第 37 卷 第 4 期 力 学 进 展 Vol. 37 No. 4
2007 年 11 月 25 日 ADVANCES IN MECHANICS Nov. 25, 2007

# 高超音速飞行器及其关键技术简论*

杨亚政 [1,2,†] 李松年 [1] 杨嘉陵 [1]

[1] 北京航空航天大学, 固体力学研究所, 北京 100083
[2] 中国科学院力学研究所, 北京 100080

**摘 要** 简要评述了高超音速飞行器及其关键技术, 包括: 高超音速飞行的定义、高超音速流动的特征、高超飞行覆盖范围、高超飞行器蒙皮温度、以及高超飞行设计特点; 高超飞行器的背景; 高超飞行器研制的发展简史, 及经验与思考; 吸气式高超飞行器典型设计过程、发展战略、技术规划、和关键技术领域.

**关键词** 高超音速流动, 吸气式高超飞行器, 涡轮发动机, 冲压喷气发动机, 涡轮基组合循环, 火箭基组合循环, 热防护系统

## 1 引 言

### 1.1 高超音速的定义 [1~3]

根据经典高超音速高温气体动力学教科书 [1] 和美国国家研究会议对美国空军高超音速规划的评估报告 [2], 高超音速定义: 一般认为大于 5 倍音速的速度称为高超音速; 飞行器越细长, 发生明显高超效应的 $M$ 数就越高; 在发动机内部, '高超' 这一术语指的是在驻点处, 温度高到化学反应变得很重要, 气体行为不能再用简单模型代表 [2]. 这个定义只是一个经验性的规则 [1], 当一个流动从 $M$=4.99 变到 $M$=5.01 时, 不能认为流动从超音速马上就变成高超音速了. 科学地讲, 高超音速流动最好定义为一个范围, 在这个范围内, 当 $M$ 数增加时, 某类物理现象逐渐变得越来越重要. 在有些情况下, 一个或几个物理现象在 $M > 3$ 时可能变得重要, 而在另外一些情况下, 直到 $M$=7 或更高时才变得重要. 所以了解高超音速流动, 首先就需要了解伴随高超音速流动所发生的一些特殊现象 [1].

### 1.2 伴随高超流动的一些特殊物理现象 (特征)[1]

薄激波层 (thin shock layers) 是高超音速流动的一个基本特征. 根据激波动力学理论, 激波与物体之间的流场定义为激波层 (shock layer). 对高超音速流, 激波层非常薄, 也就是说激波与壁面的距离很接近于边界层的尺度. 由此产生了激波与附面层相互干扰的 '黏性相干'(viscous interaction) 现象. 另外一个典型现象是熵层 (entropy layer). 它是指高超气流经过头部激波发生很强的熵梯度. 这个 '熵层' 流向下游, 基本上覆盖了离开头部很远的大部分飞行器表面, 由于这个熵层区也是一个很强的旋涡区, 它与在其内沿物体表面增长的附面层相互影响, 产生了旋度相干 (vorticity interaction). 高超音速气流经过物体由于黏性摩擦在物体表面上产生附面层, 附面层的特性受其内部的温度特性主导. 高超音速流动的一个特点就是其附面层厚度增加得比低速度流动中附面层厚度增加得要快得多, 根本原因就是高超音速附面层内的温度增加得快. 高超流动中这种厚附面层会对附面层外边界的非黏性流动产生比较大的影响, 这属于前面提到的黏性相干. 黏性相干对于高超音速飞行器表面的压力、升力、阻力、稳定性有很大影响. 另外飞行器表面的摩擦和热传递也因这种相干而增加. 在预测气动加热的温度和加热率时, 必须考虑这种相干作用. 高温流动 (high temperature flows) 像高速气体流经物体时形成强激波的后面会产生很高的温度, 这时会发生化学反应. 当温度增加高到一

收稿日期: 2007-03-01, 修回日期: 2007-09-17
* 北京市教育委员会工程力学共建项目资助 (XK100060522)
† E-mail: yzyang@cstam.org.cn



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

定程度就足以激励气体分子内的振动能. 再增加温度, 就引起气体的解离 (如氧分子 $O_2 \leftrightarrow$ 氧原子 2O, 氮分子 $N_2 \leftrightarrow$ 氮原子 2N). 再增加温度就会引起电离 (如一氧化氮 NO$\leftrightarrow$ 一氧化氮离子 $NO^+$+ 电子 $e^-$, 氧原子 O$\leftrightarrow$ 氧离子 $O^+$+ 电子 $e^-$). 这个解离和电离的程度和过程是随气体温度变化而变化的. 比如当气体温度达到 2000 K 时, 气体氧分子就开始解离; 而在 4000 K 时, 氮分子开始解离. 当在 9000 K 时会出现电离. 这种现象因不同飞行器的飞行轨迹而异 [4]. 如果高超音速飞行器表面为烧蚀材料防护, 那么烧蚀的产物也会存在于附面层内, 从而引起复杂的碳化氢化学反应. 从这两方面考虑, 我们都可以认为高超音速飞行器表面是为化学反应附面层所覆盖的. 不仅如此, 对高超音速流动来讲, 不只是附面层是化学反应的, 而且高超音速飞行器的整个激波层也可能是为化学反应流所控制的. 因此在飞行 $M$ 数达到一定程度, 特别是再入情况, 预测气动加热时就必须考虑气流的化学反应模型. 一般流体力学, 高超音速空气动力学属于连续介质范畴, 它适用于从海平面到一定高度范围. 当高度非常高时, 空气非常稀薄, 气体密度很小, 这时连续假设就不成立了, 因而也就不能再用一般的空气动力学理论, 需要采用分子动力学理论来解决高超流动问题, 这时的空气动力学称之为低密度流体力学, 或稀薄空气动力学. 实际应用中需要考虑低密度效应的有 3 种情况: 发动机喷管流动、尾流、以及高空高超流动 (飞行器机翼前缘部位).

### 1.3 高超飞行覆盖的范围 [5]

在速度高度图中, 高超音速飞行覆盖了广阔的区域 (包括速度从零到轨道速度甚至更高, 高度从海平面到大气层上部再到近地球轨道 (low earth orbit, LEO), 再到月球 ...). 在文献 [5] 中, 将高超飞行任务分为 3 个系统: (1) 再入系统, 如速度 $v>9$ km/s 的 Apollo、乘员探险飞行器 (crew exploration vehicle, CEV)、火星和大行星探测器、大卫星; 如 $v<9$ km/s 的空间运输系统 (space transportation system, STS), 水星探测器. (2) 上升系统, 如 $M>15$ 的空天飞机 (national aerospace plane, NASP), 和 $M<12$ 的先进运输系统 (advanced transportation system, ATS). 像吸气式二级入轨 (two-stage-to-orbit, TSTO) 和单级入轨 (single-stage-to-orbit, SSTO) 这样一些执行进入空间任务的先进重复使用飞行器, 既包含上升系统, 又包括再入、下降、和着陆 (entry, descent, and landing systems, EDL) 系统. (3) 巡航系统, $4<M<12$, 如打击和全球到达飞行器.

### 1.4 高超飞行器表面温度估计

为了给设计者和分析人员在概念设计阶段对高超音速飞行器所经受的 '高' 温有一个具体的数量级概念, 我们在表 1 中给出高超飞行器表面温度估计值 [6], 相信这些是会有帮助的. 当然真实的表面温度数值是需要根据气动加热方法和工具预测, 并还需要进行地面风洞试验和飞行试验加以确认.

表 1 表面温度估计 [6]

| 飞行器 | $M$ | $T$ / K |
|---|---|---|
| Convair B-58 | 2 | 420 |
| North American XB-70 | 3 | 550 |
| North American X-15 | 6 | 900 |
| Waverider | 8~10 | 1000 |
| Waverider | 25 | 1650 |
| Space Shuttle | 25 | 1500 |
| ICBM | 20~25 | 6000 |

说明: X-15 实验飞机在 $M=7$ 时, 表 1 中数据不适用. 航天飞机大气层再入时, 为 1600 K; Apollo 太空舱和洲际弹道导弹 (intercontinental ballistic missile, ICBMs) 大气层再入时, 温度高达 7000 K.

### 1.5 高超音速飞行器设计中的特点

高超音速飞行器经受了比常规 (亚 / 超音速) 飞行器更严峻的环境条件, 和更严格的要求 (任务、运行、技术、成本). 气动加热 (加热率和热载) 和高温 (及高温度梯度) 成为高超飞行器设计中最基本的特点. 对于空间飞行器, 它所经受的环境远比大气层内超音速飞行器要严峻得多, 特点是气动加热温度高、动压力强、声振频率高. 对于在近地空间 (如近地球轨道 LEO) 飞行和深层空间运行的飞行器, 还要承受更严峻的银河系宇宙射线和太阳粒子的电磁辐射、轨道碎片高超冲击、原子氧化等恶劣环境作用. 表 2 给出了火箭式高超飞行器 (hypersonic rocket vehicles, RHV) 与吸气式高超飞行器 (hypersonic airbreathing vehicles, AHV) 在设计上的一些不同特征 [6~8].



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 2 火箭式高超飞行器 (RHV) 与吸气式高超飞行器 (AHV) 的比较 [6~8]

| 火箭式高超飞行器 (RHV) | 吸气式高超飞行器 (AHV) |
|---|---|
| 飞行方式<br>• 非常快地获得高度 (上升段时间短), 从而降低了载荷和气动加热.<br>• 当前运行的系统对高超飞行相当不敏感.<br>• 上升段高超飞行不是飞行器设计的推动力, 因为设计结构的气动载荷是由跨音速段决定的. 在上升段, 气动加热不严重, 影响不大, 实际的气动加热情况复杂由再入飞行段决定. | 飞行方式<br>• 必须在低高度 (30~50 km) 做长时间飞行, 以保持较高动压, 保证获得最大的发动机性能.<br>• 上升段的高超飞行是 AHV 设计的主要内容.<br>• 由于长时间的高动压, 所以气动性能和整个表面的气动加热是飞行器设计的主要推动力.<br>• 机体 / 推进 / 热气动力一体化是 AHV 设计突出的问题. |
| 不喜欢大气层<br>• 只在大气层内加速.<br>• 很快飞出大气层.<br>• 倾向垂直发射.<br>• 比冲 $ISP$ 低. | 喜欢大气层<br>• 在大气层内加速和巡航.<br>• 在大气层内长时间巡航.<br>• 倾向水平发射.<br>• 比冲 $ISP$ 高. |
| 阻力<br>• 在上升段阻力不是问题, 希望在下降段减速.<br>• 钝头体. | 阻力<br>• 优化阻力.<br>• 薄细长体, 厚度弦长比 ($t/c$) 小. |
| 重量是关键<br>• 质量分数——占总起飞重量(grosstake-off-weight, GTOW)的30%.<br>• 要求是对重量敏感的. | 体积是关键<br>• 质量分数——占GTOW的10%.<br>• 要求是对体积敏感的, 体积推动阻力. |
| 发动机在机体后面<br>• 重量来自聚集在发动机附近的部件.<br>• 尾部重.<br>• 重心很难前移.<br>• 承大压缩载荷的结构. | 发动机在机体中部<br>• 很容易得到稳定性.<br>• 容易控制重心.<br>• 为控制重心将液氧箱 (liquid oxygen tank, LOX) 分开. |
| 热防护系统 (thermal protection system, TPS)<br>• 下降段是推动力.<br>• 短的上升时间导致了低热载. | TPS<br>• 上升段是推动力.<br>• 长的上升时间导致了高热载. |
| 前缘<br>• 由于希望得到降低阻力, 导致了钝头体.<br>• 低热流. | 前缘<br>• 阻力低和厚度 / 弦长比小, 导致了尖锐形前缘.<br>• 高热流. |
| 箱体<br>• 筒形对重量敏感, 对体积不敏感. | 箱体<br>• 由于体积和阻力是关键, 所以导致保形. |
| 结构<br>• 机翼受载小.<br>• 推进 / 机体不是高度一体化. | 结构<br>• 机翼受载大 (一些 AHV).<br>• 推进 / 机体高度一体化.<br>• 由于薄横截面和高热流 / 热载导致了热机翼和控制面. |
| 起落架<br>• 由空载下降段决定尺寸.<br>• 受载小.<br>• 重量轻. | 起落架<br>• 由满载上升段决定尺寸.<br>• 受载大.<br>• 重量大. |

## 2 为什么要研究高超飞行器?

### 2.1 军事背景

#### 2.1.1 新世纪的军事形势

20 世纪 90 年代海湾战争和巴尔干冲突中, 美国空军攻击和侦察能力不足的问题非常突出, 促使人们将解决问题的重点放在高空、高速和全球迅速反应、侦察、精确打击能力 [9]. 1994 年美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 发表了 Arnold D Aldrich 的进入空间研究的总结报告 [10]. 同时, 空间作战受到了高度重视. 1998 年, 美国空军空间司令部 AFSPC (Air Force Space Command 现在已经改为空间战斗司令部) 已经开始启动了军事空间飞机计划 (military spaceplane system, MSP)[11]. 2000 年发表的美国空军 2020 愿景规划: 全球警戒、范围、和力量 [12] 报告指出: 美国空军的任务是 "通过空天力量保卫美国及其利益", 并提出了美国空军到 2020 年的高超飞行器发展的规划建议. 2001 年成立了以前国防部长拉姆斯费尔德 (Rumsfeld) 为首的空间战委员会, 专门研究空间战问题, 发表了报告 [13]. 2004 年 1 月 14 日美国总统布什发表了 "复兴美国探索精神: 美国空间探险的总



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

统意见 (或愿景)[14] 政策讲话，指出：美国国家空间政策的基本目标是通过健壮的空间探险规划，提升美国的科学、安全、和经济利益. 2004 年 12 月布什总统签署了新的国家空间政策："为了国家和本土的安全、民事、科学、和商业目的，要保证国家进入空间和利用空间的能力 [15]. " 2005 年美国战略司令部司令 James Cartwright 将军在向美国参议院作证时提出了美国战略司令部的八项空间战的任务 [16]：全球威慑；从天基的军事行动进行全球支持；全球情报、监视、和侦察；全球打击；全球信息和网络运行；全球指挥和控制；全球一体化的导弹防御协调；全球大规模杀伤战斗武器，也就是说要做到具有"控制和保护空间"的能力.

2.1.2 研制高超飞行器的军事意义 [3,16]

从军事和安全角度讲，首先，高超音速飞行器和导弹应具有在几十分钟内就能对地球上任何一点做出迅速反应的能力. 同时，高超飞行器还具有诸如突防能力强 (高超音速飞行器本身就不容易防御，如果再加上隐身，那就更不容易防御了)；生存性高；独立性强 (如对像加油机、电子干扰机、护航机、和机载控制等这样一些支持飞机和设备的依赖性低) 等优点. 其次，在导弹防御系统 (national missile defense, NMD) 中，高超音速导弹能在几分钟内击落入侵的对方导弹. 具有在空间和高空、远距离的情报、监视、和侦察 (intelligence, surveillance, and reconnaissance, ISR) 能力.

### 2.2 技术背景 —— 要求和推动力

自 20 世纪末以来，美、俄、欧、日等国在制定 HVS(hypersonic vehicle system) 的目标要求和技术推动力方面已经或正在发生巨大变化，所有这些对研制 HVS 都会有直接和间接的影响.

## 3 高超飞行器的研制历史

### 3.1 高超飞行器研究的里程碑事件 [2,3,9,10,17~32]

本节以表格形式 (表 3) 给出高超飞行器发展过程中的重大事件.

**表 3 飞行器发展中的重大事件**

| 序号 | 时间 | 内容 |
|---|---|---|
| 1 | 1924 年 | 马克思法梯尔 (Max Valier) 建议附加一个火箭发动机可使飞机变成有人飞船，从而开始了空间年代. |
| 2 | 1935 年 | 德国人桑格尔 (Sanger) 和布雷特 (Bredt ) 设计了他们称之为火箭的空间飞机，用雪橇发射速度为 $M=1.5$，再用火箭发动机将其助推进入空间. 但是二战迫使他们从空间运输方向转为全球火箭轰炸机. |
| 3 | 1943 年 ~20 世纪 60 年代初期 | 贝尔 (Bell) 公司的罗贝特 · 沃尔夫 (Robert Wolf) 在美国国家航空顾问委员会 (National Advisory Committee for Aeronautics, NACA) 会上 (1943 年 12 月 8 日) 提出建造近音速飞机. 春克 · 叶格尔 (Chuck Yeager) 试飞 (1947 年 10 月 14 日) 贝尔 (Bell) 的 XS-1，首次突破音障，创造了 $M=1.06$, $H=43\,000$ ft (13.106 4 km) 的记录，成为世界第 1 个超音速飞机. 贝尔系列飞机继续探索超音速和高超音速飞行领域，直到 20 世纪 60 年代. |
| 4 | 二战后 | 德国人完成了高达特 (Goddard's) 的火箭，并进行了首次飞行. 最后，他们完成了一系列火箭，迅速研制出 V2. V2 是单级，无力达到地球轨道. 在 1949 年 2 月 24 日， V2 达到 $M=5$，创造了人类历史上首次高超音速飞行记录. |
| 5 | 20 世纪 50 年代初期 | 第 1 批超音速军用飞机：前苏联 MiG-15, MiG-17；美国 F-86, F-100 系列；英国法雷德尔塔 (Fairey Delta) II 型；法国布雷硅特 (Breguet)1100 型和达索米拉基 (Dassault Mirage) III 型. |
| 6 | 1957 年 10 月 | 在 20 世纪 50 年代初和 60 年代初苏、美两国科学家先后发展了多级火箭使洲际弹道导弹 (ICBMs) 武器和制导技术完善，并发射了第 1 颗轨道人造卫星 (Sputnik). |
| 7 | 1954~1967 年 | X-15 是一架由火箭推进，空中发射的高超飞行器. 它在 1954 到 1967 年间，共进行了 199 次飞行试验. 它创造的记录是： $M_{max}=6.7$, $v_{max}=7\,274$ km/h. 它是美国空军 / 美国海军最重要的 X 系列实验机. 虽然它不如贝尔 -X1 有名，但是它创建了 20 世纪 60 年代初期无数的速度和高度记录，达到了空间的边缘，并带回很多对高超飞机和飞船设计有价值的数据. 由于电子系统故障和飞行控制系统以及驾驶员心理的综合原因，于 1967 年发生了事故. |
| 8 | 1961 年 | 前苏联首次将宇航员加加林 ( Gagarin) 送入地球轨道. |
| 上述两个事件 (人造卫星和将加加林送入地球轨道) 导致了美苏两国在 20 世纪 60 年代到 70 年代进行历史性的空间竞赛，看谁首先将人送到月球. | | |



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 3 飞行器发展中的重大事件 (续)

| | | |
|---|---|---|
| 9 | 1957~1963 年 | 在 1957 年，美国开始着手通过升力体外形的戴那 - 索尔 (Dyna-Soar)(或 X-20) 规划探索高超助推滑翔飞行能力，进行了一些模型的超音速试验，但是没有实际飞行硬件. 最后，由于军事任务不明确，技术问题不够重视，这项规划于 1963 年被美国空军取消. 但是它是最接近实际飞行的，在高超飞行技术方面具有重大的深远意义. |
| 为了继续高超的研究，接着又进行了一系列专门的亚尺寸高超再入形状验证机的飞行试验，如下: | | |
| 10 | 1963~1965 年 | 麦克唐纳 (McDonnell) 公司的气动热力学结构系统环境试验 (aerothermodynamic structural systems environmental tests, ASSET) 模型是一个具有辐射冷却再入三角形机翼形状，并具有锥筒物体平底部的滑翔机. 专门研究气动加热环境，取得一批试验数据. |
| 11 | 1967 年 | Martin's 公司的含机动再入的精确回收 (precision recovery including maneuvering entry, PRIME)，这是一个烧蚀的升力体外形，首次机动再入试验完成于 1967 年. |
| 12 | 1968 年 | 助推滑翔再入飞行器 (boost-glide reentry vehicle, BGRV) 是一个先进的细长锥体的外形 $M$=18 再入试验飞行器，它于 1968 年在美国西部试验靶场，成功地验证了机动再入. |
| 13 | 1978 年 | 桑地亚哥实验室的 (Sandia Laboratory's )SWERV 规划. |
| 上面提到的这些试验对建立其后高超飞行器和导弹设计所需的数据库都做出了重大贡献. | | |
| 14 | 1963~1975 年 | 美国进行了一系列亚尺寸有人驾驶的低速 ($M < 2$) 升力体验证飞机的飞行试验，如 M2-F1 系列， X-24A 等. 它们证明了升力体外形能在低速条件下安全飞行和着陆. X-24B 对航天飞机的主要贡献 ：验证了高超升力体外形的航天飞机在无动力条件下，能安全进场并且能在跑道上着陆，无需用着陆发动机. 这就对航天飞机的进场和着陆的方式做出了主要贡献. |
| 15 | 1963~1972 年 | Apollo 载人首次登月成功并胜利返回地球. 有 6 次飞行 (Apollo 的 11, 12, 14, 15, 16, 和 17) 实现了预定目标，其中 Apollo 11 发射于 1969 年 7 月 16 日， 7 月 20 日登月成功，7 月 24 日返回地球. 6 次成功登月和返回带回了丰富的科学数据和近 400 kg 的月球样品. 进行了多学科实验. 阿姆斯特朗 (Amstrong) 登月成功是人类历史上迈出的一大步. |
| 16 | 1981 年 4 月 | 哥伦比亚 (Columbia) 号航天飞机于 1981 年 4 月首次成功发射和返回，这是第 1 个有人驾驶控制的有翼升力体型高超飞行器从空间成功地返回地球的历史性飞行，同时它也首次证明了可重复使用的空间后勤飞行器. |
| 17 | 20 世纪 80 年代初中期~1993/1995 年 | 美国空军 (US airforce, USAF) 跨大气层飞行器 (transatmospheric vehicles, TAV), NASP —X-30 是一个以吸气式高超冲压推进系统为动力的单级入轨 (SSTO) 飞行器. 它是美国在这一时期进行的最雄心勃勃的工程. 它透彻地研究了 AHV 的各个方面. 在近十年期间美国投入了大量人财物，在高超系统要求、设计方法和工具、结构和材料技术等方面取得了巨大进步. 但是它的 SSTO 常规进入空间的整体目标要求定得太高未能满足，速度未达到入轨要求 (差 3 000 ft/s (914.4 m/s)). 加之冷战结束，经费大减，最终规划被取消. 但是随后它引起一系列亚尺寸试验概念和规划 (如 X-33/X-34/X-37/X-38/ X-40, 及 X-43). 继续推动高超向前发展. |
| 18 | 1996~2001 年 | X-33 是火箭式高超 SSTO 验证机，采用当时最先进的技术， 5 年时间花了 15 亿美元，取得很大进展 (TPS 和推进系统)，最后因液氢储箱 LH2 过重，发动机喷口重心后移，以及决策方面的原因而下马 (2001 年). 但空军和 LM 公司仍很感兴趣. |
| 19 | 1996~至今 | 美国 NASA 的高超音速 -X 规划 (Hyper-X (X-43A)) 两次飞行试验成功 (2004-03-27, 飞行 $M = 6.83$; 2004-11-16, $M = 9.68$), 完成了美国高超两个主要规划 (hyper-X, 下一代发射技术 (next generation launch technology, NGLT)). 这是世界第 1 个超音速冲压动力的飞机，也是世界最快的喷气动力飞机. 它是吸气式高超走向实际应用中极为重要的一步， NASA 自己宣称，目前这个由其负责的高超工程已经引领美国走向 "安全、可负担得起、飞机型飞船的最后目标". |
| 20 | 2003~2025 年 | 可承受得起的、小货物、响应进入 (轨道) 发射 (responsive access, small cargo, affordable launch, RASCAL) 和 FALCON(force application and launch from continental United States) 规划，研制可迅速到达全球的可重复使用高超巡航飞机 ($M$=20). 此规划由美国国防愿景研究计划局 (defense advanced research project agency, DARPA) 和美国空军研究实验室 (air force research laboratory, AFRL) 负责，目前它与 X-43A 都是对美国高超发展起着重要领导作用工程. |
| 21 | 2004~2020 年 | Orion (现名，原名为 crew exploration vehicle, CEV) 规划与 Ares (现名，原名为 crew launch vehicle, CLV) 规划群是美国目前空间探索计划中的两个关键规划. 与此相配套的，在 NASA 发布的 2006 年战略计划中，还包含了航空基础高超规划. |



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

### 3.2 经验与教训，观察与思考 [8,10,17,19,20,23,33]

#### 3.2.1 高超飞行器与战争的经典原则相一致 [12,19]

高超飞行器的基本特点就是“快”，正符合两千年前中国军事家孙子写到的“迅速就是战争的本质”这一原则. 对高超的需要隐含在美国空军的战略计划框架“Vision 2020”中，此计划强调空军的范围是从地球表面达到空间外边缘 (outer reaches of space) 的“无缝隙的运作区域”[12]，未来的服务也必须在几分钟内就能够“发现、锁定、评定、追踪任何地点的目标，并且采取具有军事意义的行动”.

#### 3.2.2 高超问题是一个焕发青春的老领域 [19]

高超音速飞行器概念既包含 RHV 又包括 AHV，它们研究发展都已经有 50 年左右，所以高超不是一个新领域. 那为什么目前又提出这个问题？原因是投入实际运行的高超音速飞行器几乎都是 RHV(如洲际弹道导弹 (ICBMs)、发射飞行器 (即运载火箭)、和再入飞行器 3 类高超音速飞行器)，而 RHV 属于可抛弃的发射器 (expendable launch vehicle, ELV)，及改进 / 增强型的 ELV (即 evolved/enhanced expendable launch vehicle, EELV). RHV 可以满足作为高超飞行器 ICBMs 的要求，但是作为发射飞行器来讲，它实现不了“像日常旅行一样，自由进入空间、控制空间”这一长远目标. 基于吸气式冲压的各种组合循环推进系统 (如涡轮基组合循环 (turbine-based combined-cycle, TBCC) 火箭基组合循环 (rocket-based combined-cycle, RBCC)) 的重复使用的高超运载火箭 (airbreathing reusable launch vehicle, ARLV) 在不远的将来就可以实现上述目标. 详见下表 4.

**表 4 美国空军 (USAF) 对空天战的愿景 (vision)、当时的现实，及解决方案 [19]**

| 2000 年 USAF 对空天的愿景 (2025 年) | 2000 年 USAF 的实际能力 |
|---|---|
| • 当需要时控制空间. | • 今天空军 (AF) 还没有进入、运行、和主导穿越大气层的能力. |
| • 利用空间的好处. | • 除去 ICBMs 外， AF 不能在几分钟内，交战. |
| • 在任何地点从事有重大军事意义的任意行动. | • 利用 EELVs 的空间出勤率成本很高. |
| • 在几分钟内，而不是几个小时内采取行动 | • 利用高超导弹改进离岸能力. |
| • 从任意选择的航程内获得所希望的效果 | |
| • 从美国本土 (continental United States, CONUS) 进行打击 | |
| • 改善离岸能力 | |
| 总之，在 2000 年美空军的实际能力满足不了空军 2025 年愿景的要求. | |
| ARLV (AHV-RLV) 可以满足美国空军， NASA 和工业界的长期 (2025 年) 要求 | |
| 一些选择方案 | |
| $M$=(4, 5) 吸气式第 1 级， $M$=(8~10) 吸气式第 1 级 ， $M$= 23 吸气式第 1 级 | |
| 优点 1 成本足够低，响应足够快，能满足未来空军发射的需要 (比如空间机动飞行器 (space maneuvering vehicle, SMV)、天基雷达 (space-based radar, SBR)、天基激光 (space-based laser, SBL))，且能创造商业市场. | |
| 优点 2 容许人类在空间安全运行，并具有足够的健壮性和可靠性. | |

#### 3.2.3 AHV 的优点 [3,17,20,21]

最根本的内在优点是：它能吸取大气层内的氧气，而不需自身携带，所以比冲高，效率高. 另外它还有一些好处：安全性高；任务灵活性强；健壮性 / 可靠性强；成本低；循环寿命长.

#### 3.2.4 当前高速推进系统的能力及一些经验

有 3 类推进系统 [3,8,17,20,21] 涉及到吸气式高超推进系统：第 1 类：涡轮基‘低速’推进系统 (包括涡轮喷气、涡轮风扇、涡轮螺桨发动机、及它们的派生物) 大部分都能用于 $M$=0~4 的飞行范围. 这类推进系统虽然属于‘低速’，但它是高超推进系统的必需组成部分. 第 2 类：冲压喷气发动机，飞行 $M$=3~6 左右，目前广泛用于超音速导弹. 第 3 类：超音速冲压喷气发动机，飞行 $M > 7$. 当飞行在 $M$=7 或以上范围，就必须采取多模式推进系统. 对碳氢燃料， $M < 8$; 对氢燃料， $M$=6~14，这类发动机可以用在多种情况：多项选择的进入空间、飞机 (远程打击或侦察)、地面 / 空中发射导弹、高超穿透弹、高超截击弹.

组合循环是一个重要概念. 为了保证发动机在广阔的飞行条件范围内 (包括速度从零到轨道速度，高度从海平面到大气层上部) 都能够正常运行 (有效可靠地吸取大气层内的氧气以供燃料燃烧)，就需要将几个发动机循环从低速到高速进行一体化，使每个循环在整个运行范围内都能有效地工作，同时还要保证气动性能好. 这就是组合循环概念. 目前有实



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

用价值的是 TBCC 和 RBCC[5,19,20,21]. TSTO 是比 SSTO 更灵活的方法, 用它代替 NASP 的 SSTO 方案, 即以吸气式推进一个像飞机大小尺寸的飞行器作为一级发射平台, 而以火箭为动力的作为第 2 级 (或为可抛弃的, 或为可重复使用的). 这样一来, 就克服了 NASP '一步到位' 要求过高的缺点.

3.2.5 进入空间、全球打击和侦察一直是高超飞行器的核心任务 [8,19,26]

如果将它们与有人无人, 以及像定向能 (directed energy weapons, DEW) 这样的先进武器概念联系起来肯定会有更多的应用机会. AHV 的应用有 3 个方面: (1) 武器 (导弹), 包括: 关键时间运动目标 (time critical mobile targets)、坚固的深埋藏目标 (hard and deeply buried targets)、抑制敌人防空系统 (suppression of enemy air defenses, SEAD)、防空、弹道导弹防御 (ballistic missile defense, BMD) 和战区弹道导弹防御 (theater ballistic missile defense, TBMD); (2) 飞机, 包括: 全球打击 / 侦察、可存活的定向能武器 (survivable DEW)/ 空载激光 (ABL-airborne laser) 平台、迅速再补充 (rapid resupply); (3) 空间运行, 包括: 日常发射、替换和维修关键卫星、保护本国和联盟国家的卫星 (比如反反卫星 Anti-ASAT-anti satellite)、拒绝敌人 / 非战斗使用空间 (deny hostile/non-combatants use of space)(如反卫星 -ASAT, 和捕获卫星 / 使其丧失能力 (satellite capture/disable)).

3.2.6 高超与 $C^4$ISR、隐身、动能武器、和定向能武器之间的关系 [19]

大部分高超飞行器, 为了能利用其速度快的优点, 要求具有高性能的 $C^4$ISR(command, control, communications, computers, and intelligence, surveillance, and reconnaissance) 系统, 而在相当长时间内, 这种高性能的 $C^4$ISR 系统是不存在的. 现在强调信息战, 发展 $C^4$ISR, 无疑是对的, 但是也要认识到, 发展了高超, 那么 $C^4$ISR 的作用就会大增, 因为高超飞行器本身可以是一个武器, 也可以是一个平台. 隐身是一种防护手段, 具有生存性高的优点, 如果加上高超, 不仅提高了生存性, 而且会大大增加进攻性. 目前美国已经从生存力的角度对隐身和速度的相互影响进行研究, 提出一些初步看法, 但是研究还在进行 [34]. 对于某些深埋藏的坚固目标, 只是依靠动能武器是不成的, 还需要高超武器的帮助. 对于定向能武器来讲, 虽然可以从地面发射, 但是对功率的要求就大多了, 如果空中发射, 利用磁流体 (magnetohydrodynamic, MHD) 原理, 可以从高超推进系统的喷流中提取部分功率用于激光束所需的能源.

## 4 AHV 典型设计过程、技术发展和验证、规划和关键技术

### 4.1 AHV 的典型设计过程

图 1 是目前 NASA-LaRC(langley research center) 用于吸气式高超飞行器 AHV 的典型一体化设计和分析过程. 图中所显示的每个学科对于设计 AHV 都是关键的. 有些没有明显表示的学科 (如材料、外形、和控制) 其实在叠代循环中也必然涉及到. 然而有些学科是更经典的, 因为在其它速度范围的分析中也会遇到它们. 但是有 3 个学科在 AHV 设计和分析中是独特的, 它们是: 推进、热管理、和结构分析. 这个图形只是描述 AHV 的典型一体化设计和分析过程. 还不能完全反映 AHV 中各个学科间的复杂耦合关系 [20].

NASA 发展 Hyper-X(即 X-43A) 时, 采取的飞行器 / 推进一体化设计过程为: 任务要求 ⇒ 设计研究 ⇒ 流道初始选择 ⇒ 流道发展试验、详细分析 ⇒ 最后流道线路 ⇒ 流道验证试验 ⇒ 一体化的推进 / 飞行器飞行试验的整个过程. 要实现高超飞行器系统, 并将其投入实用阶段, 就必须对 HVS 整个过程各个阶段中所涉及到的多种学科进行正确的一体化研究 [35].

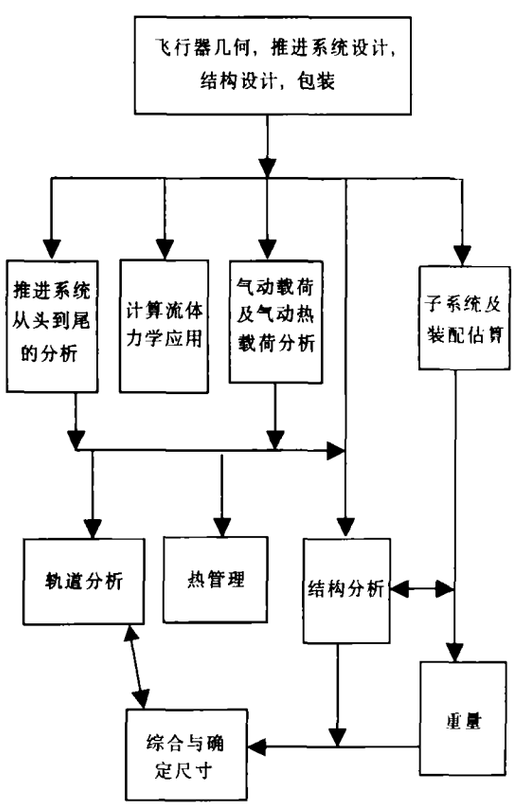


图 1 典型吸气式高超飞行器系统的设计 / 分析过程 [16]



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

### 4.2 高超技术发展和验证的一般概念 [5]

这里介绍最早德国提出的高超技术发展和验证的一般概念 (hypersonic technology of development and verification, HTDV), (图 2, 图 3). 美国的 Hyper-X 规划的发展思路基本与它相同, 即从参考概念出发, 然后采用三位一体发展方法论 (地面模拟、计算模拟、飞行模拟), 并且进行叠代循环, 直到满足设计要求为止.

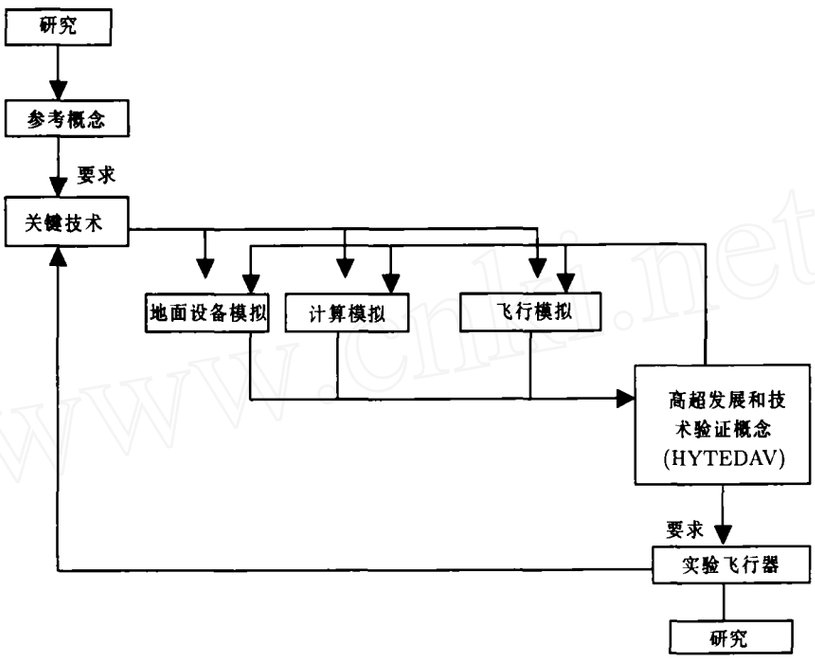


图 2 德国高超技术发展和验证概念示意图 (HTDV)[3]

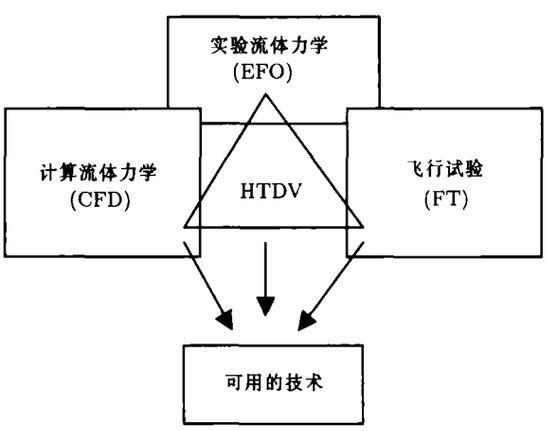


图 3 高超技术发展和验证 (HTDV) —— 相互补充使用 CFD, EFD 和 FT 的战略 [3]

### 4.3 高超技术规划 (hypersonic technology program, HTP)

#### 4.3.1 欧洲高超技术规划 [3]

欧洲的 HTP(德国) 启动于 1988 年, 其总体发展逻辑见图 4.

HTP 总目标: 确定空间运输系统的参考概念, 这是所有工作的焦点; 进行详细的概念研究和折衷研究; 识别所选定关键领域的可能关键技术和基础发展; 准备试验装置; 论证和验证所选定的关键技术; 协调德国企业、研究院、大学、以及国外研究机构的工作; 国际合作.

HTP 包括 3 个阶段 (图 4): 阶段 1 的任务是进行概念研究与基础技术准备, 其中包含 3 个子阶段: 阶段 1a (1986~1988 年), 阶段 1b (1989~1992 年), 阶段 1c (1993~1995 年). 阶段 2 和阶段 3 跟随其后. 总的任务可分为 4 个阶段: 概念研究和基础技术; 部件地面试验; 部件一体化地面试验和一体化机体 / 推进系统飞行试验, 见图 4. 图 5 给出了阶段 1b (1992 年底) 在 4 个关键技术领域内完成的大量工作. 在吸气式推进方面有: 建立冲压燃烧试验装置 ($M$=7)、在 $M$=7 条件下论证液氢冲压燃烧室、高速进气道模型试验、液氢主动冷却二维喷管试验、一体化的冲压燃烧室 - 喷管试验; 在结构和材料方面有: 制成了高温碳 / 碳化硅 (C/SiC) 复合材料的进气道斜面、准备制造基于钛合金的机翼和三维机体的金属热结构钣件; 在气动热力学方面有: 发展近似预测方法和验证; 对内外流进行数值模拟和实验模拟; 级分离的数值模拟和实验模拟; 飞行控制和系统有: 研制高速空气数据获取系统、和热制动器 (用于控制进气道斜面和喷管襟翼).



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

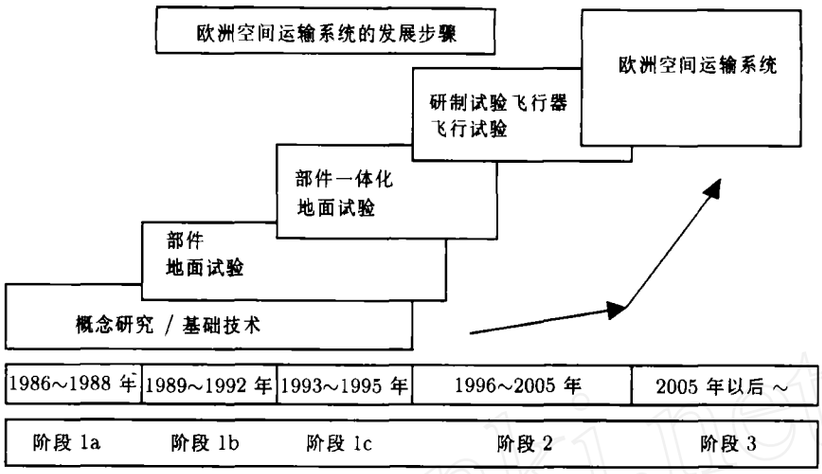


图 4 高超技术规划 (HTP)(德国) —— 整个规划的逻辑 [3]

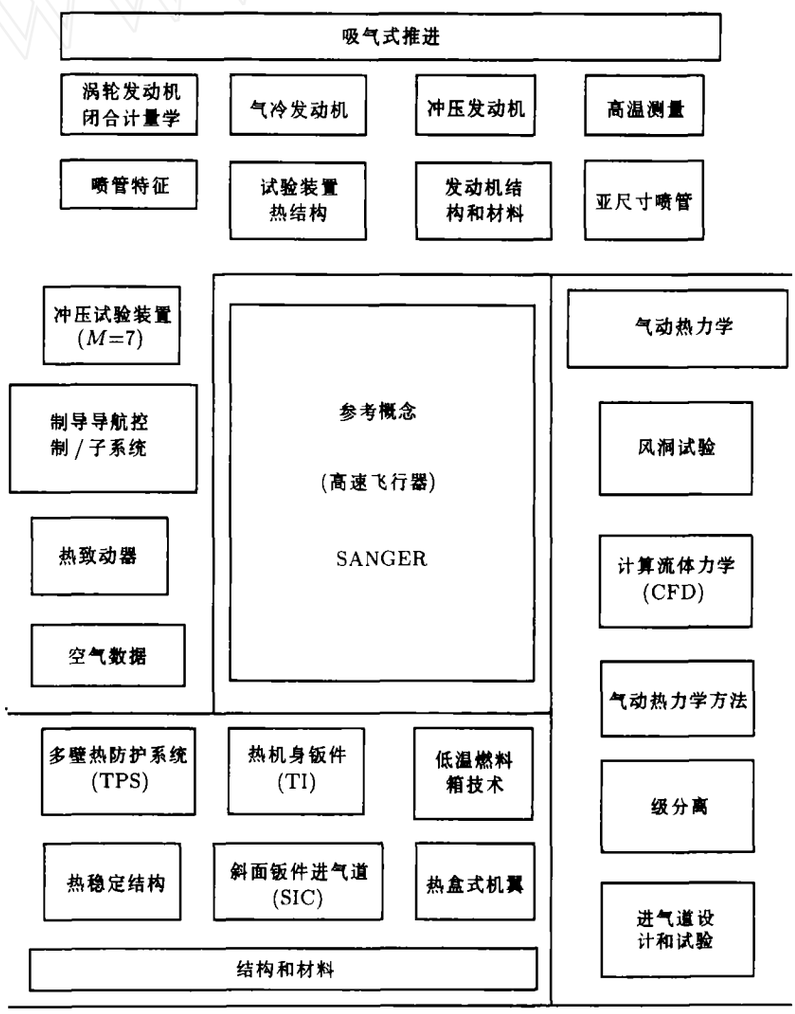


图 5 德国高超技术规划 (HTP) 第 1 阶段完成的任务 [3]

4.3.2 美国的高超发展阶梯

从 2005 年公开发表的文献看出，美国高超工程发展分两大块：武器和进入空间， 3 个阶梯：近期发展高超导弹，中期发展全球打击和侦察，这两个阶梯属于武器部分；进入空间属于长期目标，它既有商用和科学研究意义、也有军事意义，如图 6 所示 [36]. 这样的分法依本文作者看法，主要是根据高超飞行系统的要求以及目前的技术准备就绪程度来定的.



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

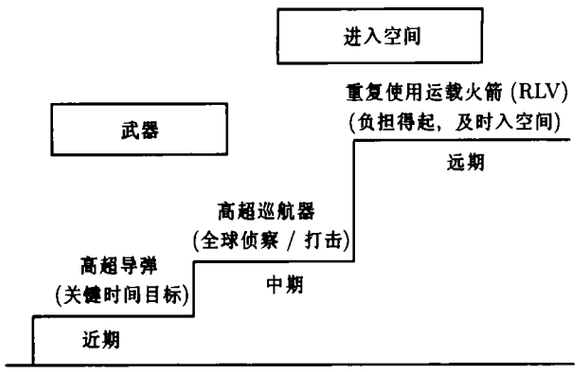


图 6 美国发展高超的 3 个阶梯 [36]

### 4.3.3 美国的高超发展规划示意图 [14]

美国空军科学顾问委员会于 2000 年组织一批专家 (包括科学界、实际操作界、政府部门、企业、研究院所), 对吸气式高超系统 (AHV) 运行的有效性进行评估. 最后写出了《美国空军高超研究的目的和去向》的报告, 描述了高超系统的运行要求, 提出了规划 (目标是在 2025 年得到可运行的高超系统). 此报告代表了小组的一致意见, 虽然不是官方的最后文件, 但是美国空军领导机构决策的一个非常重要的参考依据. 这里我们转述这个高超系统发展规划的示意图, 图 7.

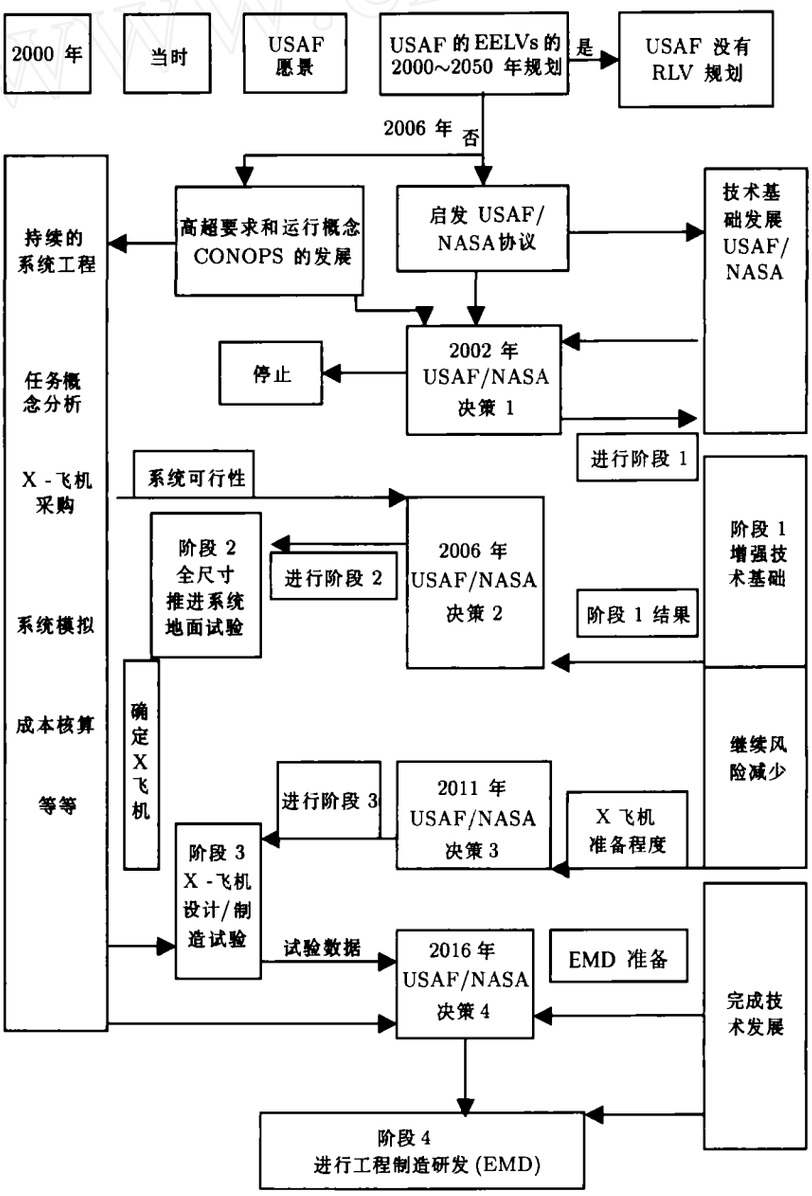


图 7 美国空军 (USAF) 与科学顾问部 (Scientific Advisory Board) 建议的规划示意图 [19]



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

### 4.4 关键技术领域和问题 [3,8,19,20,21,37,38]

#### 4.4.1 欧洲对关键技术的识别 (1990 年代中期)

经过多年努力，德国的戴姆勒 · 奔驰宇航公司 (Daimler-Benz Aerospace AG, DASA) 对基于 AHV 的 110 多个问题进行了深入分析，识别出 5 大关键技术领域：气动热动力学、推进、推进一体化、结构和材料、系统和子系统. 气动热动力学领域包括：气动设计、气动物理、数值模拟技术. 在推进领域强调：低速推进，冲压推进，大于和低于 $M$=6 的超音速冲压推进，火箭推进，和有关推进的系统方面. 推进一体化方面特别强调：推进系统和飞行器一体化，整体设计影响，飞行推力估算. 结构和材料领域包括：材料发展，结构工程和结构验证. 系统和子系统设计集中在：热防护系统，飞行控制系统，辅助推进系统 SPS，仪器及其它. 需要指出的是欧美各国对于关键技术领域及其所含的关键技术的识别也不完全相同.

#### 4.4.2 识别关键技术的角度

从公开发表的资料可以看出，识别高超关键技术的角度主要有下面几种：

(1) 从科学与技术 (science and technology, S&T) 角度 [3](1990 年代中后期) 识别出 AHV 的 5 个基本的关键技术领域：推进；推进一体化；气动热力学；材料和结构；系统和子系统.

(2) 工程制造发展 (engineering manufacture development, EMD) 角度 (2000 年)[19] 来识别. 如对高超空 - 地武器系统有 6 个关键技术领域：推进系统；机体 - 发动机的热结构系统；飞行器一体化；稳定、制导、领航通讯系统；末端引导和传感器；仔细选配的武器装备. 又如 X-43A[21](见表 5)，关键技术领域有 7 个：飞行器系统；推进系统性能；推进系统；结构体系；热防护系统；机械子系统；电子和电源子系统. 每个领域各有自己的子问题. 根据总的飞行器系统要求，要使整个飞行器系统达到成熟，所有各项都必须满足技术成熟度 (technology readiness level, TRL) $TRL > 6$ 的条件. 按 EMD 法与按 S&T 法识别出的关键技术基本一样，但是更实际、更具体、更细化.

表 5 NASA 采用的高 Mach 数 AHV 系统的 $TRL$ 状态 [21]

| 工作细目结构表要素（WBS elements） | |
|---|---|
| **1.0 飞行器系统** | **5.0 热防护系统** |
| 1.01 客户要求定义 | 5.01 主动冷却前缘 |
| 1.02 飞行器要求定义 | 5.02 主动冷却机身钣件-迎风面 |
| 1.03 飞行器系统分析 | 5.03 被动冷却前缘 |
| 1.04 飞行器运行 | 5.04 被动冷却机身钣件-背风面 |
| **2.0 推进系统性能** | 5.05 被动冷却机身钣件--迎风面 |
| 2.01 双模式冲压喷气 / 超音速冲压喷气发动机 | 5.06 被动冷却操纵面 |
| 2.02 低速推进系统 | **6.0 机械子系统** |
| 2.03 具有增氧的超音速冲压喷气发动机（NA） | 6.01 燃油系统 |
| 2.04 外部燃烧 | 6.02 氧化剂系统 |
| 2.05 外部火箭系统 | 6.03 阀、增压、净化和倾卸(VPP&D) |
| 2.06 流道相互作用 | 6.04 辅助动力单元(APU) |
| **3.0 推进系统-结构体系** | 6.05 发电设备和控制系统(EPG&C) |
| 3.01 主动冷却结构-燃烧室 | 6.06 反作用控制系统(RCS) |
| 3.02 主动冷却发动机结构-进气道和喷管 | 6.07 水力和高压作动筒 |
| 3.03 主动冷却发动机结构-前缘 | 6.08 起落架 |
| 3.04 热防护系统 | 6.09 航空器热控系统(AVTCS) |
| 3.05 高温推进剂管线 | 6.10 氢泵 |
| 3.06 低温推进剂管线 | 6.11 氧泵 |
| 3.07 基本结构 | **7.0 电子和电力系统/ 子系统** |
| 3.08 密封(静力/动力) | 7.01 一体化电子系统（包括 IVHM） |
| **4.0 机体结构体系** | 7.02 一体化主发动机控制/安全性监视 |
| 4.01 机身壳体/$H_2$ 箱体 | 7.03 GNC&T 任务设计 |
| 4.02 液氧箱体 | 7.04 热管理的电子设备 |
| 4.03 水平控制面 | 7.05 动力源发展的电子设备 |
| 4.04 垂直控制面 | 7.06 动力管理和控制节点 |
| 4.05 有效载荷舱 | 7.07 空气数据系统 |
| 4.06 起落架舱 | 7.08 空气作动筒的控制器 |
| 4.07 襟翼 | 7.09 RLV 传感器 |
| 4.08 密封 | |

注：$TRL$=3~4，$TRL$=5~6，$TRL$=7~9

(3) 从基础学科角度来看 [5]，高超工程可以分为 3 大系统：再入系统、上升系统、和巡航系统. 它们各自的关键技术及其优先权也不相同. 为了统一协调地发展，目前美国高超工程已经围绕经过选择的两类任务：高可靠性重复使用发射系统 (highly reliable reusable launch systems, HRRLS) 和先进的大规模火



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

星再入系统 (high mass mars entry systems, HMMES) 来发展关键技术和方法. 在后面第 4.4.4 节我们给出对于 $M < 12$ 的 TSTO TBCC HRRLS 系统的关键技术.

4.4.3 美国 NASA 的 X-43A 的关键技术

本节给出 NASA 在 2006 年公开发表的, 已经成功进行飞行试验的美国 NASA 的 Hyper-X (即 X-43A) 的关键技术 (表 5)[21], 这些内容都是围绕 X-43A 型号的, 所以比前面讲的更近期、更实际、更先进. 值得注意的是, 目前美国 NASA 采用工作细目结构表 (work breakdown structure, WBS) 和技术成熟度 (TRL) 来表示关键技术的内容和管理. 美国国防部对武器系统的关键技术也采用此管理模式.

4.4.4 $M < 12$ 的 TSTO TBCC HRRLS 系统的关键技术

对发展当前高超基础研究起决定性的 TSTO TBCC 系统 (分级: $M \leq 12$) 的关键技术为:

(1) 机体结构和材料 (airframe structures and materials)

• 长寿命高温结构和材料 (long life, high temperature structures and materials)

- 热防护系统 (TPS)
- 前缘 (leading edges)
- 操纵 (控制) 面 (control surfaces)
- 高温密封 (high temperature seals)

• 可重复使用低温油箱 (reusable cryo tank)

(2) 气动 - 推进一体化 (aero-propulsion integration)

• 模式转换 (mode transition)(指从涡轮 - 冲压喷气 - 超音速冲压喷气的转换)

• 气动 - 推进性能 (aero-propulsion performance)

(3) 推进 (propulsion)

• 先进涡轮喷气 (advanced turbojet)

• 冲压喷气 (ramjet)

• 双模式超音速冲压喷气 (dual-mode scramjet)

• 火箭基组合循环 (RBCC)

(4) 一体化系统 (integrated systems)

• 分级 (staging)

• 热管理 (thermal management)

• 健康管理 (health management)

• 功率和执行器 (power and actuators)

• 智能和自主控制 (intelligent/autonomous controls)

## 5 结束语

### 5.1 高超发展核心任务与空间战的方向是协调一致的 [11~16,19]

高超飞行器有极强的军事背景, 并有重大的民用价值和科学意义. 高超的核心任务有: 高超导弹、全球打击 / 侦察、和进入空间. 其中 '进入空间' 对于强调 '空间战' 的当前世界来讲特别重要. 美国空军在 2000 年提出的美国空军战略框架计划 2020 的目标要求是: 要优化空间系统的最大潜力, 控制和利用全部的空天领域 (无缝隙的), 当需要时能确保和利用空间的所有优点, 也就是要 '制空天权'. 解决 '进入空间' 问题, 需要改善进入空间的能力. 未来的进入空间的高超系统必须具备负担得起 (经济) 、可靠 (安全) 、响应 (及时) 、可操作 (像飞机那样) 、重复进入空间的能力.

### 5.2 RLV 是高超飞行器发展的方向 [5,19,23,26,33,36]

目前建立在火箭基础之上的 ELV(及 EELV) 实现不了上述 '制空天权' 的目标. 只有重复使用发射飞行器 (reusable launch vehicle, RLV) 才能满足实现上述目标的需要. RLV 有两类: 以火箭为动力的重复使用发射飞行器 (rocket reusable launch vehicle, RRLV), 与吸气式重复使用发射飞行器 (arbreathing reusable launch vehicle, ARLV). 具有可以利用大气层内空气中氧气, 结构简单、重量轻和可以重复使用优点的 ARLV 必将增强空军的核心竞争力: 制空天权、制信息权、全球打击、精确交战、迅速全球移动、机敏战斗支持. 比如, 通过两级、多作用 (multirole) 、 ARLV 可以完成低成本、响应进入空间, 以便用于 S3 (空间机动飞行器 SMV 、天基激光 SBL 、天基雷达 SBR), 及 C4ISR 任务. 实现完全可重复使用的空间运输系统 (reusable space transportation system, RSTS) 是高超飞行领域内追求的最高目标. 它既包括载人系统, 又包括发射系统. 目前高超研制的推动力是 ARLV, 不是 RRLV.

### 5.3 TSTO 和各种组合循环 (TBCC 和 RBCC) 是进入空间的切实可行方法 [2,5,19~21,36]

先进强大的高超推进系统是实现高超飞行的前提. TSTO 和各种组合循环 (TBCC 和 RBCC) 是进入空间的切实可行方法, 技术要求较低、风险较小、易于达到. 在文献 [19] 中提出了 3 种不同的两级 ARLV 的选项. 自 20 世纪 80 年代起欧美各国就对多级入轨进行了广泛深入研究. 要重视很多新的推进系统的研制 [3,19,20], 即使在大气层内的高超飞行也需要开展一些新的推进系统研制, 如: 脉冲爆轰推进, 等离子体技术.



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

### 5.4 高超飞行的理论基础是高超气动热力学

美国自 20 世纪 50 年代起就已经开展高超气动热力学的研究，特别是自 20 世纪 80 年代中期以来，在执行 NASP, X-33, X-43 等规划过程中发展了高超热气动力学，和很多计算软件，如 LAURA (langley aerothermodynamic upwind relaxation), GASP(general aerodynamic simulation program), GIANTS(gauss-seidel implicit aerothermodynamic n-s code with thermochemical surface condition), FELISA HYP(hypersonic flow computations on unstructured meshes), DPLUR(data-parallel lower-upper relaxation), APAS(aerodynamic preliminary analysis system), OVERFLOW(flowfield computations over the space shuttle orbiter) 等 [1~6,8,19,20,39]. 这些软件成为美国研制高超飞行器的最基本的设计手段. 但是高超音速气动热力学方面还存在一些关键问题有待解决：如各种相干作用，层流与湍流之间的转捩，试验技术，大规模的数值模拟等.

### 5.5 结构和材料是实现高超飞行的基石

先进的高（低）温材料，以及高（低）温结构概念、设计、和分析工具是设计高超飞行器，特别是发展 AHV 所依赖的基石，必不可少的要素. 美、俄、欧、日、澳，各国在这方面投入了大量人力和经费，积累丰富的经验和大量数据库 [2,3,5,7,8,19~21,37,38,40].

### 5.6 加强对高超基础的研究 [5,17,19,20]

高超基础研究是高超工程发展的一个必要组成部分，其目标是对高超飞行的基本现象加深理解，提出一些突破性的原理和关键技术，根本改善高超系统的设计方法和性能，教育培养年轻一代的高超专门人才. 高超基础研究包含：推进，热气动力，结构和材料，控制，实验技术. 特别强调的是研究的思路：从基础，到单独学科，到多学科，到整个系统的研究.

### 5.7 切实加强高超系统工程的工作 [5,17,19,20]

高超工程的成功依赖于关键科技的突破、基础科研的进展、和系统工程的贯彻. 虽然人们一般不将‘系统工程’看成是一门技术，但它却是科技规划中一个必不可少的强制性要素. 如果要想使高超发展规划取得成功，就必须进行坚实的、持续的系统工程方面的工作. 要特别加强高超音速飞行系统的分析和研究.

### 5.8 要极端重视对国外高超飞行器研制经验的收集，分析和研究 [2,3,5,10,15,17,19~21,23,25,26,35,36,41]

到目前为止，经过 50 多年的努力，国外已经实施了一系列的吸气式高超技术规划 (AHTP)，在 AHV 方面取得了很多成绩. 目前高超技术发展极快，规划不断修订，我们要密切注意跟踪，结合我国情况，吸取有益经验，避开不必要的弯路，科学地制定我国高超发展的整体规划，争取我国自己的高超飞行器早日飞上蓝天.

**感 谢** 评阅人对本文进行的认真仔细评审和提出的很多宝贵意见. 十分感谢编辑对文章认真负责的校核和提出的修改意见.

## 参 考 文 献

1 Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989
2 Committee on Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program, National Research Council. Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program. Washington D C: National Academies Publications. ISBN: 0309061423, 1998
3 Ahmed K N, Samuel L V. Future aeronautical and space systems. In: Paul Z, ed. Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, ISBN: 1563471884, 1996
4 Fletcher D G. Introduction to theory of hypersonic flow and aerothermodynamics of atmosphere entry. In: Fletcher D, Deconinck H, eds. Euroavia - Proceedings of the Scientific and Educational Symposium Mission To Mars, 2002-11-04~07. von Karman Institute, Rhode-St-Genèse, Belgium, 2002
5 Pittman J, Bartolotta P A, Mansour N N. Fundamental aeronautics hypersonic project reference documents. 2006-05-26. 2006. http://www. aeronautics. nasa. gov/nra_pdf/hyp_proposal_c1.pdf
6 Filippone A. Aerothermodynamic heating. advances topics in aerodynamics. atmospheric flight, 2003. http://aerodyn.org/Atm-flight/tlimit.html
7 Glass D E. TPS and hot structures in nglt airframe. In: Doug Freitag, ed. Securing Our Future with Advanced Ceramics. United States Advanced Ceramics Association, 2003-10-22. 2003
8 Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39 : 511~536
9 Oliver D, Ryan M. X-Planes: Secret Planes and Secret Missions. ISBN: 0004724615. London: Collins, 2000
10 Office of Space Systems Development. NASA headquarters, access to space study: summary report. NASA-TM-109693, 1994-01. 1994
11 Military Spaceplane (MSP) X-40 space maneuver vehicle integrated tech testbed. http://www.fas.org/spp/military/program/launch/msp.htm
12 Ryan M E, Peters F W. Global Vigilance, Reach and Power: America's Air Force Vision 2020. Washington D C: Department of the Air Force, 2000-06. 2000
13 Federation of American Scientists. Ensuring America's Space Security. Report of the Federation of American Scientists Panel on Weapons in Space, 2004-10-07. 2004
14 NASA the Vision for Space Exploration. A renewed spirit of discovery: the president's vision for U S space exploration. 2004-02. 2004. http://www.nasa.gov/pdf/55583main_vision_space_exploration2.pdf
15 NASA's Exploration Systems Architecture Study (ESAS). NASA-TM-2005-214062, 2005-11. 2005. http://www.nasa.gov/mission_pages/exploration/news/ESAS_report.html
16 Statement of General Cartwright J E, USMC Commander U S Strategic Command before the Senate Armed Services Committee. Strategic forces subcommittee on strategic forces and nuclear weapons issues in review of the defense authorization request for fiscal year 2006, 2005-04-04. 2005. http://armed-services.senate.gov/statemnt/2005/April/Cartwright%2004-04-05.pdf
17 Hammond W E. Space Transportation: A Systems Approach to Analysis and Design. Virginia: AIAA, 1999. 711
18 National Missile Defense (NMD). 2000-06. 2000. http://www.fas.org/spp/ starwars/ program/nmd/



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

19 United States Air Force Scientific Advisory Board. Report on why and whither hypersonics research in the US Air Force. SAB-TR-00-03, Washington D C: USAF, December, 2000
20 Hammond W E. Design Methodologies for Space Transportation Systems (AIAA Education Series). In: Przemieniecki J S, ed. Virginia: AIAA, 2001-12-01. 2001
21 McClinton C R. X-43–Scramjet power breaks the hypersonic barrier. In: Dryden Lecture 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006-01-09. 2006. USA: Reno. http://www.aiaa.org/Participate/Uploads/AIAA_DL_McClinton.pdf
22 North American X-15. https://www.nasm.si.edu/research/aero/aircraft/NAX-15.htm
23 Hallion R P. The X-Vehicles: advancing the limits of technology. In: A Presentation to the Joint NASA-USAF-AIAA X-Vehicle Symposium, Santa Clara, California, 2002-05-21. 2002
24 30th anniversary of Apollo 11: 1969~1999. http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/lunar/apollo_11_30th.html
25 Kumar A , Drummond J P, McClinton C R, Hunt J L. Research in hypersonic airbreathing propulsion at the NASA Langley Research Center. Report Number: ISABE-2001-4 In: Fifteenth International Symposium on Airbreathing Engines; 2001-09-02-07, India: Bangalore, 2001
26 Walker S H. The quest for hypersonics. In: DARPA Bridging Gap. DARPATech 2004 The 23rd DARPA Systems and Technology Symposium (DARPATech), 2004-03-09-11. California: Anaheim, 2004
27 Van Olinger. The future of aviation. In: DARPA Bridging Gap, DARPATech 2004 The 23rd DARPA Systems and Technology Symposium (DARPATech), 2004-03-09-11. California: Anaheim, 2004
28 RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch). In: DARPATech 2004 The 23rd DARPA Systems and Technology Symposium (DARPATech), 2004-03-09-11. California: Anaheim, 2004
29 FAS. U S Airpower Overview, 2006-02. 2006. http://www.fas.org/man/dod-101/sys /ac/overview.htm
30 Force Application and Launch from CONUS (FALCON). 2006. http://www.globalsecurity.org/space/systems/falcon.htm
31 USAF. Aurora top-secret hypersonic spy plane, http://www.abovetopsecret.com/ pages/aurora.html
32 Statement of Michael D. Griffin Administrator National Aeronautics and Space Administration before the Subcommittee on Space and Aeronautics Committee on Science and Technology U S House of Representatives. In: Hold for Release until Presented by Witness. 2007-12-06. 2007. http://www.nasa.gov/pdf/188586-main_mg_testimony_20070906.pdf
33 Federal Aviation Administration Office of Commercial Space Transportation. 2006 Commercial Space Transportation Developments and Concepts: Vehicles, Technologies and Spaceports. 2006-01. 2006. http://www.faa.gov/ library/reports/commercial_space/dev_concepts/media/2006_dev_concepts.pdf
34 Committee on Future Air Force Needs for Survivability, National Research Council. Air Force Studies Board, Division on Engineering and Physical Sciences. Washington D C: The National Academies Press, 2006
35 Rock K E, Voland R T, Rogers R C, Huebner L D. NASA's Hyper-X scramjet engine ground test program. ISABE 99-7214, 1999-09. 1999
36 Sega R M. Aerospace science and technology update. Briefing to the Steering Committee. 2005-11-08. 2005
37 Glass D E. Airframe technology development for next generation launch vehicles. In: 55th International Astronautical Congress; Canada; 2004-10-04~08. Vancouver Langley Research Center, 2004
38 Glass D E. Launch and reentry vehicle structures and materials. NASA Industry Day. 2005-01-11. 2005
39 Gnoffo P A. Computational fluid dynamics technology for hypersonic applications. NASA-AIAA-2003-3269, 2003-10-22. 2003
40 Glass D E, Merski N R, Glass C E. Airframe research and technology for hypersonic airbreathing vehicles. NASA/TM-2002-211752, 2002
41 Drummond J P, Cockrell C E, Pellett G L, et al. Hypersonic airbreathing propulsion an aerodynamics, aerothermodynamics, and acoustics competency white paper. NASA/TM-2002-211951, 2002

# A REVIEW ON HYPERSONIC VEHICLES AND KEY TECHNOLOGIES*

YANG Yazheng[1,2,†] LI Songnian[1] YANG Jialing[1]

[1]Solid Mechanics Research Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China
[2]Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China

**Abstract** This paper begins with a classical definition of hypersonic, some physical phenomena pertinent to hypersonic flight, the covered range of the hypersonic flight and the features of design process. The differences between AHV(hypersonic airbreathing vehicles) and RHV(hypersonic rocket vehicles) are discussed, with a table showing temperatures. In the second part, the paper puts hypersonic vehicles in a military background. A historical perspective of hypersonic vehicles is given in form of a table with milestones, accompanied with some lessons learned from the past and relevant for the future. In the last part, a typical design process, development strategy, technology program, and key technologies of hypersonic airbreathing vehicles are reviewed.

**Keywords** hypersonic flow, hypersonic airbreathing vehicles, hypersonic rocket vehicles, turbine engines, ramjet engines, TBCC(turbine-based combined-cycle), RBCC(rocket-based combined-cycle), thermal protection system

* The project supported by the Engineering Mechanics Co-construction of the Beijing Municipal Commission of Education (XK100060522)

† E-mail: yzyang@cstam.org.cn



© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net