

空氣動力學研究文集

第三卷

(1993)



國防科學技術
預先研究

空氣動力學項目管理辦公室

V211
1027-C

V211
1027-C1

秘 密

空氣動力學研究文集

第三卷

(1993)

主 编 杨 其 德
副主编 陈 正 才



一九九七年二月廿四日



30757323

国防科学技术
预 先 研 究 空气动力学项目管理办公室

一九九四年六月

757323

估价¥1900-

空气动力学研究文集 第三卷(1993)

主 编： 杨 其 德
副 主 编： 陈 正 才
出 版： 国防科学技术预先研究
空气动力学项目管理办公室
印 刷： 中国空气动力技术开发中心
绵阳印刷厂
准印证号： 四川省绵阳市文字第2298号

责任编辑 陈久明 柯长和

序

《空气动力学研究文集》第三卷(1993)与大家见面了。这一卷刊登了47篇文章,都是1993年完成的最新成果或阶段性成果。内容包括气动专业组专家的发展研究、计算空气动力学、实验空气动力学、飞行器空气动力学问题、空气动力学基础或机理问题和研究简报等六个方面的论文。其中研究简报为本卷新增栏目,主要报导在过去文集中已发表文章的基础上所取得的新的进展以及对工作进展的摘要报导。本卷文集基本反映了1993年国防气动预研工作的进展情况。

“八五”空气动力学(13A)预研工作,在科工委机关直接关心和领导下,在各有关方面的关心、指导和支持下,进展顺利,有的课题已接近完成,许多课题突破了技术关键。我们相信,各单位都会抓紧“八五”最后一年多的时间,再接再厉,圆满完成“八五”的预研计划。随着“八五”的结束,许多研究成果将涌现出来。及时的进行成果的推广应用,最大限度的将成果转化为生产力,是一件十分重要的工作。为此,需要加强信息交流,需要各方面的努力。本文集的编辑出版,为及时地总结、交流、推广研究成果提供了一种强有力的手段。项目管理办公室,将努力为大家服务,办好文集,尽可能多地刊载大家通过辛勤劳动所取得的高质量的研究成果。

中国空气动力研究与发展中心主任

焦安昌

1211
1027

空气动力学专业组专家 的发展研究

目次

序.....	焦安昌	(1)
--------	-----	-------

空气动力学专业组专家的发展研究

超高速发射器在空气动力学试验和未来航天工程中的应用.....	乐嘉陵	(5)
一种新型低温风洞致冷方案.....	俞鸿儒	(11)
战斗机的发展与新一代气动技术.....	范洁川	(16)

计算空气动力学

叶轮机平面叶栅的气动设计及绕流计算.....	隋俊友	(27)
三维叶栅无粘绕流的数值计算.....	李大进	(33)
轴对称超临界粘性喷流的数值模拟.....	崔杰	董松野等 (39)
跨音速带外挂机翼非定常气动力数值解法.....	张建柏	罗建国 (45)
飞船粘性绕流的数值计算及分析.....	贺国宏	张涵信等 (50)
导弹喷流对同轴圆管/圆板作用的数值计算	王晓栋	曹文祥 (54)
烧蚀 - 侵蚀条件改变时表面粗糙度非定常变化的数值模拟.....	刘大有	(59)
碱金属引射对尾流化学动力学和电子密度的影响.....	陈伟芳	吴其芬等 (63)
球形粒子超高速撞击侵蚀过程的数值模拟.....	庄峰青	刘大有 (68)
钝头体全目标光辐射特性计算.....	曹文祥	高铁锁等 (74)
翼身组合体干扰系数的工程计算方法.....	王辰生	(80)

实验空气动力学

优化跨音速柔壁自适应风洞试验段截面形状的研究.....	贺家驹	左培初等 (87)
大飞机全模试验技术及支撑干扰研究.....	唐良锐	陈德华等 (94)
纹影、油流、图像监测技术.....		魏勤彬 (100)
迭代卷积重建三维折射率场的计算机模拟.....	贺安之	阎大鹏等 (103)
低速大攻角带动力自由飞模型试验研究.....		罗五美 (110)
高速大攻角俯仰振动实验研究.....	张祖庚	王延奎等 (115)
引射式动力模拟器在动力模拟风洞实验中的应用.....	曲芳亮	刘文和等 (121)
弹用高亚音速 S 形进气道设计、试验研究.....	张宝生	董松野 (127)
声激励增升效应实验研究.....	卢奇正	侯跃龙等 (133)
激波风洞高焓流动及其驻点对流和辐射热流测量.....	唐贵明	袁生学 (139)
脉冲风洞中模型自由飞方法用于小弹头气动特性测量.....	马家欢	陈素贞等 (145)
轻气炮作自由活塞激波管运行的调试研究.....	苟光贤	高东哲 (151)

再入目标特性弹道靶试验研究方案·····	张志成	白菡尘	(156)
----------------------	-----	-----	-------

飞行器空气动力学问题

边条翼布局飞机的俯仰力矩非线性问题研究·····	黄伟	(167)	✓
飞机失速/尾旋全局稳定性分析·····	姜裕标	(172)	
大后掠三角翼前缘缝翼气动特性研究·····	郭金锁 赵霞	(178)	✓
全机高速大攻角下头部喷气气动力特性研究·····	朱华民	(183)	
近耦合鸭式飞机布局大攻角气动特性研究·····	梁贞桢	(189)	✓
格栅翼及其气动特性研究·····	邢秀华 刘仙名	(197)	✓
一种新型导弹尾翼气动布局设计研究·····	竺家齐	(200)	✓
二次点火影响参数与后体结构对底排减阻影响研究·····	丁则胜 罗荣等	(203)	
反坦克导弹续航发动机喷流对尾舵气动特性的影响·····	张有余	(211)	
远程多管火箭弹转速规律设计·····	吴甲生 居贤铭	(216)	
提高火箭弹静稳定性的新方法·····	岳本祥 陈兴泉	(222)	
细长旋转弹的气动弹性稳定性分析·····	蒋厚洸 黄晓鹏等	(224)	
高速再入飞行器背风面分离区热环境的综合分析·····	潘梅林 王安龄	(232)	

空气动力学基础或机理问题

湍流对前缘分离涡运动影响的数值研究·····	王良益 张立	(239)	✓
非平衡电弧等离子体射流光谱学诊断实验研究·····	韩隆恒 岳斌等	(244)	

研究简报

模型快速测力试验技术·····	申明 陈万春	(255)	
关于非平衡计算中准中性模型的讨论·····	瞿章华 沈建伟	(257)	
流过泰氟隆烧蚀表面的化学非平衡边界层数值计算研究·····	魏叔如 吴荣生	(259)	
后掠激波与湍流边界层干扰壁面压力和热流率分布特性·····	王世芬 王宇	(261)	
小钝锥电离空气非平衡全目标区流场特性计算·····	魏叔如 唐锦荣等	(263)	

附 《空气动力学研究文集》撰写要求

序

《空气动力学研究文集》第三卷(1993)与大家见面了。这一卷刊登了47篇文章,都是1993年完成的最新成果或阶段性成果。内容包括气动专业组专家的发展研究、计算空气动力学、实验空气动力学、飞行器空气动力学问题、空气动力学基础或机理问题和研究简报等六个方面的论文。其中研究简报为本卷新增栏目,主要报导在过去文集中已发表文章的基础上所取得的新的进展以及对工作进展的摘要报导。本卷文集基本反映了1993年国防气动预研工作的进展情况。

“八五”空气动力学(13A)预研工作,在科工委机关直接关心和领导下,在各有关方面的关心、指导和支持下,进展顺利,有的课题已接近完成,许多课题突破了技术关键。我们相信,各单位都会抓紧“八五”最后一年多的时间,再接再厉,圆满完成“八五”的预研计划。随着“八五”的结束,许多研究成果将涌现出来。及时的进行成果的推广应用,最大限度的将成果转化为生产力,是一件十分重要的工作。为此,需要加强信息交流,需要各方面的努力。本文集的编辑出版,为及时地总结、交流、推广研究成果提供了一种强有力的手段。项目管理办公室,将努力为大家服务,办好文集,尽可能多地刊载大家通过辛勤劳动所取得的高质量的研究成果。

中国空气动力研究与发展中心主任

焦安昌

1211
1027

空气动力学专业组专家 的发展研究

超高速发射器在空气动力学试验和未来航天工程中的应用

乐嘉陵

(国防科工委空气动力学专业组组长)
(中国空气动力研究与发展中心总工程师)

摘要 本文叙述了:(1) 二级轻气炮和冲压加速器的近期国外研制工作进展以及它们当前和将来在地面实验和航天工程应用(发射空间小型载荷)的可能性;(2) 开展冲压加速器研究的必要性。

1 引言

超高速发射器(有时称超级大炮)的研究工作,一直受到世界各国的关注。目前研究上比较活跃的超音速发射器有二级轻气炮、电磁轨道炮和冲压加速器等三类。二级轻气炮60年代就已经建立,技术上比较成熟,并且在空气动力学(特别是弹头再入)、超高速碰撞等试验研究领域方面得到了广泛的应用。电磁轨道炮由于作为武器使用上的乐观前景也得到了很大的重视。冲压加速器虽然是80年代中期提出的概念,但发展迅速,目前在某些应用前景方面已经是电磁轨道炮的竞争对手。

上述这三类发射器技术之所以受到很大关注,除了它们在地面试验、武器研制方面有重要广泛的应用前景外,另一个重要原因是这些发射器还可能成为未来天地往返运输系统中不可缺少的组成部分(发射小型卫星和空间载荷)。根据粗略估计,利用超高速发射器发射对过载不敏感的一类空间载荷,其价格是航天飞机或运载火箭的 $1/20 \sim 1/40$ (如:用航天飞机发射空间载荷为10,000美元/公斤,用二级轻气炮则为600美元/公斤,用冲压加速器价格还要低)。未来的天地往返运输工具可能是多种多样互相配套,正如陆地的各类运输工具飞机、火车、汽车、轮船甚至管道(运输气体和液体)之间运输功能相互补充配套那样,用航天飞机运载火箭运输大型、贵重的空间载荷而用发射器运输对过载不敏感的小型载荷,从而构成合理经济的天地往返运输系统。因此,从超高速地面试验、从武器研制、及从未来航天工程的应用这三个方面来说,或者从当前和未来的应用来说,超高速发射器技术将是一个十分重要的研究项目。本文的重点是叙述近期二级轻气炮和冲压加速器的发展与应用。

2 二级轻气炮技术及其应用

2.1 基本原理

整个炮分两级 (见图 1)，第一级为压缩管(Pump tube)，第二级为发射管(Launch tube)，压缩管中充以轻气体(He或H₂)，

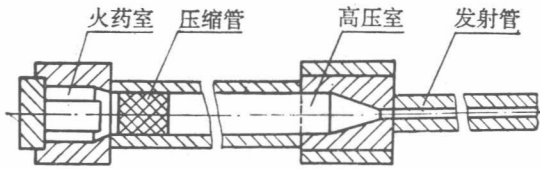


图 1 二级轻气炮示意图

由炮尾部的火药室点燃的高压气体 (用常规火药或甲烷空气燃烧产生) 推动活塞运动，再由活塞不断压缩 H₂ 气体以获得高温高压，从而加速发射管中的弹丸以获得预期的出口速度。二级轻气炮的技术比较

成熟，近期的发展主要集中在减少弹丸的冲击过载(软发射技术)。

2.2 在空气动力学试验方面的应用—建立一个能够人工控制的、基本复现(而不是模拟)缩比弹头超高速气动环境的国家飞行实验室

60年代以来，二级轻气炮主要是用来解决再入弹头中的气动设计问题。1989年美国 NASA 总部正式提出国家级的超高速气动物理设备建设，即 AHAF[Advanced Hypervelocity Aerophysics Facility]计划(AIAA 90-1375)。AHAF的主要参数是：

缩比模型重量：10公斤，直径：0.3~0.45米，长度：0.9~1.5米。发射器长度：150~300米。模型速度：第一阶段 6 公里/秒，利用现有二级轻气炮技术；第二阶段12~15公里/秒，采用二级轻气炮和冲压加速器(或电磁轨道炮)相结合的技术(见图 2。AIAA 92-3949)。

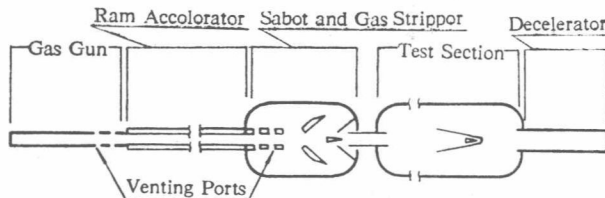


图 2 轻气炮和冲压加速器相结合的超高速弹道靶

AHAF 计划虽然一次性投资较大，但所建立的国家飞行实验室可以大大减少飞行次数，并可积累弹头设计经验加快研制进程，因此从总体来说是经济的。

2.3 在航天工程方面的应用

(1) 美国劳伦斯-利弗莫尔国家实验室正在进行 SHARP (super high Altitude Research 超高空研究)计划,(AW&ST, 1992, Aug. 10; 1990, July, 23) 初步打算是在1997年前完成下列弹丸的发射研究工作(见表 1)。

表1 1997年以前的发射参数

情 况	1	2	3	4	5
弹丸重量(公斤)	1.5	5	15	150	2000(包括340公斤有效载荷和轨道运行的小火箭)
弹丸速度(公里/秒)	6	4	6	6	

下表 2 是完成表 1 情况 2 和 5 的发射参数。

表2 SHARP 计划现有的和设想的发射器参数

	火药室长 (米)	压缩管长 /直径(米)	发射管长 /直径(米)	活塞重量 (公斤)	全长 (米)	模型重量/发射速度 (公斤/秒)
0*	1.76	27/0.130	10/0.037~0.05	30	40	50~100克/5~6
1*	12(推算)	97/0.356	47/0.102	10 ³	144	5公斤/6
2*	100	700/3.6	760/1	400×10 ³	1500	2000公斤/6

注：0*是中国空气动力研究与发展中心的发射器参数

(2) 发射器研制工作进展

SHARP (即表 2 中1*发射器)已完成1.5公斤弹丸重量,6 公里 /秒出口速度的试验, 目前正在进行 5 公斤弹丸, 4 公里 /秒速度的试验, 如果这一试验成功, 则 SHARP 炮要转移到范登堡空军基地, 并将对天空垂直发射 (该发射系统中压缩管和发射管两者互成‘L’直角形, 发射管可水平或垂直方向安置, 见图 3)到 450 公里的高空, 以获取弹丸通过大气层的数据, 根据我们的经验和计算(火药室改用 90 公斤的炸药),在表 1 中情况 2 的条件下, 内弹道参数如下:

活塞峰值速度: 428米 /秒

压缩管压力峰值: 3412公斤力 /厘米²

弹丸底部压力峰值: 1400公斤力 /厘米²

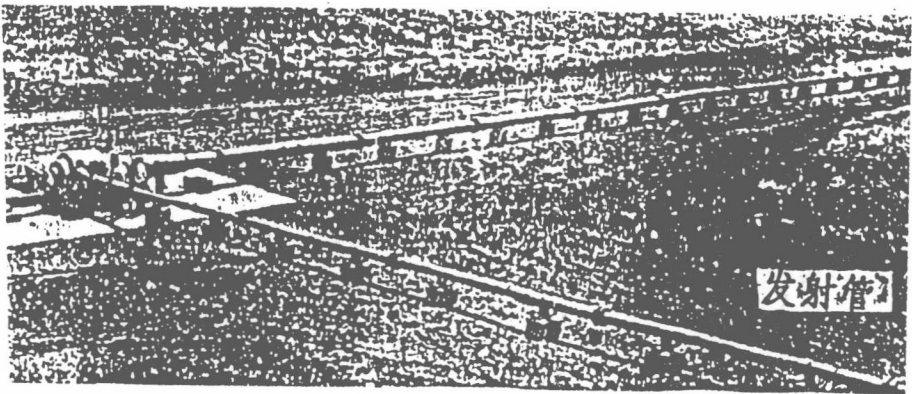


图 3 压缩管和发射管成直角“L”形(水平安置)的二级轻气炮

上述参数与我们目前使用的二级轻气炮相比 (表 2 中 0* 发射器), 炮体和弹丸所承受的载荷较低, 炮的工程材料选取没有困难。

为了发射 2 吨重载荷, 利弗莫尔国家实验室提出了大型二级轻气炮设想, 这样的炮可架在 1.8~ 4 公里的高地, 以 25° 的发射角对空发射, 实现这样的大炮, 原则上虽然没有困难, 但在压缩管和发射管的联结结构和材料以及 400 吨重活塞运动引起的能量吸

收等一些问题上都会带来很大困难。一个革命性的办法是设计一门没有压缩管和活塞而直接加速弹丸的大炮。当前提出了发展这类大炮的各种技术途径,如:电热炮、铀燃料粒子床加热氢、电磁炮、冲压加速器等,其中冲压加速器的研究工作虽于80年代起步,但近期已取得很大进展,是这类发射器中最有竞争力的一种。

3 冲压加速器(Ram Accelerator)及其应用

3.1 基本原理

运行方式类同冲压发动机,被加速的弹体与发射管管壁之间的通道可以设计成冲压发动机的进气道、燃烧室、喷管的形状,发射管内事先充以气体的燃料与氧化剂(如 H_2 、 O_2 ; CH_4 、 O_2 等),由于弹体在管道中的高速运动所产生的激波,使可燃混合气体增压升温,并产生燃烧与爆震,从而推动弹体加速。这种运行方式的优点是:弹体本身不带燃料,没有冲压发动机那样有燃料的混合问题;加速实际上是等底压方式,过载小;由于没有活塞运动,因此,弹丸在管内加速过程中冲击很少,管壁没有损耗。

3.2 冲压加速器的两种工作方式 (见图4)

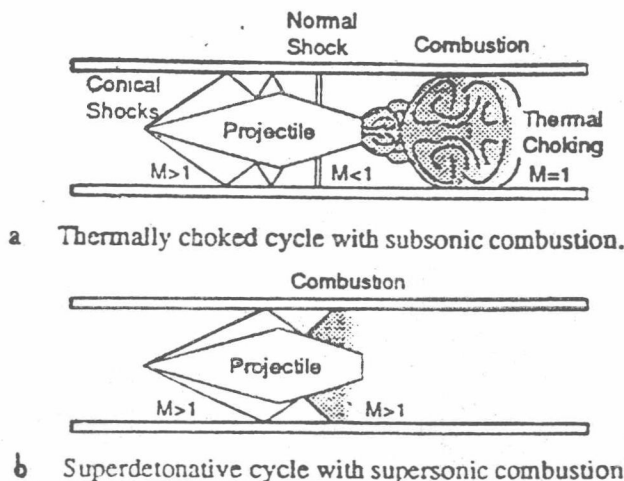


图4 冲压加速器的两种工作方式

(1) 亚音速燃烧与壅塞工作方式:由于弹体尾部流动马赫数 $M < 1$ (亚音速),用弹体底部的点火器直接点燃气体。燃烧放出的热造成底部流动的热壅塞(即图4a中截面 $M = 1$ 处),弹体获得的速度范围 $V = 0.7 \sim 2.7$ 公里/秒。

(2) 超音速燃烧斜爆震波(超燃冲压加速器)工作方式:当弹体速度较高时,其头部的斜激波在管壁反射形成斜爆震波。爆震波产生的高温高压作用在弹体后部造成了推力,整个流动都是超音速;这种方式获得的速度范围 $V = 2.5 \sim 10$ 公里/秒。

(3) 运行效率 η 与最大推力:对于壅塞情况,运行效率 η 是指弹体动能变化率与燃料热值效率的比值。 η 取决于无因次推力 $F/P_1 A_1$ (P_1 初始充气压力, A_1 管截面面积)。

一般情况下 $\eta \approx 0.16 \sim 0.30$ 。无因次最大推力 $F_{\max}/P_1 A_1 \approx \Delta q/C_{p1} T_1$ 只取决于燃料热值 Δq 并且只对应于一个确定的来流马赫数 M_1 ，因此在发射管中为获得 $F_{\max}$ ，就要保持 M_1 不变。在弹体不断加速过程中，只有 A_1 相应增大或者是气体分子量沿飞行方向不断减少，才能维持 M_1 不变。为满足这一条件，实际运行中发射管中采用分段充不同分子量气体（如： CO_2 、 N_2 、 He 、 Ar 等）来调节音速。

3.3 超燃冲压加速器(Superdetonative Ram Accelerator)

(1) 美国西雅图华盛顿大学 Hertzberg A. 教授于 1983 年提出这一概念，经 900 多次试验，1986 年取得原理性成功。基本参数为：

发射管直径：3.8 厘米；弹体长：12.7 厘米；直径：2.89 厘米，重量 70 克。

弹体入口速度：1.2 公里/秒，经加速后出口速度：2.6 公里/秒。

(2) 美国 APRI(Advanced Projects Research Inc.) 用 38 厘米的发射管和 150 克弹丸进行超燃冲压加速器试验，获得了 4~6 公里/秒的出口速度 (Aerospace America /June 1991)。

(3) 正在设计、准备运行的还有美国 Englin 空军基地(用 93 毫米的发射管)，美国陆军弹道研究实验室 BRL(用 120 毫米直径)。

(4) 西欧德法圣路易(St. Louis) 联合研究所研制了 38、90 毫米两种冲压加速器，预计可以获得 3~5 公里/秒的速度。

(5) 俄罗斯近期在这一方面所取得的研究成果更受到鼓舞。

3.4 超燃冲压加速器作为小型空间载荷发射器的可能性(AIAA88-2968)

设计指标：初始总载荷 2000 公斤(包括 400 公斤有效载荷)；低轨道高度 500 公里，发射初始速度 8~10 公里/秒，发射管中过载为 1000g。

为满足这一设计指标，发射管直径选取 1 米，发射管的长度(取决于要求的初始发射速度)选为 3.8 公里至 6.7 公里(初始速度为 8~10 公里/秒)。发射管初始充气压力为 3.3 MPa。为使载荷在管中不断加速过程中，音速不断增加，选用 $\text{CH}_4 + \text{O}_2 + 5\text{Ar}$ ， $2.4\text{H}_2 + \text{O}_2 + 2\text{N}_2$ ， $5\text{H}_2 + \text{O}_2$ ， $8\text{H}_2 + \text{O}_2$ ，四种不同混合比例的燃料。设想中的携带有效载荷的弹丸(或飞行器)见图 5，表 3 是各部分载荷的分配。

3.5 工程设计中的困难

当前冲压加速器正在进行能否重复获得 $V=7$ (公里/秒)的实验演示。此外对于发射小型载荷，尚需要解决很多工程问题：如弹丸在管中及上升段的热防护问题，稳定性问题，机载小型轨道机动火箭的设计问题及电子器件硬化以经受 1000g 过载的设计与试验问题等。