



## 第五次钱学森学术讲座报告·评述

## 大幅度延长激波风洞试验时间

俞鸿儒\*

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

\*联系人, E-mail: Yuhr@imech.ac.cn

收稿日期: 2015-05-18; 接受日期: 2015-06-24; 网络出版日期: 2015-07-30

财政部重大科研装备自主创新专项(试点)基金资助项目

**摘要** 发展高超吸气推进技术为何如此艰难? 探求阻碍发展的根源需要可信赖的地面试验装置. 提出大幅度延长激波风洞试验时间, 用来突破干净空气吸气推进试验装置马赫数未超过 5 的局限. 采用小直径驱动段降低爆轰驱动激波管缝合激波马赫数, 使爆轰驱动激波风洞试验时间能够大幅度延长. 建成的长试验时间激波风洞 JF-12 的试验时间超过 100 ms.

**关键词** 激波管, 激波风洞, 试验时间, 爆轰驱动, 高超吸气推进

**PACS:** 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.40.Rs

**doi:** 10.1360/SSPMA2015-00260

## 1 前言

喷气发动机分为吸气和火箭发动机两大类. 吸气发动机又分为涡喷和冲压发动机. 上述 3 种喷气发动机中冲压发动机无需自带氧化剂以及结构简单而优势突出, 但发展进程却较涡喷和火箭发动机艰难得多. 涡喷和火箭发动机早已分别成为升力飞行器或弹道飞行器的动力基础. 亚燃冲压发动机虽有应用, 但其实用范围和效果仍远离人们的预期. 超燃冲压发动机的研发已经投入巨额资金和大量人力, 历时也逾半个世纪, 其实用前景仍不明朗. 这种异常现象也许是阻碍其发展的潜伏障碍, 未被人们发现或重视.

如何去深刻认识冲压发动机发展进程的障碍呢? 钱伟长<sup>[1]</sup>怀念吴有训教育他认识物理世界的方法值得借鉴. “人们怎样从不全面的自然现象和生产经验中, 得到一些原始的往往是不正确的概念, 以后从积

累的生产经验中发现有矛盾, 又怎样从人们有控制的有意安排的实验中, 来分辨这些矛盾概念的正确与错误, 从而得出改进了的概念. 在进一步的实验中, 又发现这种概念的不完备性和矛盾, 再用人为的实验进一步验证和分析其真伪.”

20 世纪 60 年代初, 中国科学院力学研究所(简称力学所, 下同)计划开展超燃冲压发动机研究, 钱学森所长请吴仲华副所长主持该项工作. 吴仲华调研后认为: 不具备地面试验条件, 因此力学所当时未正式启动该项研究工作. 由此可窥探出两位所长的一致观点: 可信赖的地面试验装置在开展超燃冲压发动机研究中不可或缺.

美国航空航天学会(AIAA)近年出版的《飞行图书馆系列丛书》“通向马赫数 10 之路: X-43A 飞行研究计划的经验教训”<sup>[2]</sup>中指出“现有的超燃冲压发动机地面设施无法提供马赫 5 以上的速度”, “用干净的

引用格式: 俞鸿儒. 大幅度延长激波风洞试验时间. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45: 094701

Yu H R. A big increase in shock tunnel test times (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2015, 45: 094701, doi: 10.1360/SSPMA2015-00260

空气模拟高马赫数提出了各种方法,但都有缺陷”。

半个世纪前吴仲华所长指出的困境迄今仍未根本改变.这个长期未能攻克的难题应该如何去面对呢?

钱学森<sup>[3]</sup>1995年元旦假期中写给王寿云等六同志的信中提到,1960年代,我国科技人员先于“夸克”理论提出了“层子”理论、率先合成了人工胰岛素、成功实现了氢弹引爆独特技术,但是今天呢?我国科学技术人员有重要创新吗?我认为目前太迷信洋人了,胆子太小了!如果不创新,我们将成为无能之辈!在钱学森老所长的批评与激励下,我们大胆去面对这个还没有人干成功的事。

## 2 高超吸气推进地面试验为何困难

以空气为试验介质的常规高超声速风洞试验马赫数上限大于10,以氮为试验介质的AEDC 9号高超声速风洞试验马赫数高达16.5<sup>[4]</sup>.为何用干净的空气作为试验介质的超燃冲压发动机地面试验马赫数未超过5<sup>[2]</sup>呢?

吸气发动机内流的燃烧过程,化学物理变化复杂,地面试验要求“复现”飞行条件.即要求试验气流速度、压力、密度和温度要与真实飞行参数相等.试验介质组分与大气相同、试验模型尺寸与飞行器相近.而常规高超声速风洞试验,不考虑飞行器周围气体在流动过程中的化学物理变化,采用“模拟”试验.这种试验只要求4个无量纲模拟参数(马赫数 $Ma$ 、雷诺数 $Re$ 、比热比 $\gamma$ 和普朗特数 $Pr$ )相同<sup>[5]</sup>;试验气流速度和热力学状态参数可以异于真实飞行条件,试验模型可以缩尺,试验介质也可以更换.

高超声速试验气流是通过膨胀加速提高速度的,高速气流的动能由气源的内能(温度)转化而来.增大试验气流速度,需要提高气源温度.由于高超声速试验气流流量巨大,常规加热技术加热气源能达到的高温受限,难以达到高马赫数时“复现”所要求的试验气流速度,而“模拟”试验只要求马赫数相同.马赫数为速度与声速之比,降低试验气流温度从而降低声速也能提高马赫数,常规高超声速风洞普遍采用降低试验气流温度来提高试验马赫数(极限为防止试验气流出现凝结),因而较易达到较高试验马赫数.冲压发动机地面试验装置除了需复现试验气流速度外,还要求试验介质为空气和模型尺寸相近,试验要

求比“模拟”试验苛刻,因而试验马赫数更难提高.

基于NASA Langley八英尺高温风洞能够产生更高温度的气源,因而被改造用于高超声速推进试验<sup>[6]</sup>.但八呎高温风洞原本用于飞行器热结构试验,试验介质为甲烷和空气燃烧生成的高温燃气.用于高超声速推进试验时,虽经补氧使氧含量与空气相同,但相当部分氮气被水蒸气与二氧化碳所取代.在发动机燃烧温度范围内,氮气为惰性气体,而水蒸气和二氧化碳会发生剧烈的解离、化合等化学物理变化,导致试验结果的不确定性.这种试验方法的诱人之处是能为设计者提供急需的试验数据,最大的问题是可能掩盖发动机性能真相.

激波风洞利用激波加热风洞气源,具有将空气加热到很高温度的能力,能满足冲压发动机高马赫数试验所需的试验气流状态参数要求.但由于冲压发动机试验包含燃料注入、混合、点火等过程,试验时间至少需要60~70 ms.由于常规激波风洞试验时间只有几个毫秒,因而难以用作冲压发动机试验.

为了满足冲压发动机试验需求,需要将激波风洞试验时间至少延长一个数量级.这是一个长期难以解决的问题,但攻克后能为走出困境开辟新的途径,值得为此去努力奋斗.

## 3 激波风洞试验时间

激波管能将气体加速到极高的速度,但由于伴随出现高温,因而气流马赫数上限低于3.20世纪50年代初,Hertzberg<sup>[7]</sup>将其改造成能产生高马赫数试验气流的激波风洞.

早期的激波风洞由普通激波管和串接在其下游的扩张喷管构成.扩张喷管入口直径与激波管被驱动段内径相同,入射激波直通进入喷管,这种激波风洞称为直通型激波风洞.由于激波管每次运行提供的气量有限,因此试验时间很短.

直通型激波风洞中入射激波后的超声速气流通过扩张喷管定常膨胀加速至高超声速.如用等直径管替代扩张喷管,气流通过不定常膨胀也能加速至高超声速,这就构成膨胀管.直通型激波风洞和膨胀管可算是一对孪生兄妹,膨胀管最鲜明的特色是由于不定常膨胀加速,气流总焓能够提高,不足之处是只有靠近被驱动段尾端小量被激波加热的气体能用作试验气流,因而试验时间比直通型激波风洞还短

很多, 试验区空间也小得多. 膨胀管风洞则是两者的结合, 试验气流加速过程部分为定常膨胀, 部分为不定常膨胀. 在入射激波马赫数相同条件下, 试验气流总焓较直通型激波风洞高, 但低于膨胀管; 试验时间比膨胀管长, 但短于直通型激波风洞.

如果直通型激波风洞中的扩张喷管改为拉伐尔喷管, 入射激波抵达喷管入口时将形成反射激波, 这种激波风洞称为反射型激波风洞.

激波风洞名义试验时间为喷管入口处气流压力、密度、温度维持恒定的时间间隔. 直通型激波风洞名义试验时间(见图 1)等于入射激波与分界面抵达喷管入口处的时间差  $t_0$ . 假定空气为完善气体以及不考虑黏性影响, 则

$$t_0 = x_1 \left[ (\gamma_1 - 1) M_s^2 + 2 \right] / \left[ 2 a_1 M_s (M_s^2 - 1) \right] \quad (1)$$

由上式可以看出: 直通型激波风洞名义试验时间  $t_0$  与被驱动段长度  $x_1$  成正比, 随入射激波马赫数增大而急剧下降(图 2).

超声速拉伐尔喷管出口截面比喉部大得多, 其喉部直径可选得较驱动段内径小很多. 加上反射激波后气体基本静止, 反射型激波风洞气源供气持续时间较直通型长得多, 具备大幅度延长试验时间的必要条件.

然而延长激波风洞试验时间除受供气持续时间

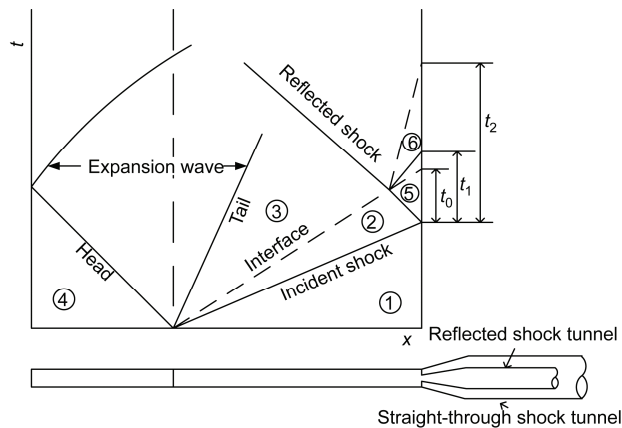


图 1 激波风洞波图.  $t_0$ : 直通型激波风洞试验时间,  $t_1$ : 反射型激波风洞试验时间(远离缝合),  $t_2$ : 反射型激波风洞试验时间(缝合分界面)

Figure 1 Wave diagram for a shock tunnel.  $t_0$ : test time for straight-through shock tunnel;  $t_1$ : test time for shock tunnel (far away from tailored condition);  $t_2$ : test time for shock tunnel (tailored condition).

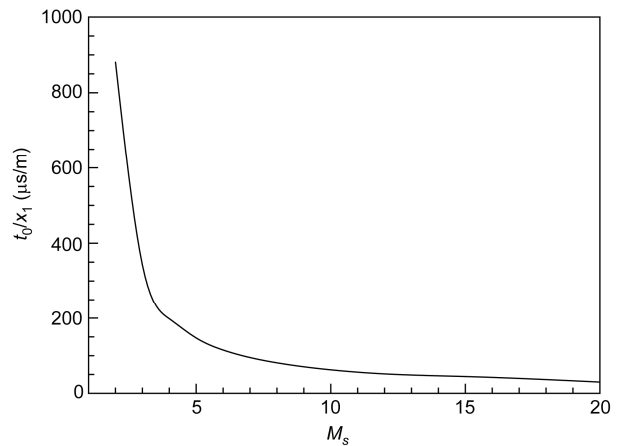


图 2 直通型激波风洞试验时间  
Figure 2 Testing time of a straight-through shock tunnel.

限制外, 还需防止供气持续期中会破坏气源状态定常性的各种干扰. 其中危害最严重的干扰为反射激波与分界面相撞后形成的反射波. 这种反射波与未受干扰的分界面到达喷管入口处的时间相近, 一般反射型激波风洞试验时间  $t_1$  与直通型激波风洞试验时间  $t_0$  差不多. Hertzberg<sup>[8]</sup>提出缝合分界面来消除反射波, 使反射型激波风洞试验时间  $t_2$  能够大幅度延长.

反射激波与分界面迎面相撞, 除了透射激波外, 还形成反射波. 反射波可能是激波或者膨胀波<sup>[9]</sup>, 在激波风洞运行条件下, 当入射激波马赫数相对低时, 反射波为激波. 入射激波马赫数逐渐增大到达一定程度后, 反射波变为膨胀波. 由激波转变为膨胀波的分界点, 既无激波又无膨胀波, 此时认为分界面被缝合, 当时的入射激波马赫数称为缝合激波马赫数.

缝合激波马赫数高低由驱动与被驱动气体初始声速比及其比热比决定<sup>[10,11]</sup>. 初始声速比愈高, 缝合激波马赫数愈大. 例如驱动和被驱动气体初始温度相同时, 氦驱动空气的理论缝合激波马赫数为 3.42; 氢驱动空气为 6.02. 燃烧或爆轰驱动缝合激波马赫数更高<sup>[12]</sup>.

20 世纪 80 年代中期, 随着超高速研究的复兴, 超高速地面试验设备的需求重新涌现. 为满足这种需求, 发达国家掀起建造大型自由活塞激波风洞的热潮<sup>[13]</sup>. Cornell 航空实验室(当时已组建为 Calspan 中心)仍坚持采用传统的高压氢或氢驱动建造大能量国家激波风洞(LENS)<sup>[14,15]</sup>. 中国科学院力学研究所高温气体国家重点实验室则创立爆轰驱动技术来适应这种新需求<sup>[16,17]</sup>.

当时不仅是自由活塞激波风洞努力提高试验气流总焓, LENS 激波风洞最早的设想, 总焓也要达到  $35 \text{ MJ/kg}^{[18]}$ . 高压轻气体驱动要产生这么高的焓值, 需要采用高温氢驱动. 高温高压氢对金属的侵蚀极其严重, 1990 年出现了严重事故. 加上实际需求除了提高试验气流总焓外, 还要求延长试验时间<sup>[19]</sup>. 后者对高超吸气推进试验尤其关键. 20 世纪 90 年代初 Calspan 中心修正了 LENS 激波风洞的性能指标, 并重视延长试验时间. 这些改变使得建成的 LENS 激波风洞成为有重要应用效能的激波风洞.

提高激波风洞试验气流总焓和延长试验时间是难以兼顾的. 因为提高激波风洞试验气流总焓必须提高入射激波马赫数. 但试验时间随着入射激波马赫数增大而急剧缩短(参见图 2). Calspan 中心将提高总焓与延长试验时间两个难点分离. LENS 激波风洞分建成 LENS I 和 LENS II 两座风洞, 前者试验马赫数 7 到 14 用作复现全尺寸拦截器飞行条件; 后者试验马赫数 7 到 3, 开展吸气推进等长试验时间需求的试验.

LENS II 激波风洞试验时间长达 30 ms. 试验时间能这么长, 是由于试验马赫数不太高以及激波管比较长, 其中被驱动段长达 36.6 m.

#### 4 爆轰驱动新应用

要满足吸气推进试验的需求, 30 ms 试验时间显然不够. 能否沿着他们的路子进一步延长试验时间, 使得能够比较充分地满足试验需求呢?

激波风洞试验时间与激波管被驱动段长度成正比. 延长试验时间需按比例加长被驱动段. 同时为了不使黏性不利影响增大, 激波管内径需相应增大. 因此驱动段和被驱动段容积以及驱动气体耗用量均随试验时间的三次方增加. LENS II 激波风洞耗用驱动气体量已经相当多, 再延长试验时间, 驱动气体耗用量将过多.

激波风洞试验马赫数为 7 时, 采用高压氢作驱动气体可满足缝合分界面要求(参阅附录). 低试验马赫数可采用氢与氮混合气作驱动气体<sup>[20]</sup>. 氢气价格高, 大量耗用氢气, 将导致运行成本昂贵. 若改用氢氮混合气作驱动气体, 由于大量使用氢, 可能引发安全问题.

为了避开这些困难, 我们提出: 采用驱动气体耗

用量很少的爆轰驱动替代压缩轻气体驱动进一步延长试验时间. 但爆轰生成的燃气声速高, 缝合激波马赫数也高, 因而爆轰驱动是一种适用于高马赫数试验的强驱动技术. 复现飞行速度的激波风洞中, 缝合激波马赫数只有试验气流马赫数的 57% (参阅附录). 试验马赫数低于 8 时, 缝合马赫数应低于 4.6. 爆轰驱动缝合马赫数过高, 分界面不缝合, 试验时间不能大幅度延长. 能否降低爆轰驱动缝合马赫数, 成为采用爆轰驱动建造长试验时间激波风洞的制约性障碍.

爆轰驱动不像压缩轻气体驱动那样, 只要混入氮气便能轻易降低氢或氮的缝合激波马赫数. 理论上改变爆轰前初始混合气的成分和混合比能降低爆轰驱动的缝合激波马赫数. 但是爆轰驱动操作中, 必须确保点火后立即形成爆轰波, 否则爆轰驱动的良好品质将被破坏以及出现后期爆轰将对设备将造成极大危害. 受此约束, 单一使用这种措施来降低缝合马赫数的幅度有限, 需要探求其他更有效的降低缝合激波马赫数方法.

人们熟悉增大驱动段直径能加强驱动强度. 在驱动和被驱动气体组分、初始状态参数( $P, T$ )不变条件下, 增大驱动段直径能提高入射激波马赫数. 其原因是在等截面激波管中, 驱动气体通过非定常波从静止加速至声速. 由于在亚声速区定常膨胀加速时温度和压力下降速率较非定常慢, 在增大直径的驱动段中, 相当部分加速过程通过收缩喷管来完成. 因而临界声速和临界压力较高, 驱动能力增强. 在超声速区, 情况恰恰相反, 定常膨胀加速时温度和压力下降速率较非定常更快. 缩小驱动段直径后, 扩张喷管中的定常膨胀将降低驱动气体有效声速, 从而降低缝合激波马赫数.

根据上述分析及思考结果, 提出采用小直径驱动段方案建造长试验时间激波风洞. 经缩尺实验证实有效可行后, 在上报中国科学院的关于《中国科学院重大科研装备研制项目(试点)》建议书中, 列出建设的风洞参数: 气流总温 $\sim 3000 \text{ K}$ ; 总压 $\sim 30 \text{ MPa}$ ; 马赫数 5–8(激波风洞), 0.8–4(管风洞); 试验时间 100 ms(激波风洞), 1 s(管风洞); 喷管出口直径 2–3 m. 中国科学院对上述建议评审后, 将复现高超声速飞行条件的激波风洞定为国家财政资金支持重大科研装备自主创新, 以中国科学院为试点的首批遴选 8 个项目之一<sup>[21]</sup>.

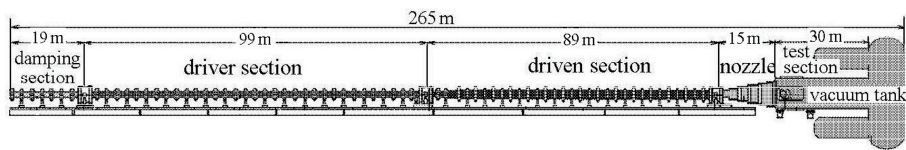


图 3 长试验时间激波风洞 JF-12 示意图

Figure 3 Schematic of the shock tunnel JF-12.

## 5 结束语

在中国科学院和力学所两级领导支持下, 高温气体动力学实验室组建项目组建造长试验时间激波风洞 JF-12. 该实验装置已建成并于 2012 年通过上级验收, 结构示意图如图 3. 试验时间超过 100 ms.

建成的长试验时间激波风洞 JF-12 将提供马赫数超过 5 的洁净空气试验气流, 开展高超吸气推进地面

试验, 为探求阻碍冲压发动机发展进程的根源提供实验条件.

由于现有激波风洞试验时间短促, 风洞起动过程中的冲击载荷与气动力载荷在测力元件中混杂难以分开, 致使测出的气动力数据的精准度远低于常规高超声速风洞. 激波风洞 JF-12 试验时间大幅度延长, 便于将起动冲击载荷与气动力载荷分离. 气动力测量品质不高的现状有望获得改善.

## 参考文献

- 1 中国科学院学部联合办公室编. 中国科学院院士自述. 上海: 上海教育出版社, 1996. 157-158
- 2 Custis P. 通向马赫数 10 之路. 郑耀, 徐徐, 译. 北京: 航空工业出版社, 2012. 6
- 3 钱学森. 致王寿云等六同志信. 见: 钱学森现代军事科学思想. 糜振玉, 编. 北京: 科学出版社, 2010. 176-177
- 4 Marren D, Lafferty J. The AEDC hypervelocity wind tunnel 9. Prog Astronaut Aeronaut, 2002, 198: 468
- 5 夏皮罗. 可压缩流的动力学与热力学(上册). 陈立子, 译. 北京: 科学出版社, 1966. 55
- 6 Reubush D E, Puster R L, Kelly H N. Modification to the Langley 8-foot high temperature tunnel for hypersonic propulsion testing. AIAA Paper, 1987, AIAA 87-1887
- 7 Hertzberg A. A shock tube method of generating hypersonic flows. J Aero Sci, 1951, 18: 803-804
- 8 Wittliffe C E, Wilson M R, Hertzberg A. The tailored interface hypersonic shock tunnel. J Aero Sci, 1959, 26: 219-228
- 9 Courant R, Friedrichs K O. Supersonic Flow and Shock Waves. New York: Interscience, 1948
- 10 Glass I I, Hall J G. Handbook of Supersonic Aerodynamics Sec 18, Shock Tube. NAVORD Report. Rep.1488 1959
- 11 Flagg R F. Detailed Analysis of Shock Tube Tailored Condition. RAD-TM-63-64, 1963
- 12 李进平, 冯珩, 姜宗林. 爆轰驱动激波管缝合激波马赫数计算. 空气动力学学报, 2008, 26: 291-296
- 13 Morrison W R B, Stoalker R J, Duffin J. New generation of free-piston shock tunnel. In: Kim Y W, ed. Current Topics in Shock Waves. New York: American Institute of Physics, 1989. 208: 582-587
- 14 Holden M S. Large Energy National Shock Tunnel (LENS). Description and Capabilities, Calspan-UB Research Center, 1991
- 15 Holden M S, Parker R A. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle at duplicated flight conditions. Prog Astronaut Aeronaut, 2002, 198: 17-27
- 16 Yu H. Recent developments in shock tube application. In: Proceeding of 1989 Japan National Symposium on Shock Wave Phenomena. Sendai: Tohoku University, 1989. 1-79
- 17 Yu H R. Development study of detonation driving techniques for a shock tunnel (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2011, 43: 978-983 [俞鸿儒. 探索发展激波风洞爆轰驱动技术. 力学学报, 2011, 43: 978-983]
- 18 Dunn M G, Moller J C, Steele R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel. AIAA Paper, 1988, AIAA-88-2782
- 19 Bushnell D M. Hypersonic ground test requirements. Prog Astronaut Aeronaut, 2002, 198: 17-27
- 20 Pennelegion L, Gough P J. The Change in Shock Tunnel Tailoring Mach Number Due to Driver Gas Mixtures of Helium and Nitrogen. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda. London: Her Majesty's Stationery Office. 1965
- 21 8 个重大科研装备自主创新项目启动. 人民日报(海外版). 2008 年 3 月 29 日第 2 版

## 附录 入射激波马赫数与试验气流马赫数比值

激波风洞试验介质为空气(比热比 $\gamma=1.4$ ), 反射激波后气体温度 $T_5$ 与初始气体温度 $T_1$ 之比

$$\frac{T_5}{T_1} = \frac{(M_s^2 + 2)(4M_s^2 - 1)}{9M_s^2}, \quad (1)$$

式中, $M_s$ 为入射激波马赫数. 试验气流总温 $T_5$ 与气流静温 $T_\infty$ 之比

$$\frac{T_5}{T_\infty} = 1 + 0.2M_\infty^2, \quad (2)$$

式中, $M_\infty$ 为试验气流马赫数, 由(1)和(2)两式得到

$$\frac{M_\infty^2}{M_s^2} = 5 \left[ \left( 1 + \frac{2}{M_s^2} \right) \left( 4 - \frac{1}{M_s^2} \right) \frac{T_1}{9T_\infty} - \frac{1}{M_\infty^2} \right].$$

如果激波管空气初始温度 $T_1=300$  K, 试验气流静温 $T_\infty=220$  K. 数值结果显示, $M_s \geq 5$ ,  $M_s/M_\infty=0.57$ .

## A big increase in shock tunnel test times

YU HongRu\*

*State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*

Why is it such difficult to develop hypersonic airbreathing propulsion? It is in need of a reliable ground test facility for exploring the source of development obstruction. A big increase in shock tunnel test times for breaking the upper bound of Mach number 5 associated with airbreathing propulsion was proposed. Smaller diameter of detonation driver was adopted for decreasing Tailored incident shock Mach number, enabling the test times of detonation driven shock tunnel to be extended by a big margin. Test times of constructed detonation driven shock tunnel JF-12 were over 100 ms.

**shock tube, shock tunnel, test times, detonation driver, airbreathing propulsion**

**PACS:** 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.40.Rs

**doi:** 10.1360/SSPMA2015-00260