

ISSN 1004-8103
CN 61-1245/K

航空史研究

张德超



1993 年第 1 期

(39)



《航空史研究》季刊的宗旨是：根据实事求是和百花齐放的精神，交流研究成果和经验，积累有关航空史的资料，宣传航空知识，特别是航空史的知识。

西 北 工 业 大 学
航 空 史 研 究 室

一九九三年三月

航空史研究(39)

目 录

1. 章正瑜	风洞实验技术研究三十年回顾	1
2. 陈 杰	火箭与运载技术发展过程的哲学思想	9
3. 程不时	昆仑长江上空的大鹏——忆运十飞机的研制	14
4. 云 铎	抗战期间印度纪行——飞越驼峰的国际航空通道	27
5. 邓汤美	飞越驼峰片断	41
6. 张明昌	月球表面的文明遗迹	46
7. 马龙章	引用史料的点滴体会	49
8. 韩明阳 孟 力	为朱慕菲“正传”	53
9. 赵元孚	波音史话(四)	56
10. 郑传良	震惊世界的华裔盲女谢婉霞	62
11. 云 铎	钱昌祚	64
12. 蔡镇寰	钱昌祚(1901.8.7—1988.8)	66
13. 曹 华	民用航空器的适航性管理	67
14. 刘长明	剪不断的思绪——忆我国特种纺织材料的研制	68
15. 余 宗	美国飞机首袭东京	74
16. 梁炳文	关于美空军来华作战的片段回忆	78
17. 王钟强	杜立德一行在中国的经历	82
18. 郑泽尧	杜立德首炸东京50周年纪念——五位公民应邀前往美国	87
19. 万润龙	美国飞行员不忘“救命恩人”邀请浙江老人赴美参加庆典	89
20. 孟 力 韩明阳	孙中山与梅屋庄吉——记日本友人协助 中华革命党创办飞行学校、飞机队	90
21. 姜德仁	从中航到民航——回忆重庆解放时的中航发报台	97
22. 陆永正	“中华革命党飞行学校”的一些辨议	101
23. 杨常修译	1909—1949年的中国航空(上)	104
24. 李德标	《华侨航空史话》与《航空史研究》读后	114
25. 陆丛正	穿起华侨航空爱国史实的珍珠——评介方雄普 著《华侨航空史话》	117

26.	崔永静	沈阳最早出现的航空器	118
27.	马龙章	航空史料三则	119
28.	马龙章	请提供一点史料	120
29.	天气办	增雨抗旱服务农业	121
30.	姜长英	学矿的改行学航空	122
31.	姜长英	我写江超西	130
32.	姜长英	崇洋迷外的根源	132
33.	鲁克成	《航空史研究》十周年纪念	133
34.		1992年《航空史研究》(35)一(38)目录汇编	134
35.		支援和感谢	61

风洞实验技术研究三十年回顾

章正瑜

(航空航天部 626 研究所)

前 言

为了满足飞行器型号设计和改进的需要,为了跟踪国内外空气动力试验技术的发展,为了不断提高风洞实验质量和扩大实验范围,30年来,我所开展了多方面的实验技术研究工作。主要包括:模拟研究,模型实验的精确度研究,流态观察技术研究,静态特性实验技术研究,动态特性实验技术研究,进气道实验技术研究等。

一、模拟研究

风洞实验是用一个与真实飞行器相似,按一定比例缩小的模型,在有边界限制的风洞内进行的。这样,风洞实验就要解决这两方面的模拟问题:一是模型与真实飞行器的模拟;二是风洞实验条件与真实大气飞行条件的模拟。

1. 模型模拟研究

模型模拟研究主要是解决进气道,尾喷流和活动面缝隙的模拟问题。

(1) 进气道模拟

1970年以前,主要对进气道实体堵锥进行了研究。头部进气的进气道,采用圆锥形,大量的实验结果证明,锥顶角为 30° 比较合适。对于两侧进气的进气道,主要是确定堵锥的底部高度。通常采用两种方式:一种叫半高堵锥,即堵锥底部半径是进气道入口侧面高度的一半;另一种是全高堵锥,即堵锥底部半径等于进口侧面高度。1970年以后,为解决采用实体堵锥所产生的一些问题,进行了通气模型对比实验研究。在这项工作中,亦对两侧进气的堵锥形式做了实验。我们用现成的“东风107”无平尾模型改装成通气模型,通气模型的内管道设计了三种形式,在尾部出口截面处测总,静压,1971年9月至11月,在F2-1风洞中进行了实验,实验结果证明,对于进气道模拟,最好使用通风模型。在两侧进气的堵锥形式的研究中,实验证明:在超音速时用全高堵锥是可行的;在亚,跨音速范围内,尚无较满意的堵锥形式。

(2) 发动机喷流模拟

1970年以前,在型号实验中对于尾喷流的模拟,采用机身后部延长一截面形状与尾部端面完全相同的“尾环”,尾环的长度为尾部截面直径的 $1 \sim 1.5$ 倍。这是苏联

资料提供的模拟方法。它的主要缺点是亚音速喷流引射不能模拟，超音速喷流外形模拟不够。1973年开始设立喷流模拟课题。1980年完成了喷流气源管道的设计和安装，同年做了喷流测压和测力实验。1981年进行了双喷后体推阻的测量。1982年完成了喷流实验，结果是比较满意的，在设法提高落压比之后，即可满足型号实验的要求。

(3) 缝隙模拟

缝隙主要是指活动舵面与机身之间的缝隙。由于模型小，这些缝隙很难依真实飞机的缝隙按比例制作。为了研究缝隙对实验结果的影响，1965年至1980年共进行了四期实验。实验结果表明，模型缝隙在0~3.0毫米范围内，对气动力性能没有大的影响。

2. 实验条件模拟研究

实验条件的模拟研究主要是解决洞壁干扰，支架干扰和雷诺数效应等问题。

(1) 洞壁干扰研究

在1963年的歼七机横向实验中，出现 $\beta = 0^\circ$ 时， m_x ， m_y ， m_z 值不为零，尤其 m 更为严重。为此做了零点值试验，经过分析发现：产生这种不合理现象是由于流场中气流流向不均匀所致。1964年设计加工了测量点流向的仪器，1966年和1967年对风洞流场进行了点流向测量。实验结果表明，超音速（1#，2#，3#喷管）的点流向有共同的特点：离风洞中心线越远的点，气流偏角值越大；靠近中心线的点，气流偏角值渐小。在纵向，气流离开风洞中心线向上下壁偏移，偏角一般较大；在横向，气流由两侧壁向中心线偏，偏角一般较小。

洞壁干扰研究的主要内容是跨音速壁板的影响问题。1963年至1968年，先后做了实壁和开孔率为15%，23%的直孔和开孔率为6%的斜孔壁板的实验研究，并对核心流和侧壁 M 数做了测量和计算。同时，对跨音速实验段上下驻室连通与不连通的影响做了比较。通过大量的实验证明，15%开孔率的直孔壁，基本上能消除亚音速堵塞干扰和小展弦比模型的亚，跨音速的升力约束干扰，在跨音速马赫数为0.9~1.2范围内，存在着波反射干扰效应。上下驻室连通与不连通，对气动特性无影响。亚，跨音速选择的参考点的 M 数是准确的。超音速范围内，若洞壁反射波不打在模型上，则刚体模型的实验结果是可靠的。

(2) 模型尾支杆干扰研究

模型在风洞中被装在一个天平支杆上，天平插入模型机身之内，采用外式天平时在模型后部要加天平整流罩。支杆干扰研究主要是确定模型尾部端点到天平根部的距离。原苏联资料给出的这段距离为 ≥ 210 毫米。1969年1月做了实验，证明这段距离在146~240毫米范围内，对升力、俯仰力矩和前体阻力均没有干扰，仅对底阻有影响。

(3) 雷诺数效应研究

1967年9月在FL-1风洞中做了雷诺数效应的实验，其目的是了解在风洞实验雷诺数的范围内，雷诺数和边界层状态对模型纵、横向气动特性的影响。通过对实验结果的分析证明，雷诺数及边界层状态对模型的阻力和滚转力矩影响较大，对其它分量影响较小。

雷诺数影响模型气动特性的主要因素是气流粘性。气流粘性更直接决定了模型边界层的状态。为了使模型表面接近飞机飞行时的真实表面状态,我们在模型表面增加对气流的扰动。采用的方法是人工固定转捩,将金刚砂或金属丝粘在模型表面。由于粘了粗糙带,势必产生附加阻力,而影响前体阻力的测量值。1972年4月用“强5”小模型对粗糙带附加阻力问题进行了实验研究。结果证明,阻力测量值采用高度外插法修正比较合理。

二、模型实验的精确度研究

模型实验的结果必须经过修正才能用到型号设计中去。为了修正得准确,在FL-1风洞中做了大量的标准模型实验。1960年到1982年进行的标模实验有:跨音速纵向标模AGARD“B”,“C”;NACA-TN1228的全机和无尾标模;跨超音速横向标模NACARM A57L18;二元测压标模NASA TN-D-15;跨音速平板颤振标模NACA RM L52K14;半模测压标模NASA TN-D-850;三元测压标模NASA TN-D-830;钝头体测力标模NASA TN-D-1327;弹射救生装置标模AD-273-626;20°锥柱体标模;GBM-03和GBM-04标模。为了研究同一模型不同天平的实验结果的差异,专门设计加工了TXM-01标模。此外,还用我国的GBM-03标模在法国ONERA莫当和瑞典FFA的风洞进行过对比实验,同样法国ONERA莫当和瑞典FFA的标模也在我所FL-1风洞进行对比实验。FL-1风洞也参加了国内同类型风洞的GBM-03、04标模对比实验。

通过这些标准模型的实验,检验了FL-1风洞的可靠性和实验结果的准确性,证明FL-1风洞的纵向,横向实验结果基本上是可靠的,并为正确使用风洞的实验结果,提供了修正方法和依据。

我们曾对FL-1风洞做过的各种型号实验结果进行过综合分析,特别是通过“摸透歼七”的课题研究,使我们对风洞性能和实验技术有了较深的理解。1963年,我国航空科研事业有了较大的发展,各科研设计部门根据中央军委的部署,以苏联米格-21(即歼七)飞机的技术资料为基础,全面开展了“摸透歼七”的技术研究工作。我单位从1963年开始,对歼七飞机的气动性能进行了全面的实验研究,并成立了“摸透歼七”课题组。1963年至1965年共进行了九期实验,比较全面,系统地搞清了歼七的气动性能,同时对掌握风洞实验技术,正确使用实验结果是一次很有收益的“练兵”。在这项工作中,找出了风洞实验数据要用到型号设计中去,应做如下诸方面的修正:进气道进气修正,喷流修正,后体效应修正,重心不同的修正,气动弹性修正,洞壁干扰修正,雷诺数效应修正等。

三、流态观察技术研究

流态观察是气动分析的重要手段。为了直接对模型表面边界层和气流流态进行观测

研究, 1963年至1965年采用不挥发油膜术, 蒸发法和升华法做实验。这三种方法各有优缺点, 不挥发油膜术比较简单, 容易得到模型表面的绕流图形, 但难以判别边界层转捩位置。蒸发法也比较简单, 但液体蒸发速度慢, 吹风时间长。升华法表面涂层薄不影响翼型, 边界层转捩位置显示得很清晰, 并能确定引起边界层转捩的金属拌丝的直径和粗糙带的高度。

1973年至1975年, 又对荧光油膜法进行了实验研究。这种方法可以明显地分辨出边界层转捩, 分离, 气流流向和激波位置及其近似强弱, 并能拍成彩色照片供长期保存。

四、静态特性实验技术研究

静态特性实验技术研究, 主要是为了扩大风洞实验范围, 以满足型号设计的需要。FL-1风洞建成后, 根据苏联资料初步开展了一般的常规纵向实验, 经过“摸透开七”的课题研究, 常规实验技术得到进一步的完善。为了扩大风洞的实验范围, 我们又进行了以下几方面的研究工作:

1. 横向实验技术研究

1966年至1971年, 在FL-1风洞中共做了八期横向实验, 找出了横向实验和数据处理的方法。1971年设计加工了一套中部支架, 提高了横向实验的精度。1968年还在哈尔滨军事工程学院一系103实验室做了一期跨音速实验, 研究四壁开孔与二壁开孔对横向实验结果的影响。目前, FL-1风洞的横向实验技术已经达到基本过关的水平。

2. 半模型实验技术研究

由于风洞尺寸的限制, 为了尽量加大模型尺寸, 采用了半模型。半模型实验技术研究, 分测力和测压两部分。主要内容是研究洞壁对半模型的干扰及消除这种干扰的方法。半模型测力实验研究工作是从1965年开始的, 前后分为两个阶段:

第一阶段从1965年至1970年, 主要对小展弦比翼身组合体进行半模型实验研究。实验研究结果表明, 对于小展弦比来说, 选用不同厚度的垫块隔除洞壁附面层较为适宜。

第二阶段以1971年至1978年, 对大展弦比翼身组合体的半模型进行了实验研究。研究结果表明: 对于大展弦比翼身组合体, 用反射板来隔除洞壁边界层较为适宜。从而, 确定了在FL-1风洞中进行半模型测力实验的方法。

半模型测压实验研究是1973年开始的。在1973年设计了一个标准模型, 1975年加工完成。1976年做实验准备, 1977年8月至1979年8月进行了风洞实验研究。实验结果表明, 对于单独机翼, 翼身组合体, 采用厚度为30毫米和20毫米垫块隔除边界层是可行的, 从而解决了在FL-1风洞中进行半模型测压实验方法问题。

3. 铰链力矩实验技术研究

飞机, 导弹的操纵面(包括全动舵、升降舵、方向舵和副翼)型式的选择及其空气

动力特性的优劣，是型号设计者在气动布局中十分关心的问题，舵面气动力特性的好坏，特别是舵面铰链轴的位置正确与否，不仅对舵机功率，飞行器的机动性有决定性的影响，而且关系到飞机的安全。所以，在飞机设计中必须准确地知道舵面压力中心和相应的铰链力矩。由于理论计算误差较大，一般均依靠风洞实验来测定舵面铰链力矩。

铰链力矩实验技术研究，包括半模型和全模型。根据铰链轴的不同形式，做了直轴铰链力矩实验研究和斜轴铰链力矩实验研究。1960年进行的“东风-113”副翼铰链力矩实验，是用半模型的方法，将模型固定在实验段侧壁钢窗上。只测量铰链力矩时用单分量天平，同时测量其它气动参数时用三分量天平测量。1961年进行的“东风-113”平尾铰链力矩实验和“强五”机操纵面铰链力矩实验，也都是采用半模型的方法。上述实验均获得了成功。

此外，1967年做了歼七方向舵斜轴铰链力矩实验。1963年至1974年对歼七平尾铰链力矩问题进行了系统的研究，先后共进行了九期实验。其中有直轴和斜轴，半模和全模，并进行了实验结果的比较。1966年至1967年，做了歼七，歼八的副翼铰链力矩实验，采用半模方法，天平是二分量天平，主要测副翼的法向力和铰链力矩。1980年至1982年共进行了三种型号的导弹操纵面铰链力矩实验。1980年和1981年，分别对歼十三和歼九机的操纵面铰链力矩进行了实验研究。

大量的实验结果证明，我们的方向舵，平尾铰链力矩的实验技术，基本上可以满足型号实验的需要。而副翼的铰链力矩实验技术，还需要进一步研究探索。

4. 外挂物测力实验技术研究

在现代歼击机的研究中，为了增强攻击能力和加大航程，一般都要在飞机上加一些外挂物，如导弹，火箭，副油箱等。外挂物测力实验技术研究是1970年开始的。当时做机身副油箱外挂测力实验时，曾出现副油箱高频抖动，后来将副油箱模型的材料由钢质改为铝镁合金，解决了这一问题。外挂测力的主要关键是天平，1982年设立了“外挂测力课题”，研制了一台直径为10毫米的小型天平，通过实验证明，天平的设计是成功的。

将内式小天平装入全机模型的外挂物内直接测量，是获取外挂物及其挂架上的气动载荷的方法。

我所已具备了测量机身副油箱和机身组合炸弹（用 $\varnothing 10$ ， $\varnothing 6$ 内式六分量外挂天平），机翼副油箱（用 $\varnothing 10$ ， $\varnothing 6$ 内式六分量外挂天平），翼载导弹（用 $\varnothing 3$ ， $\varnothing 2.4$ 内式五分量小天平——无阻力元），炸弹和火箭发射器（用 $\varnothing 3$ ， $\varnothing 2.4$ 内式五分量小天平）的能力，能为强度计算提供实验依据。

外挂标模（NASA MEMO 4-20-59L一文中的模型）的实验表明，我所FL-1风洞的实验结果，与国外大型风洞的吹风实验结果趋势一致，量级相当。

现在亦可以用多台天平同时测量主机，外挂物及其它飞机部件的载荷。

5. 模型大攻角实验技术研究

大攻角气动特性研究方面，首先采用常规实验模型（长600~650mm）进行攻角 $\leq 25^\circ$ 的实验，从中确定大攻角实验技术，数据处理方法以及实验数据的可靠性。然

后又用较小的模型(长400~480mm)进行大攻角(35°)的实验。在大攻角实验时,由于模型受力大,要求天平既要有大的量程,又要有足够的强度和刚度,而且尺寸还得小,为了比较实验结果,选用了NASA TMX-3310中 $N_1C_1W_5T$ 模型做为校验模型,该模型在美国NASA Ames(艾姆斯) 1.83×1.83 米²风洞进行了纵向实验。我们设计了六分量天平 and 几个带预偏角的支杆。同时修正了大攻角的洞壁干扰。通过实验证明,FL-1风洞大攻角的实验数据与美国NASA TMX-3310中的数据是一致的。

6. 气流流经飞机、导弹等飞行器的空间流场测量技术研究

研究目的是通过对模型周围流场的测量,研究模型周围的流场,以了解飞行器部件之间干扰的机理,为确定合理的气动外形和布局型式提供可靠的依据。为此我所设计了两个自由度的空间流场测量装置,主要测量流场中某一点的M数,总压和气流方向。目前采用直接测量法,即用测量探头来测量飞机外流场某一点的各种参数。

7. 进气道通气模型实验技术研究

在高速风洞实验中,大部分采用进气道堵锥的实验方法,这种模拟方法因没有内流存在,致使进气道附近的外流模拟不准,所以最好采用进气道通气模型实验技术,这种实验模型的进气道是通气的,可设计成直管道,扩收管道和扩张管道。为了测量内流阻力,在通气出口处安放总、静压排管。采用这种实验方法,使进气道流型更接近飞机飞行情况,使实验数据更加准确。此外,采用这种实验方法还可计算出亚音速的溢流阻力和跨、超音速时的附加阻力。为了便于比较,在FL-1风洞中还进行了NACA TR1281校验模型实验。该模型在美国NACA进行了自由飞实验。我所FL-1风洞所得实验数据与美国NACA的自由飞实验数据很接近。从而说明了FL-1风洞通气模型实验数据是可靠的。

8. 喷流实验技术研究

为了进行喷流实验,FL-1风洞建立了一套喷流实验系统,用风洞气源的一个贮气罐作为喷流气源,由喷流气源,阀门,通气管路,支臂,模型内腔管道和喷嘴等组成喷流系统,于1980年投入使用。为鉴定实验结果的可靠程度,选用了美国NASA-TN-5393中的模型做为校验模型。该模型在FL-1风洞中的实验结果基本上与美国NASA-TN-5393中的实验结果一致。

五、动态特性实验技术研究

1. 颤振实验技术研究

动态特性实验技术研究,以1965年的颤振实验为开端。由于颤振的理论计算尚不能完善的应用到飞机设计中去,特别是在跨音速区域,颤振余量小,是最危险的区域,只能依赖风洞实验来解决。因为FL-1风洞实验段尺寸小,只能做单独翼面的颤振实验。翼面颤振实验技术研究主要研究了以下内容:

(1) 空气压缩性对翼面颤振特性的影响,以确定翼面的刚度指标。

(2) 翼面操纵系统刚度对颤振特性的影响,以确定操纵系统在生产中所产生的误差所允许的范围。

(3) 翼面翼尖配重对颤振特性的影响,以确定最佳的翼面翼尖配重。

在颤振实验前,需要进行风洞的速压调整。考虑到FL-1风洞运转的安全,最大速压对应的前室总压值一般不超过正常状态的一倍。1965年至1969年先后对简化平板、强五机翼和歼七水平尾翼进行了颤振实验,实验是成功的。

2. 马格努斯效应实验技术研究

在动态特性实验技术研究中,1975年开展了旋转体的实验研究,因为当时型号研制任务需要测量导弹在运行中产生的马格努斯力。从1978年至1981年,进行了一个大长细比小斜置翼钝头旋转体导弹模型的马格努斯力和力矩的测量实验研究,因为马格努斯力的量值小,选用了一台外式六分量小载荷天平。实验证明,在FL-1风洞中可以完成马格努斯力和力矩的测量实验。

3. 飞机抖振边界实验技术研究

现代歼击机的设计重点强调亚,跨音速机动格斗性能,要求飞机有尽可能高的可用升力,具有良好的大攻角特性,但当飞机攻角增加时,随之可能出现不可接受的抖振水平,致使操纵品质变坏或失控,驾驶员感到颠簸和烦恼,产生疲劳,降低工作效率,甚至引起严重的结构事故。一般在风洞中进行飞机的抖振边界预测,以设法提高抖振边界和降低抖振强度。

在FL-1风洞中能用多种方法测量机翼的抖振边界,在FL-1风洞中研究了用翼根弯矩法,后缘压力发散法和翼尖加速度法同时测量机翼的抖振边界。还研究了在常规测力实验时,用翼根弯矩法同时测机翼的抖振边界,我所用瑞典RT-1模型在FL-1风洞中所测结果与在瑞典FFA风洞中PT-1模型吹风实验所得实验数据很符合。

4. 动导数实验技术研究

为了进行现代飞机的设计,需要进行动导数风洞试验技术研究。从1980年开始着手进行各项工作,经过几年的努力,在跨音速和超音速范围内开展了半模纵向动导数,全模滚转动导数,以及全模平移振荡风洞实验研究工作。实验证明,我所设计的自由衰减振动和电磁激振系统工作良好。在FL-1风洞中的试验数据与理论计算值基本吻合,可以为型号设计工作者提供动导数风洞试验数据。

六、进气道实验技术研究

30年来我所承担的进气道型号实验开展了许多实验技术研究工作,这些研究工作使我们比较圆满的完成了一系列进气道型号实验任务。通过进气道实验技术研究,已经掌握的有关进气道实验方面的技术有以下几方面:进气道总压恢复和出口流场均匀度测量;进气道喘振测量;进气道唇口测压;机身边界层测量;进气道纹影照相和录相;进气道油流照相和录相;进气道阻力测量;进气道流量系数锥位测量法等。随着新机研制对飞机动力系统性能要求的提高,这就使进/发相容性问题(即进气道/发动机匹配

问题)的研究日趋突出起来。过去一直用稳态压力畸变指标来衡量进/发相容性问题的方法,现在必须要用动态畸变指标来重新考虑这一问题。因此近几年来我所开展了进气道动态特性实验技术研究,基本掌握了动态畸变测量技术,并已开始用于型号实验。

结 束 语

通过30年的努力,我所在风洞实验技术研究方面所做的工作,为型号气动试验打下了基础,完成了所承担的气动力实验研究任务。但今后的任务还很艰巨,任重而道远,一方面要不断提高已经掌握的实验技术水平,另一方面还要探索和研究新的实验技术。期望能为气动力研究和飞行器型号实验做出更大贡献。

此文原载于1991年第1期
《中国空气动力学回顾与发展》

(上接第26页)

通过运十研制所开拓的技术,以后在航空工业、造船工业及其他行业推广运用。我们用在运十研制中开发的设计方法,在与欧美飞机公司进行技术较量中打了胜仗。我们参加了中国适航标准的开创工作,主编《飞机设计手册》中的“民用飞机总体设计”及其他民用飞机专用的分册。在今后发展我国民用飞机的庄严任务中,经过全国专家评审投票,从运十工程成长起来的千人设计队伍担起了重任。

巍巍乎昆仑,浩浩乎长江,昆仑长江上空的大鹏今天不再飞翔。对于复杂历史条件下的种种因果关系,是非得失,也许到下个世纪才能看得清楚。但运十的出现,已成为不可抹煞的历史存在。航空开拓的精神永存。在二十世纪之内,已很难再有这样的大鹏展翅。运十的经验与成就,洪流化作细水,星星点点撒向各地,悄悄地滋润着土地。

傍水植下一颗心愿,期望到了二十一世纪,中华民族再有更大的腾飞!

一九九二年六月二十日

作者通讯处:(200232)上海232-003信箱

火箭与运载技术发展过程的哲学思想

陈 杰

(国防科学技术大学)

摘要 本文回顾了火箭与运载技术的发展过程。结果表明火箭与运载技术的发展过程完全符合唯物辩证法的规律,违背了这个规律就要受到规律的惩罚。唯物辩证法是我们从事一切科学研究与技术开发的法宝。

在人类历史上每一次技术革命,都使人类向文明社会跨进了一大步。一万年前的农业技术革命使人类脱离了依靠自然的寄生生活方式,导致了手工业、畜牧业、渔业等的全面变革;18世纪以来,以纺织机和蒸汽机出现为标志的工业技术革命,导致了纺织业、矿业、冶金业、机械制造业、运输业等的全面变革,并产生了资本主义社会;进入20世纪以后,以控制论、系统论、信息论的产生和计算机、微电子、电讯、航天等技术的发展为标志,预示了一个全新的信息时代的到来。这里我们追溯火箭与运载技术的发展历程,并对其发展特点进行哲学探讨。

1. 古代火箭的产生——量变到质变的过程

今天的火箭是从昨天或前天的火箭逐渐演变和发展过来的,没有古代的火箭和人们世代的努力,就不可能有近代和现代的火箭。

火箭的制造直接依赖于火药的存在,并以火药的实际应用为前提。这是因为传统的火箭都是以固态火药为发射剂的。众所周知,火药是中国的四大发明之一。虽然具体考证火箭的最早的发明年代还有困难,但是至少在唐代中期(公元9世纪),有一本名为《真元妙道要略》的书,就已记载了火药的燃烧现象:

“有以硫黄,雄黄合硝石并蜜烧之,焰起,烧手面及烬屋舍者”。

从唐代中期到南宋(公元12世纪),随着火药配方的改进和火药制造技术的进步,研制出了黑火药。起初这些火药被用于制造供娱乐用的爆仗和烟火。爆仗和烟火是指在多层纸卷成的纸筒内放置固体火药及辅助剂,接以药线,点燃后产生光、色、响效果的娱乐品。

由于在娱乐中,例如燃放“地老鼠”(属于一种烟火),发现了反作用现象,因而导致了“起火”或称为“流星”的一类符合反作用原理的烟火的产生。经考察“流星”的制作原理是将火药装入纸筒,添加若干着色剂(如铁粉等),筒上口封一层泥,下部留一喷口,用药线点燃火药后,火焰和气流从喷口喷出,造成反作用推力,使纸筒升空,冒出一道彩色火焰,类似流星。

有了所谓的“流星”的发明，古代火箭的发明就是很自然的一件事情了。因为在“流星”上面再装一个带箭头的箭杆，就变成了古代的火箭了。

唯物辩证法认为任何事物的发展变化，都是量变到质变的对立统一，没有量变就没有质变，中国古代火箭的发明也概莫能外，人类发明火箭是一个质变过程，但火箭发明史表明它是一个从火药、爆竹、地老鼠、流星等一系列发明构成的从量变到质变的过程。同样地，我们今天的火箭也是从古代火箭经过一系列量变到质变的产物，中国古代火箭的发明对人类文明的贡献是永恒的。

从12世纪到19世纪，由中国人发明的火药和火箭制造技术逐渐流传到了阿拉伯、印度、欧洲等地区，并主要在战争中得到了使用。但是到了19世纪70年代，由于大炮在当时的军事上显示了更大的威力和优越性，作为实用武器火箭这时让位给了大炮。

2. 现代火箭的出现——科学成为技术的推动力

从上述中国古代火箭技术出现和发展过程可以看到，中国古代技术的发展是靠技术本身来推动的，因为那个时代还不存在科学。然而现代火箭的出现则炯然不同了，从17世纪开始以牛顿力学的诞生为代表，人类经历了一场科学革命，是科学直接导致了现代火箭技术的产生。

公元1687年，Isaac Newton（牛顿）从科学角度提出了一个原理：

“For every action there is an opposite and equal reaction”。

这段话的意思是对于每个作用都存在一个大小相等的反作用。这就是为后人所知的著名的反作用原理。

在这个原理提出200多年以后，俄国的一位学者Tsiolkovsky（齐奥尔科夫斯基）才自觉地运用这条原理，提出了现代液体火箭的基本概念和一系列航天飞行的概念。以后美国的H. Goddard（戈达德）和罗马尼亚的H. J. Oberth（奥伯特）也先后独立提出了类似的和一些新的概念。

齐奥尔科夫斯基出生于1857年9月。他自幼家贫，9岁时因为得猩红热导致耳聋而辍学。但他从小就喜爱读书，在早期阅读了很多有关人类飞向太空的幻想小说。通过他的自学和借助听器在大学课堂的旁听，他掌握了数学、天文学、物理学等一系列学科知识。正因为他掌握了众多的科学知识，并具有对宇宙航行的坚定信念和兴趣，在1903年他所著的《利用反作用装置探索宇宙空间》一书，他利用学到的知识，讨论了使用什么工具才能探索宇宙空间。通过计算，他否定了气球和大炮的可能性，提出必须采用火箭，并提出了著名的齐奥尔科夫斯基公式：

$$\Delta V = I_s \cdot \ln(W_0/W_b)$$

从而奠定了火箭设计的理论基础。根据这个公式，齐奥尔科夫斯基正确地指出：火箭排气速度 I_s 的大小是决定火箭末速度的关键因素； I_s 一定时，为提高火箭的末速度应

尽量提高总重量 W_0 与结构重量 W_b 之比。为此，他提出了多级火箭的建议。他还认识到火箭排气速度取决于燃气的温度和气体分子的质量，据此他提出了液体推进剂火箭的设想，另外特别提出使用液氧作为氧化剂，液氢作为燃烧剂的设想。这些都勾画出了以后火箭发展的蓝图。

从齐奥尔科夫斯基建立火箭理论的过程的回顾可以清晰地看出，现代火箭的理论基础是以科学的发展为前提的。齐奥尔科夫斯基一生中并没有制造与发射火箭，但他通过科学知识的运用却奠定了现代火箭技术的基础。

Godard和Oberth也都有类似的研究火箭的经历。Godard最大的贡献在于，于1926年他首次进行了液体推进剂火箭的实验。Oberth的贡献则在于，他的工作通过德国宇航学会对以后德国火箭事业的兴起起了重大的作用。

从20世纪30年代开始，德国在W. von Braun（布劳恩）的主持下，通过对A-1、A-2、A-3和A-5火箭的研制与试验，取得了空气动力学、制导与控制、发动机设计、弹道设计等方面的大量经验。在此基础上，1942年10月3日，成功地发射了第一枚液体军用导弹V-2。这标志着现代火箭的正式诞生。

二次世界大战以后，美苏两国成为V-2火箭的继承者。出于政治和军事的需要，以后他们争相把火箭与导弹技术推向前进。

3. 空间时代的到来——矛盾运动推动火箭技术的发展

1957年10月4日苏联成功地发射了第一颗人造地球卫星，它标志着人类空间时代的到来。从1957年到今天的航天史是鲜为人知的辉煌的历史，我们在这里不再叙述这段历史。而仅用有关火箭发动机与运载器发展的两个事例来说明矛盾运动是如何推动火箭与运载技术发展的。

（1）固体与液体推进剂火箭发动机的交替发展——矛盾的同一性和斗争性

固体推进剂火箭发动机与液体推进剂火箭发动机，作为火箭发动机矛盾的双方，在火箭技术发展过程既保持同一性，又相互斗争推动了火箭发动机技术的发展。

古代的火箭采用的是固体推进剂，到齐奥尔科夫斯基时代，由于发现液体推进剂发动机具有比冲较高（比冲是衡量推进剂能量的一个指标，它定义为单位重量流量的推进剂所产生的推力值，单位为：米/秒）、容易控制、工作时长等优点，因此现代火箭从一开始就主要采用液体推进剂火箭发动机。例如V-2火箭发动机采用液氧和酒精作为推进剂，苏联和美国发射第一颗人造卫星的火箭也是采用液体推进剂火箭发动机。

1944年美国California理工学院喷气推进实验室研制成功了含75%过氯酸钾和25%煤焦油的GALCIT固体推进剂，为高能固体推进剂的研制开辟了新的途径。1955年以后，固体火箭的技术有了很大的突破，表现为发展了比冲高、机械性能和燃烧性能都比较好的复和药；同时可将固体药柱制成不同形状，由药柱的形状可以确定火箭的推力随时间的变化规律，从而解决了固体火箭难于控制的问题；另外采用浇铸法成型，改进了加工工艺，为制造长时间工作的大型固体发动机创造了条件。再加上固体火箭相对于液体火箭原有的优点，如发射准备时间短，制造、贮存、维护和使用方便

等，这样从五十年代中期开始，固体火箭发展走上新的高峰。在这一时期美国研制了“侦察兵”、“北极星”、“民兵”等固体火箭导弹系列。另外，固体火箭还大量用于探空火箭、运载器的助推器、多级火箭的末级等。到80年代美国的航天飞机还采用了固体助推器。

1986年1月26日美国“挑战者”号航天飞机失事，经调查与固体助推器有关。从而使人们开始重新审查固体火箭在未来航天中的地位。固体火箭又进入了一个新的发展低潮。

纵观液体与固体火箭发动机的发展过程，我们看到作为矛盾的双方它们的同一性表现为两种发动机都为航天运载器或者导弹所采用，有时运载器既采用固体发动机也采用液体发动机；而它们的斗争性则表现为液体火箭发动机和固体火箭发动机都在不断克服自身的弱点向前发展。正是矛盾的斗争性推动了整个火箭技术和运载技术的发展。

（2）一次性使用运载器与多次使用运载器的发展——深刻的教训

实施任何空间任务，必不可少的前提条件是提供克服重力的运载工具。运载工具可以是一次性使用的，也可以是多次重复使用的。

早期的运载器都是一次性使用的，1981年美国航天飞机发射成功后，产生了新一代可重复使用的运载器。可重复使用运载器的出现意图是为了降低有效载荷的入轨费用。从1983年开始，起初航天飞机几乎取代了一次性火箭来发射卫星，使一次性运载火箭发展出现了低潮。在美国航天技术发展战略的研究报告中，甚至主张放弃一次性运载火箭，后来还拆除了一些相应的生产线。

但是，航天飞机的主要设计目标——经济性没有取得成功。1972年研制经费预算为55亿美元，时间预定6年，预期每架航天飞机的成本是2.5亿美元。实际上到1981年航天飞机首次飞行时，研制费已近100亿美元，时间拖了3年，每架航天飞机的成本提高到14.7亿美元。到1983年底，航天飞机的总投资已达200亿美元。

美国原计划航天飞机的一次飞行费用是2,800万美元，实际上是2.79亿美元（86年货币值），相差10倍，使平均每公斤有效载荷入轨费用近1万美元。这与原有的一次性火箭的发射费用指标相当。更为严重的是，1986年1月“挑战者”号爆炸，航天飞机停飞32个月，一方面航天飞机的可靠性受到非难，另一方面打乱了整个航天计划的执行，造成了多方面的损失。

这一段历史告诉我们，一次性运载器和多次使用运载器作为运载器家族中矛盾的双方，它们都有存在的意义和条件，形而上学地否定一个方面的存在，就给运载技术的发展造成了巨大的损失，这值得我们深刻地反思和引以为戒。

自从航天飞机失事以后，美国反省了他们的航天发展战略。现在，一方面恢复了以前的一次性运载器的生产和改进现有的航天飞机，另一方面开始研制一次使用的、低费用（要求每公斤有效载荷进入低地球轨道的发射费用为300~400美元）的先进的发射系统（ALS）和多次使用一级入轨的更先进的空天飞机。总之未来的一次性和重复使用运载器将出现“同步”发展的局面。

由前面对历史的回顾，使我们清晰地看到火箭与运载技术发展过程完全符合唯物辩证法的规律。违背了这个规律，就要受到规律的惩罚。过去是这样，以后的发展也将是这样。唯物辩证法是我们从事一切科学研究和技术开发的法宝。

参 考 文 献

- [1] 黄美来，马克思主义哲学原理，清华大学出版社，1989年8月第1版。
- [2] 潘吉星，中国火箭技术史稿——古代火箭技术的起源和发展，科学出版社，1987年8月第1版。
- [3] 黄顺基，李庆臻主编，大杠杆——震撼社会的新技术革命，山东大学出版社，1985年第1版。
- [4] 二十世纪科学技术简史，中国科学院自然科学史研究所现代科学史研究室，1985年6月第1版。
- [5] F.H.Winter. Rockets into Space. Harvard University Press. 1990.
- [6] Pioneering the Space Frontier. The National Commission on Space. Bantam Books, Inc. 1986.
- [7] 邓寿鹏，加强航天技术开发，迎接“国际空间年”，科技导报，1991年第1期。

作者地址：上海市国货路61弄1支弄7号

邮政编码：200011

（上接第40页）

两年印度之行，增长了国际关系的知识，进一步认识到象印度那样文化古老，民生疾苦，新旧并存，科技落后的国家，有许多正反经验，足资借鉴。

印度之行，余韵犹存。

本文有的历史事实，蒙李永熹同志提供，特此志谢。

昆仑长江上空的大鹏

——忆运十飞机的研制

程 不 时

本世纪初，在人类第一架飞机上天后的第6年——1909年，冯如在美国造出了第一架中国的飞机，从此中国人介入了20世纪新兴的航空技术。前半个世纪，中国断断续续有了航空工业，到后半个世纪才骤兴形成规模。但在这门工业最核心的、具有带领作用的飞机设计事业上，中国长期没有进入前列。运十飞机是自冯如以来的整个20世纪之内，中国设计的一种尺寸最大、载重最多、航程最远的机型。这是一种大型喷气客机，正常载客149人，改装后可载客179人，在70年代内设计，80年代初进入试飞。它为我国航空设计开拓了许多新的领域，取得了重要的技术成就，曾引起世界震动。在80年代中期由于非技术原因停止了研制。

我本人终身从事飞机设计工作，前后介入过不少机型。但我认为最有意义也是最荣幸的，是从事了1958年试飞的新中国第一架自行设计的飞机——喷气式教练机“歼教1”的总体设计和这架大型喷气客机运十的总体工作。由于种种原因，最初的“银燕”和最大的“大鹏”都没有投入生产。尽管我由其他投产的机型得到过国家奖励，但我对自己参加这两架飞机工作的经历倍加珍视，因为这些开拓是历史性的。

现在已到了本世纪的最后一个年代，21世纪已临近在望。由运十引起的激动已逐渐远去。但我仍愿就我在这项工程中的所见所感作一点回忆。

及时的决心

60年代，周恩来总理出访欧洲。中国在多年隔绝之后，第一次看到外面世界空运的发达。当时，我国尚没有可以进行洲际飞行的飞机，周总理是乘坐租赁的外国航空公司飞机出访的。为此，毛主席和周总理都提出，中国要有自己的大飞机。

现在来看，这时提出发展民用客机的问题，是完全正确的。第二次世界大战中，当英伦三岛尚处在德国的狂妄滥炸之中时，英国政府就已考虑到战后航空工业如何转向民用，并成立了民用飞机发展委员会。当时的苏联，也是在大战尚未结束就由联共中央和最高苏维埃通过决议，要求大力发展民用飞机。美国在50年代初期就推出了多种喷气客机。战后的西方世界和苏联民用航空蓬勃发展，繁荣了经济，甚至有人认为美国在战后的经济起飞，一个原因就是得益于空运的发展（另一个原因则是教育的发展）。

我国由于特定的历史条件，航空工业长期侧重于军用飞机，重点特别放在歼击机上。60年代后半期开始测绘仿制的运七和运八，也都仍是螺旋桨型，后者还是军机型。70年代初美国总统尼克松首次访华，当时为了“保卫领空完整”，我国政府规定美机只准