

# 高超声速推进技术的发展前景

张新宇 陈立红

(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:** 高超声速技术是 21 世纪发展我国军事国防以及航空航天高科技必不可少的科研领域。当前, 国家将大力发展高超声速技术已成定局, 有关的基础设施、关键性技术、部件与整机的研究等在未来十年将有较大的发展。高超声速技术是一门跨学科的尖端科学与技术, 范围广、难度大。本文介绍国际上高超声速技术发展状况, 讨论我国对该技术的需求情况以及急需开展的研究工作。同时, 介绍作者有关这方面的想法和研究计划。

**关键词:** 高超声速推进技术 超燃冲压发动机

目前, 火箭基本上可以说是航天技术的代名词。但用于火箭需要自身携带燃料和氧化剂, 这就大大地限制了它的有效荷载, 同时也使它的比冲局限于较低的水平。再加上运载火箭难以回收和重复使用, 使火箭的发射费用一直居高不下。因此在高超声速技术的发展当中, 吸气式发动机再次受到关注。由于吸气式发动机在大气层中飞行时吸入空气与自带的燃料燃烧产生推力, 所以不需要携带氧化剂, 这样可以大幅度提高有效荷载。不仅在入轨发射中体现其优越性, 而且也在高超声速飞机和其它高超声速巡航武器等应用方面也日益受到重视。

我国的火箭技术, 在国家的支持和科技工作者的努力下, 在国际上已占有一席之地。近地轨道与转移轨道发射能力分别可达 10 吨和 5 吨。加上费用方面的优势, 在国际上拥有一定的商用市场。但在吸气式发动机的研究方面, 与火箭技术相比存在着较大的差距, 相关技术基础也较为薄弱。为了适应国际上航空航天技术以及相关军事技术发展的大环境, 有必要了解和掌握国际上的发展现状及发展趋势, 制定我国独立的发展战略规划。

## 1 国际上高超声速技术的发展与动态

高超声速技术的关键之一是推进技术, 而高超声速推进技术的关键是超声速燃烧。这方面的研究工作是在冷战时期的 50 年代初, 以美苏的军备竞赛和竞争制空权而拉开序幕的<sup>(1)</sup>。随后一些发达国家和军事大国也先后开始了各自的研究工作。由于高超声速技术与军事国防有着极为密切的关系, 所以其研究内容大多属于国家机密, 最新研究成果难以公诸于世。因此各国需要建立自己的研究系统, 开展技术积累。

### 1.1 美国

50~60 年代是美国开展高超声速研究工作的第一个高峰期。在完成了 X 系列超声速机 (X1~X5) 的研制后, 开始了以 X15 为代表的高超声速机的研究工作。这个以火箭发动机为动力、导弹外形的高超声速飞行器, 在 59~68 年之间共进行了 199 次飞行实验, 最高马赫数达到了 6.7, 获得了大量气动、材料结构、控制以及高速/高高度下生理状况等重要基础数据。由于研究工作中遇到大量的困难和当时科技发展的局限性, 60 年代后期研究工作渐渐步入低谷, 由飞行实验转化为地面实验。在这一时期 NASA 等建造了一批大型高超声速地面实验装置。进入 80 年代后, 美国提出了 X-30 计划, 以开发可重复使用的低成本单级入轨航天飞机再次在国际上掀起了高超声速研究的浪潮。在 86 年上马的 NASP 计划的巨额支持下, 推出以 X33、X34 为代表的演示机, 试图将过去的将每公斤送入地球轨道的费用从 1~2 万美元降低到 1~2 千美元。在研制演示机的同时也改进和新建了一批大型高焓实验设备, 使研究工作获得了实质性的进展<sup>(2-3)</sup>。NASP 计划结束后, 美国又推出了 Hyper-X、Hy-Tech、RBCC、Venture Star 等计划, 重新提出积极使用吸气式冲压/超燃冲压发动机以及与火箭发动机的组合推进系统, 加速了超燃及冲压发动机的研究步伐<sup>(4-8)</sup>。自年初以来, 美国《航空周刊》上连续刊登了几篇有关超燃冲压发动机研究及发展的报告<sup>(9-10)</sup>。这种在短时间内大量渲染同一内容的报道是不很常见的。采用超燃冲压发动

机为动力的 X43 于今年首次进行马赫数 7 的试飞,但由于火箭失控而导致失败,但 NASA 表示将很快进行下一次试飞。美国空军正在执行的 HySET(Hydrocarbon Scramjet Engine Technology)计划,其主攻目标是研发马赫数 4-8 的碳氢燃料巡航导弹。报告称他们已通过“Barbotage”技术解决了马赫数 8 以下 JP7 航空煤油的超燃问题,但具体技术细节以及最新进展情况未作详细介绍。这足以看出碳氢燃料超燃研究的敏感性。不仅军方重视碳氢燃料,NASA 也丝毫没有怠慢。虽然 X-43A 使用的是氢燃料,X-43B 计划以 RBCC 或者 TBCC 为动力,但 X-43C 已确定为碳氢燃料。

在未来的 20 年之内,美国计划完成以 RBCC 为动力、水平起降完全重复使用的先进天地往返运输系统,将发射费用降低到 100~200 美元/公斤。高超声速战略飞机将在十几分钟内到达世界任何地方。

## 1.2 俄罗斯

在高超声速技术方面,俄罗斯始终处于与美国争占鳌头的地位。在过去的 40 年中,俄罗斯建造了一大批实验设备,进行了大量地面以及飞行实验。近年推出的 Orel 计划目的在于研究重复使用先进天地往返系统的选择方案,以及飞行器结构、材料、发动机等关键技术。提出了采用①驮运飞机空中发射;②第一级吸气、第二级火箭发动机;③RBCC 为动力等推进方式的单级或两级重复使用运载器的实行方案。

由于经济情况的限制,俄罗斯开始与法国、德国及美国等联合开展研究工作<sup>[11]</sup>。98 年俄罗斯 CIAM 首次进行了双模态冲压发动机的飞行实验。发动机挂载在改良型 SA-5 导弹顶部,飞行条件为在马赫 3~6+。发动机在最大马赫 6.4 条件下获得了推力数据。

## 1.3 欧洲

以英、法、德等国为代表的欧洲国家,在 80 年代走向高超声速研究的高峰期,提出了一些研制空天飞机新方案<sup>[12-15]</sup>。其中具有代表性的是 Hotol 计划。它采用吸气式与火箭的组合式发动机,在吸气式发动机加速到马赫数 5 以上后,再用火箭发动机推出大气层。其近地轨道运载能力可达 6~7 吨,经改良后预计最大可达 12 吨。另外一个具有代表性的是 Sangar 计划。它是一个二级重复使用运载器。第一级推进器是液氢涡轮冲压发动机,可把运载器加速到马赫数 6.6。然后由第二级的火箭发动机推入轨道。在高空 36 公里处一、二级分离后,第一级飞回地面。第二级完成任务后滑翔返回地面。

90 年代中期,欧洲又制定了 FESTIP 计划,旨在通过对多个重复使用运载器方案的评估与研究,探索重复使用天地往返运输系统的可行性和大幅度降低发射费用、提高商业以及科学应用前景的途径。经过分析和预研,最后确定采用垂直起飞、水平降落的以火箭发动机为动力的有翼单级入轨运载器为该计划的基准方案。

## 1.4 日本

80 年代后期,日本制定了 HOPE 计划,开发以 H-II 火箭发动机为推进系统的无人重复使用天地往返运载器。其目的是为了承担国际空间站日本实验仓与地面之间的货物运输任务。94 年对试验飞行器 OPEX 进行了实际的再入实验,获得了热结构、热防护方面的数据。96 年又对实验机 HYFLEX 和 ALFLEX 进行了气动特性、制导与控制、材料等多方面的飞行实验。在下一步发展规划中,从计划在 2010 年前后完成的火箭推进单级入轨过渡到计划在 2020 年以后完成的以吸气/火箭组合发动机为动力的单级入轨运载器。

作为组合发动机的基础研究,日本航空宇宙技术研究所在角田研究中心建造了可模拟飞行马赫数 4~8 的高焓自由射流实验装置。99 年完成了马赫数 8 飞行状态下超燃冲压发动机模型地面实验,并获得了推力数据<sup>[16-17]</sup>。

除上述发达国家外,以色列、印度、韩国、台湾等发展中国家和地区也开始或正在积极准备开始这一领域的研究工作。

## 2 我国对高超声速技术的需求

我国现在处在发展高超声速技术的起步阶段，正在制定 2000—2020 年或更长期的规划，特别是“十五”、“十一五”计划的顶层设计。在超声速技术领域，我国已有一定的技术积累和相应的应用。但高超声速技术并不是超声速技术的单纯延续，它们之间存在着巨大的技术鸿沟。认清与国际先进水平的差距，迅速发展我们自己的高超声速技术是当务之急。

天地往返运输系统涉及众多的先进技术，有些比较成熟，有些尚未成熟。对于这些技术可以列出一个很大的清单。但根据我国的经济实力和科技水平发展的现状，我们不可能每项都去做，实际上也没有必要同时去做很多事情。现在对降低空间运输发射成本比较一致的看法是采用组合循环发动机。组合循环不外乎箭基组合循环（RBCC）与涡轮组合循环（TBCC）两大类。它们都离不开宽马赫数工作的超燃冲压发动机。与火箭和涡轮喷气技术相比，宽马赫数超燃冲压发动机技术是不成熟的。所有，如果这个技术得不到突破，火箭与涡轮喷气技术进展的再快，也无法实行组合循环发动机。因此，研究计划要有科学性、循序性。先进天地往返运输系统是一个长期的系统工程，它的发展过程应按照不同技术的成熟程度，一步一步由低到高地进行。对我们来说，还处于基本概念与技术的可行性验证阶段。以超燃冲压发动机为例，这种概念能否获得足够的推力，目前还没有一个飞行器能够给出实际证明。只有得到相应的证明后，才能进入技术发展、演示、子系列发展、缩尺飞行实验、全尺寸实验、发射、运行等系统性的发展。

现代高技术战争的战斗力体现于武器的突防能力，而突防能力的核心就是速度。高超声速（5 倍声速以上）飞行的武器是美国竭尽全力研究发展的杀手锏，计划在下个世纪初投入使用，因此发展我国高超声速技术是国家安全的重大举措。我国高超声速技术尤其是相关推进技术基础十分薄弱，如再不抓紧发展形成威慑力量，就将处于被动挨打的地步。所以发展高超声速技术是关系国家安全的重大决策，是一项长期的研究与发展计划。

### 3 力学所现有研究以及未来的研究计划

#### 3.1 直连式超燃试验台及研究

从 94 年起，在 863 航天高技术计划和国家自然科学基金的支持下，我们一直从事着高超声速推进系统关键问题的基础研究工作，并建成了直连式超燃燃烧实验设备，如图 1 所示。使用该设备已在氢气自点火极限、氢/空气支杆排架混合和燃烧、碳氢/引导氢超燃以及壁面凹腔提高燃烧效率等方面获得了一批成绩和初步成果<sup>(18-23)</sup>。

根据我国国防的迫切需要，我们现在集中在使用碳氢燃料的超燃研究。一般认为，亚燃冲压发动机的速度上限在马赫 5~6。对应于再高的飞行速度，将使用超燃冲压发动机。此时，燃烧室入口处的气流速度将大于每秒一公里。而燃烧室的尺寸在米的量级。这就意味着燃料必须在毫秒内完成整个混合、点火和燃烧过程。在超燃冲压发动机中，燃料采用自点火，即进入燃烧室内的高温高压气体超过燃料的自点火极限，从而引燃燃料。每种燃料对应不同的温度上升速率，即不同的点火延迟时间。在超燃冲压发动机的工作范围内，燃烧的整个时间基本上是由燃料的点火延迟时间控制的。一般，氢气的点火延迟几十到几百微秒，可以满足超燃冲压发动机在毫秒内完成燃烧的要求。而在相同温度下，碳氢燃料的点火延迟时间要比氢高近三个数量级，根本不可能在毫秒内完成燃烧。我们利用现有的条件，采用有氢附加的利用壁面凹腔的超燃燃烧室进行碳氢燃料的超燃实验研究。实验采用现有航空煤油作为主燃料。煤油通过壁面上的小孔垂直于主流注入模拟超音速燃烧室内。利

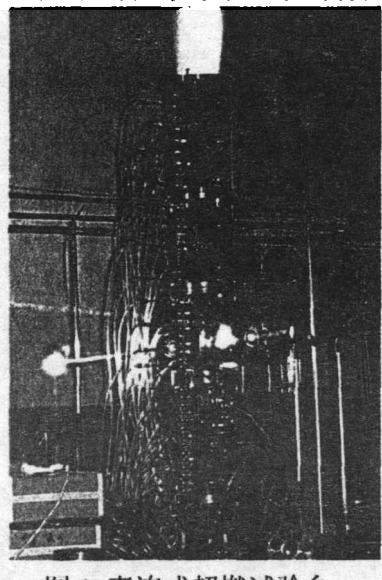


图 1 直连式超燃试验台

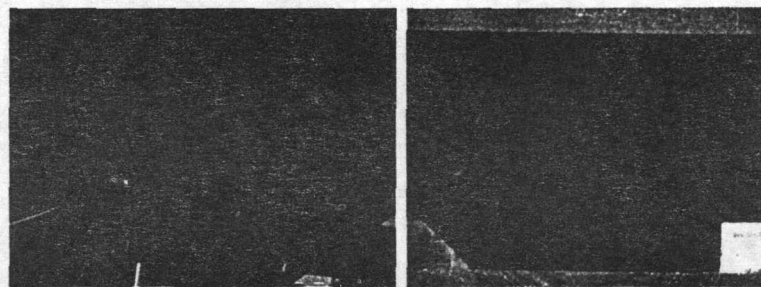


图 2 煤油在超音速下的雾化研究

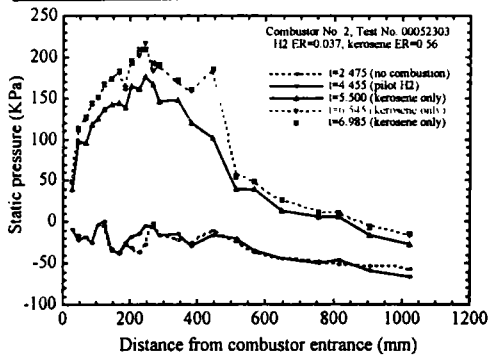


图3 典型实验结果

用油压、掺氢和小孔将煤油雾化，如图2所示。在煤油上游，加一股引导氢，以帮助煤油点火。试验测试了一系列不同的燃烧室结构、不同的喷油压力及孔径、以及不同的引导氢流量对燃烧的影响，典型试验结果如图3所示。目前，能点燃煤油的最小引导氢的当量含量在0.02-0.05之间。这一很小量的氢却大大改善了煤油在超音速下的燃烧性能。这一含量在实际应用中有可能从裂解反应中获得，也可直接添加到燃烧室。

### 3.2 自由射流式高超声速推进装置研制

自由射流式高超声速推进实验装置是用于进行超燃冲压发动机关键技术与应用基础研究的地面实验设施，它直接关系到新一代航空航天飞行器及高超声速武器的研究与发展。由于技术要求高、设备结构复杂，此类设备在国际上仅为少数国家（美、俄、法、日）所拥有。自由射流式的高焓风洞可以提供超燃冲压发动机整体模型的实验条件。一般在高超声速推进系统的实验研究中，直连式与自由射流式是两类必要的设备，缺一不可。如图4所示，高超声速推进实验装置由压气及储气设施、空气加热器、超声速喷管、实验舱、引射器、消音塔以及控制/数据采集/监视系统组成。图5是设备及控制室的照片。

高压气源是产生、储存、提供实验空气的设施，由两台空气压缩机和四个高压气罐(4m<sup>3</sup>，额定压力16MPa)组成。其中一个气罐供存进入空气加热器及发动机模型的气体，另外三个为一组供存储用于引射器的空气。本实验装置需要使用氢气、氧气、空气、氮气和碳氢燃料等多种气、

液体。根据不同用途共设有12条供气管路。每条管路由3个电/气动阀门和1个减压阀控制。减压阀控制供气量，电/气动阀门控制供气时间，并完全由计算机程序控制。

空气加热器是为了模拟高超声速飞行状态时空气的高焓值而设置的部件。飞行器马赫7时的巡航高度一般为25-30km，这时顶角15°的飞行器产生的斜激波后方的温度一般为2000K左右。因此在地面模拟实验时需要把实验空气加热到这个温度。通常采用的加热方法有蓄热器、电弧加热和燃烧等，每种方法各有利弊。综合分析考察优缺点，本设备采用了再生冷却式烧氢补氧加热方法。它在实验空气加入氢

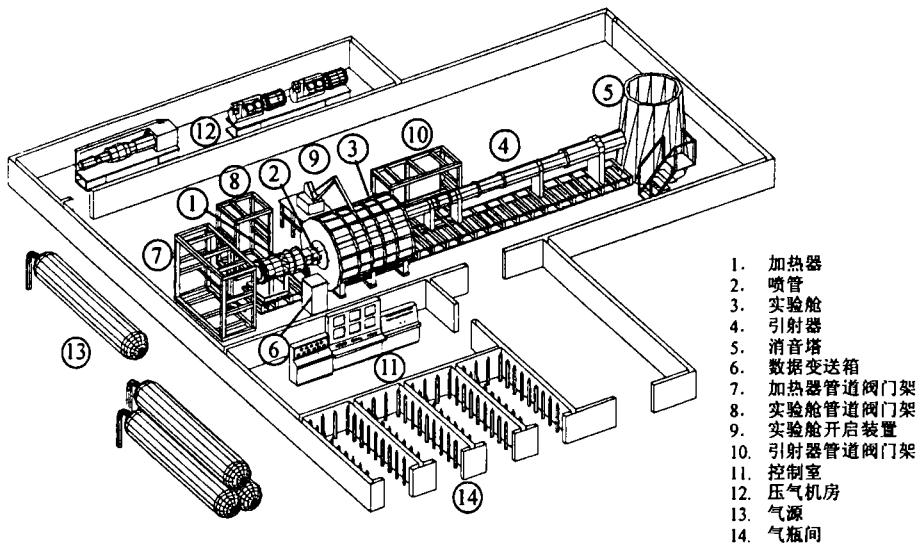
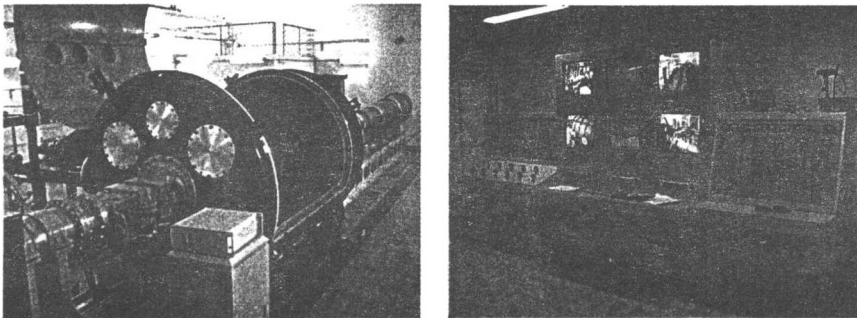


图4 高超声速推进实验装置整体图



(a) 高超声速推进实验装置

(b) 设备控制台

图5 设备照片

气并使之燃烧加热空气，空气中由燃烧消耗掉的氧气成分可通过另加氧气加以补充。与其它加热方法相比，利用这种方法可以大大的节省投资，而且加热性能好，获得的高焓气流总温高、总压高、流量大。

超声速喷管的作用是把由加热器加热后的空气加速到设计马赫数，并以自由射流的形式提供给超燃冲压发动机实验模型。从流场均匀和加工方便的角度出发，本研究采用了二维喷管。喷管出口设计成矩形，面积为  $18.7\text{cm} \times 30\text{cm}$ 。根据出口面积和设计马赫数可以求得自由射流流量约为  $3.5\text{kg/s}$ 。喷管的几何结构可根据流线特征法，用计算机数值模拟进行辅助设计。

实验舱是设置模型并提供高空环境的地方。实验舱直径  $2\text{m}$ 、长  $3\text{m}$ ，在侧壁面设有 3 对观测窗（中心分别距实验舱始端  $0.3\text{m}$ 、 $0.8\text{m}$ 、 $1.9\text{m}$ ）。上游两对用于观察喷管实验气流和模型进气道情况，下游一对用于观察模型燃烧后尾喷管的排气情况。在实验舱上游断面设置了五个窗口，根据具体需要供观察或舱内外管、线路连接使用。在实验舱两侧下面共设有八个窗口供舱内外管、线路连接使用。实验舱上半侧面可用电动涡轮蜗杆掀开  $180^\circ$ ，供实验模型搬入搬出。实验舱密封采用充气橡胶管。

本装置采用一级空气引射作为设备的排气系统，一方面提供实验舱内的高空环境，另一方面排除实验气流以及发动机模型的排气。引射器喷管工作压力为  $3\text{MPa}$ ，流量  $25\text{kg/s}$ ，设计马赫数  $4.2$ ，可到达最低压力为  $4\text{kPa}$ 。为降低实验噪音，在引射器下游设置了内径  $2\text{m}$  钢筋混凝土浇筑的消音塔，穿过屋顶。在消音的同时把实验气流排出室外。

设备供气系统以及控制气各管路的压力由 38 个数码显示压力表实时监视。共有 224 路数据采集通道可同时采集设备管路压力、加热器压力/温度、实验舱压力、引射器压力、发动机模型壁面压力分布与温度分布、测力天平的受力输出等实验数据。采集速度约为  $224\text{路} \times 150\text{组/s}$ 。

5 路监视摄像头分别用于监视实验舱内部流场/超燃冲压发动机模型以及设备各主要部分。监视画面显示在控制台上的 5 台监视器，并可记录在录像机和计算机硬盘上。

由于高超声速飞行器的设计为高度一体化，所以经机体前身及斜激波压缩，发动机入口处的马赫数一般可认为是飞行马赫数的  $0.8$  倍。本设备用于发动机实验，超音速喷管出口处马赫数为  $5.6$ ，实际上模拟马赫  $7$  飞行状态的超燃冲压发动机的工作情况。

在完成本设备调试后，将对第一台超燃冲压发动机模型进行实验。模型见图 6，主要参数见表 1。

下一步的研究包括以下几方面。发动机模型设置后，它的堵塞比（发动机进气道入口与设备喷管出口的面积比）直接影响自由射流喷管的实验气流流场能否建立起来。图 6 中模型堵塞比为  $25\%$ 。通过对模型设置位置，实验气流总温、总压、流量，以及实验舱压力等参数的探讨，研究在不同条件下设备的起动性能。

考虑实验时间不超过  $10\text{s}$ ，同时从结构简单出发，本发动机模型采用热沉式冷却方法，不用水冷。但采用传热性能好的紫铜作为发动机模型的材料。通过对进气道唇口和模型内部受热情况的分析，判断模型本身的耐热性能以及水冷的必要性。同时研究在具有热负荷情况下，模型承受实验气体风压的结构强度。

本实验模型侧壁面沿轴向共设有 16 个静压测量孔。内径  $1\text{mm}$  的导压管需从模型侧壁引到数据采集装置。这样导压管必须暴露在实验气流的高温之中，而这样的细管是无法承受  $2000\text{K}$  的高温的。同样，

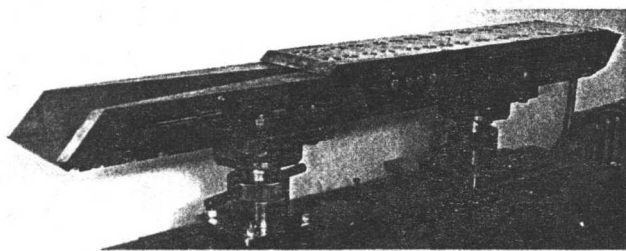


图 6 超燃冲压发动机模型

表 1 超燃冲压发动机模型参数

进气道	入口截面	$20\text{cm} \times 7\text{cm}$
	收缩比	4
	楔角	$9^\circ$
燃烧室	入口截面	$5\text{cm} \times 7\text{cm}$
	长度	$60\text{cm}$
尾喷管	膨胀比	1.7
	长度	$30\text{cm}$

将来通往发动机模型的燃料供应管路也存在这个问题。因此，本研究在模型侧壁及下方设置防热板，阻止热气流直接接触各种与模型相连的管、线路以及模型支架。

各路实验气体的压力、流量，加热器总温、总压，实验舱压力，引射器压力、流量等设备参数与静压分布等模型参数同时由数据采集系统采集并处理。

#### 4 总结

我国现在处在发展高超声速技术的起步阶段，正在制定 2000—2020 年或更长期的规划，特别是“十五”、“十一五”的顶层设计。现代高技术战争的战斗力体现于武器的突防能力，而突防能力的核心就是速度。因此发展我国高超声速技术是国家安全的重大举措。我国高超声速技术尤其是相关推进技术基础十分薄弱，如再不抓紧发展形成威慑力量，就将处于被动挨打的地位。所以发展高超声速技术是关系国家安全的重大决策，是一项长期的研究与发展计划。

#### 参考文献

1. E.T. Curran, "Scramjet Engines: The First Forty Years", ISABE 97-7005, 1997
2. E.T. Curran & S. N. B. Murthy, "Scramjet Propulsion," Progress in Astronautics and aeronautics, Vol. 189, 2001
3. J. M. Tishkoff, et al. "Future Direction of Supersonic Combustion Research: Air Force/NASA Workshop on Supersonic Combustion", AIAA 97-1017, 1997
4. R. A. Mercier & T. M. F. Ronald, "Hypersonic Technology (HyTech) Program", ISABE 97-7027, 1997
5. V. Rausch, et al. "Hyper-X Program Overview", ISABE 99-7213, 1999
6. A. Boudreau, et al. "Developmental Testing of Ramjet/Scramjet Propulsion Systems", AIAA 93-5121, 1993
7. "Hyper-X Production Begins in Support of 1999 Flight Test", B. A. Smith, Aviation Week & Space Technology, 1997
8. "US Air Force Hypersonic Technology Program (HyTech)", R. A. Mercier and T. M. F. Ronald, AIAA 7<sup>th</sup> International Spaceplanes and Hypersonics Systems and Technology Conference, 1996
9. C. Covault, "Hypersonics Strategy Sets Stage for 'Next Great Step'", Aviation Week & Space Technology, 2001
10. S. W. Kandebo, "Landmark Tests Boost Scramjet's Future", Aviation Week & Space Technology, 2001
11. R. Walther, et al. "Progress in the Joint German-Russian Scramjet Technology Program", ISABE 95-7121, 1995
12. H. Kuczera, et al. "The German Hypersonics Technology Programme Status 1993 and Perspectives", AIAA 93-5159,
13. M. Sancho, "The French Hypersonic Research Program PREPHA: Progress Review", AIAA 93-5160, 1993
14. A. Chevalier & F. Falempin, "Review of New French Facilities for PREPHA Program", AIAA 95-6128, 1995
15. Ph. Novelli & W. Koshel, "Progress of the JAPHAR Cooperation Between ONERA and DLR on Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA 2001-1870, 2001
16. S. Nomura, et al. "NAL New Hypersonic Wind Tunnel System", AIAA 93-5006, 1993
17. H. Taniguchi, "Development Plan and Status of the RLVs", AIAA 2001-1874, 2001
18. J. Li, et al. "Experimental Studies on Self-Ignition of Hydrogen/Air Supersonic Combustion", Journal of Propulsion and Power, Vol. 13, No. 4, pp. 538-542, 1997
19. C. J. Sung, J. G. Li, G. Yu, "Chemical Kinetics and Self-ignition in a Model Supersonic Hydrogen-Air Combustor", AIAA J, Vol.37, No.2, pp.208, 1999
20. G. Yu, et al. "Hydrogen-Air Supersonic Combustion Study by Strut Injectors", AIAA-98-3275, 1998
21. G. Yu, et al. "Investigation on Combustion Characteristics of Kerosene-Hydrogen Dual Fuel in a Supersonic Combustor", AIAA 2000-3620, 2000.
22. X. Chang et al. "Development of a Facility for Model Scramjet Testing", AIAA 2001-1857
23. G. Yu et al. "Investigation of Fuel Injection and Flame Stabilization in Liquid Hydrocarbon-Fueled Supersonic Combustors", AIAA 2001-3608