发动机推力影响还不明显。当飞行马赫数进一步升高, 解离影响逐渐显现。当飞行马赫数达到 5, 气流总温升至 $1.3 \times 10^3\text{ K}$, 燃气温度接近 $3 \times 10^3\text{ K}$, 60% 的 H_2O 分子被解离, 燃烧升温降为 $1.6 \times 10^3\text{ K}$, 表明燃烧化学能相当部分不能转换为热能。当飞行马赫数升至 8, 气流总温高达 $3 \times 10^3\text{ K}$, 超过马赫数 3 时的燃气温度。燃烧升温降低到不足 600°C , 但燃烧产物中, 超过 80% 的 H_2O 分子被解离, 表明燃烧化学能只有少量转化为热能, 绝大部分转换为解离能。解离度与气体压力有关。当燃气压力增高, 解离度会有所下降。但在高马赫数飞行条件下, 解离影响总是非常明显。

在高飞行马赫数条件下, 流入燃烧室的大气温

从图 5 可以看到: 当温度高于 $1.6 \times 10^3\text{ K}$ 时, 二氧化碳和水蒸汽开始解离, 出现一氧化碳 CO 、羟基 OH 、原子态氧 O 和氢 H 、分子态氧 O_2 和氢 H_2 。 H_2O 和 CO_2 分子解离度随温度上升而不断增加。当温度超过 $4 \times 10^3\text{ K}$, H_2O 和 CO_2 分子几乎全部分别解离为 H 、 O 和 CO 。因为解离是一种吸热过程, 它将使燃烧化学能转化为可对外作功的热能的量减少。

度升得很高, 使燃料与空气混合燃烧释放的化学能相当部分甚至大部分转换为解离能。这些解离能在长度受限的尾喷管膨胀过程中难以释放出来转化为推力, 导致冲压发动机随着飞行马赫数增加其推力急剧下降。形成吸气推进的“高超声障”。

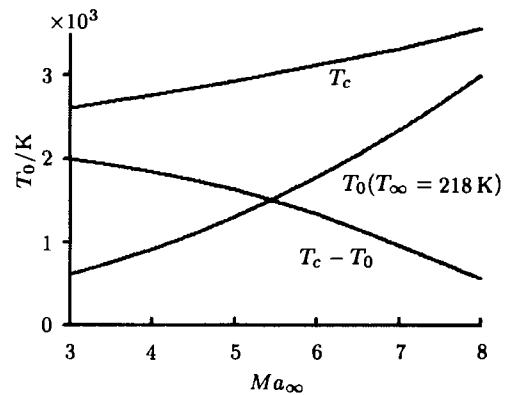


图 6 燃气温度与气流总温差与飞行马赫数关系

3 “超声速燃烧”

如前所述“高超声障”是由燃烧室内空气温度过高引起的。合乎逻辑的克服它的办法就是降低空气温度。如果使高超声速来流只降至超声速, 而非低声速进入燃烧室, 则燃烧室内空气温度将降低。例如在温度 $T=218\text{ K}$ 的大气中飞行, 当飞

行马赫数 $Ma_\infty=8$ 时, 降至低速时气流温度高达 $3 \times 10^3 \text{ K}$; 若将气流马赫数仅降至 $Ma_\infty=3 \sim 4$, 温度只有 $1.0 \times 10^3 \text{ K} \sim 0.7 \times 10^3 \text{ K}$. 相当于飞行马赫数 $Ma_\infty=4.4 \sim 3.4$ 时降至低速时燃烧室内空气温度. 在这种条件下, 解离现象对发动机推力影响将大大降低.

燃烧室内气流为超声速的冲压发动机, 称为超燃冲压发动机. 相应地气流速度为亚声速 (一般为低亚声速) 的称为亚燃冲压发动机. 从图 7^[4] 可以看到: 当飞行马赫数大于 6, 超燃冲压发动机的比冲比亚燃冲压发动机高. 这种“超声速燃烧”的思路很巧妙, 是引人入胜的解决“高超声障”的途径. 长期以来, 国际上广泛地开展了有关研究工作. 然而经过半个多世纪的努力, 人们仍然未能将“超声速燃烧”冲压发动机付诸实用. 阻碍超燃冲压发动机实用化的问题是多方面的, 但其中的关键性难点为推力不足. 导致推力小的影响因素大致可分为两类: 一类与燃烧直接有关; 另一类是燃烧过程中, 如何始终保持气流为超声速状态.

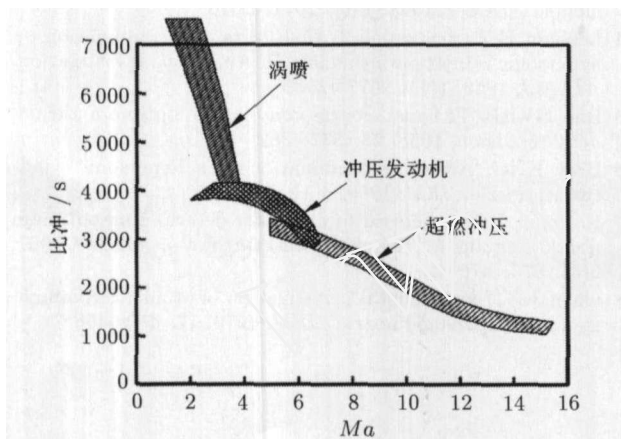


图 7 喷气发动机 (氢) 的比冲

3.1 与燃烧直接有关的问题

虽然燃烧室内空气的马赫数并不太高, 但由于静温高, 气流速度仍很高. 超燃冲压发动机燃烧室长度有限. 因此气流在燃烧室内停留时间短促, 一般只有数毫秒. 流速高和停留时间短是超声速气流中进行燃烧出现各种困难的根源. 这些困难包括: 由于气流在燃烧室内停留时间很短, 燃料与气流的混合不均匀, 使燃料难以完全燃烧; 停留时间短, 着火困难, 当其小于碳氢燃料点火延迟时间时, 需采用特别措施才能点火; 气流速度远远超过由热传导和扩散效应控制的火焰传播速度, 难以形成驻定的火焰阵面等.

3.2 流场结构问题

燃烧过程会改变超声速流场结构, 从而严重影响发动机性能^[5~10]. 甚至在膨胀流中, 由于喷入燃料和燃烧放热, 超声速流都有可能变成亚声速流. 燃

烧释放热量会升高局部气流温度和压力, 降低气流速度、马赫数和滞止压力^[11,12]. 超声速气流中火焰飘移不定, 在燃烧过程中, 可能在超声速流内镶嵌亚声速区. 反压梯度的出现还会形成与底部回流相似的回流区. 实验已观察到这种流场结构^[4].

与燃烧直接有关的问题早就引起人们的关注并开展了广泛的研究. 经过多年工作, 已取得显著的进展. 而始终保持超声速流场的有关问题还没有得到足够的重视. 例如: 超燃发动机燃烧室内是否确实是超声速流场的诊断以及解决与混合、点火等有关的技术难点时是否充分关注可能使超声速流转换为亚声速流等.

一旦燃烧室内超声速流变成亚声速, 则“超声速燃烧”的优点将丧失殆尽. 即便形成超、亚声速混合流或形成回流区, 也将使发动机推力明显下降. 这些与“超声速燃烧”有关的气体动力学问题既复杂又困难, 却是必须面对的.

4 克服“高超声障”的新途径

“超声速燃烧”的特色为将气流由高超声速降至超声速, 而非通常的将来流减速至低速. 高速气流的巨大动能只有部分转换为热能, 使进入燃烧室的气流温度下降. 减轻因空气温度过高引起的燃气的解离度, 减少燃烧化学能转化为解离能, 从而降低发动机推力损失. 然而半个多世纪超燃冲压发动机研制历程显示: 要达到实用化目标, 仍有重大的难点需要继续攻关.

由于化学能在解离过程中基本上未被耗散掉, 只要解离组分在膨胀过程中能够复合, 仍可对外作功. 图 8 示出冲压发动机燃烧室总压为 10.3 MPa (1500 psi) 条件下, 尾喷管内流动为平衡或冻结两种状态下氢燃料的比冲随飞行马赫数变化曲线^[13,14]. 尾喷管出口处气流温度相当低, 该处气流达到化学平衡, 表示燃气解离组分已充分复合. 从图 8 可以看到: 燃气中解离组分复合后的比冲明显高出冻结流. 如果燃烧室压力降低, 两者的差距还会加大.

为了多途径突破吸气推进的“高超声障”, 提出不同于“超声速燃烧”的另一种思路: 不改变亚燃冲压发动机吸气和燃烧方式, 容忍进入燃烧室的气流高温以及燃气解离程度. 而是采取措施促使燃气中的解离组分在膨胀过程中复合, 释放解离能对外作功, 增大冲压发动机推力.

催化具有增快化学反应速率的作用. 提出采用催化措施增加解离组分的复合反应速率, 促进解离组分在尾喷管膨胀降温时快速复合, 以增大冲压发动机在高超声速范围内的推力. 此外, 尾喷管设计得当, 也能促进解离组分的复合^[13~18].

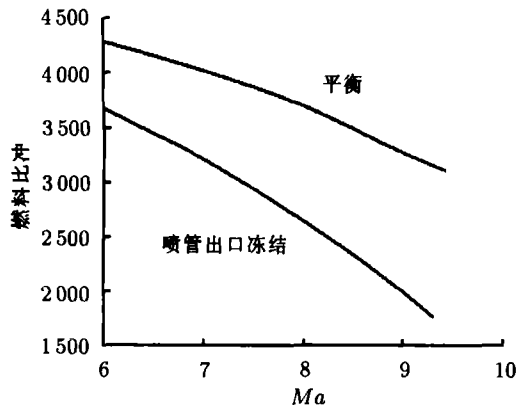


图8 平衡流与冻结流比冲

5 结束语

60多年前,出现了“声障”难题。气体动力学家首先弄清楚“声障”的实质,并参加喷气推进机的创造与发展。短期内“声障”便被突破,人类实现了超声速飞行。类比“声障”本文第一作者将妨碍吸气推进高超声速飞行的关键难点定名为“高超声障”。遵循克服“声障”的成功经验,首先揭示“高超声障”的实质为:在高超声速范围内,流入燃烧室的来流温度升得很高,使燃烧释放的化学能相当部分甚至大部分转换为解离能。这些解离能在长度受限的尾喷管膨胀过程中难以充分释放出来转化为推力,导致冲压发动机随着飞行马赫数增加其推力急剧下降。按此提出对冲压发动机燃气进行催化,促进解离组分在尾喷管膨胀过程中快速复合,以增大冲压发动机的推力。使亚燃冲压发动机也能适应高超声速飞行的要求。

参考文献

- 1 钱学森. 论技术科学. 科学通报, 1957, 97~104
- 2 董秉纲等. 气体动力学. 北京: 高等教育出版社. 1990
- 3 Гурвич АМ, Шаулов ЮХ. 爆炸法热力学研究和燃烧过程的计算. 吴伯译. 北京: 国防工业出版社. 1959
- 4 Ferri A. Mixing controlled supersonic combustion. *Ann Rev Fluid Mech*, 1973, 5:301~38
- 5 Foa J V & Rudinger. On the heat addition to a gas flowing in a pipe at subsonic speed. *JAS*, 1949, 16(2): 84~94
- 6 Foa J V & Rudinger. On the heat addition to a gas flowing in a pipe at supersonic speed. USONR Rep No. Hf-534-A-2, Cornell Aeronaut. Lab. 1949
- 7 Stocker P M. The transients arising from the addition of heat to a gas flow. *Proc Cambridge Philos Soc*, 1952, 48: 482~498
- 8 Zierep J. Theory of flow in compressible media with heat addition. AGARDograph No 1974, 191
- 9 Billig F S. Combustion processes in supersonic flow. *J Propulsion Power*, 1988, 4(3): 209~216
- 10 Curran E T, Heiser W H, Pratt D T. Fluid phenomena in scramjet combustion system. *Ann Rev Fluid Mech*, 1996, 28: 323~360
- 11 夏皮罗. 可压缩流的气体动力学与热力学. 陈立子译. 北京: 科学出版社. 1966
- 12 Emmons H W. Fundamentals of gas dynamics. Oxford University Press, 1958
- 13 Lezberg E A, Francis L C. Effects of recombination on hypersonic ramjet performance: I, Experimental measurements. *AIAA J*, 1963, 1(1): 2071~2076
- 14 Lezberg E A, Francis L C. Effects of recombination on hypersonic ramjet performance: II, Analytical investigation. *AIAA J*, 1963, 1(1): 2077~2083
- 15 Rao CVRB. Exhaust nozzle contour for optimum thrust. *Jet Propulsion*, 1958, 28: 377~382
- 16 Bray KNC. Atomic recombination in a hypersonic wind-tunnel nozzle. *JFM*, 1959, 6(1): 1~32
- 17 Hoffman J D. A general methods for determining optimum nozzle contours for chemically reacting flows. *AIAA J*, 1967, 5(4): 670~676
- 18 Chen J C. Experimental investigation of atomic recombination in a supersonic nozzle. *JFM*, 1979, 17: 450~458

AN APPROACH FOR SURMOUNTING “HYPERSONIC BARRIER”*

YU Hongru[†] LI Bin CHEN Hong

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

Abstract Under the condition of hypersonic flight, the temperature of the air flow entering the combustion chamber of ramjet is very high. A large fraction of the available reactive heat of air and fuel of such high temperature will be transferred to dissociation energy of the products. When the burnt gases run over the exhaust nozzle with limited length, the dissociation energy can not be released fully. As a result, the thrust of ramjet drops and can not meet the needs of propulsion requirement for hypersonic flight. This effect is termed “hypersonic barrier”. For surmounting the “hypersonic barrier”, some tentative ideas are proposed. Under the condition of preserving the breathing and burning modes of existent ramjet, the catalysis is utilized to promote the recombination of dissociation compositions during expansion in nozzle. Thus the thrust of the ramjet may be increased to the extent that the requirements of hypersonic propulsion can be met.

Keywords air-breathing propulsion, hypersonic flow, dissociation, recombination, catalysis

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90605006, 10621202)

[†] E-mail: yuhr@imech.ac.cn