

现代航空发动机 试验

国防工业出版社

373644

V263.3/03

现代航空发动机试验

A. W. 莫利、琼 法布里 编

姚文江、刘亚真 等译

唐狄毅 校

HK57/07

国防工业出版社

内 容 简 介

本书是有关航空发动机试验的一本论文集。原文于1958年10月在丹麦哥本哈根召开的 AGARD 燃烧、推进和风洞小组联席会议上发表，1959年编辑成书，在伦敦、纽约、巴黎、洛杉矶出版发行。

本书综合并系统地介绍了航空喷气发动机特别是涡轮喷气发动机的高空模拟试验、部件地面试验和飞行试验三方面的特定任务和研究课题，试验设备，试验技术以及这三类试验之间的关系。书中还给出了一些试验结果。

本书可作为航空发动机试验研究人员、设计人员和航空学院发动机专业师生的参考书，对于冲压发动机和火箭发动机的试验研究人员以及气动力方面的工作者也有一定的参考价值。

Advanced Aero Engine Testing
A. W. Morley, Jean Fabri
Published for and on behalf of
AGARD 1959

现代航空发动机试验

姚文江、刘亚真 等译

唐狄毅 校

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

850×1168¹/₃₂ 印张 117¹/₁₆ 288 千字

1976年1月第一版 1976年1月第一次印刷 印数：0,001—2,400册

统一书号：15034·1324 定价：1.45元

(只限国内发行)

译 者 序

现代航空喷气发动机的发展，在很大程度上取决于试验研究工作的进展。特别是随着飞行高度和马赫数的不断提高，地面条件的试验远远满足不了要求。发动机性能和工作特性方面的许多问题，例如高空性能，喘振极限，高空加速性，高空点火，加力燃烧特性和稳定性，以及高速飞行条件下的发动机强度等问题，都必须在模拟飞行条件（高度和马赫数）之下进行试验。

近二十年来，世界上航空工业发达的国家，先后建成了十几个高空模拟试验和飞行试验基地，试验研究工作已大量开展，并取得了不少研究成果。高空模拟试验和飞行试验也已发展成为一种定型的试验程序。“现代航空发动机试验”（Advanced Aero Engine Testing）一书，就是有关这些国家在发动机试验研究工作方面进展情况的综述。它综合并系统地介绍了发动机高空模拟试验、部件地面试验和飞行试验三方面的研究任务与课题。这就为从事发动机试验研究工作的人员提供了一定的经验。

我国的航空工业，正在日新月异地发展。发动机试验研究工作对于研制和发展航空发动机的重要性，亦日益被人们所认识，试验研究工作已开展。因此，我们根据毛主席“洋为中用”的教导，将本书译成中文，介绍给航空发动机科研战线上的同志们参考。

本书由姚文江、刘亚真等同志集体翻译。分工为：序言 刘蝉祯，第一篇 姚文江，第二篇 姚文江、刘亚真，第三篇 唐狄毅，第四篇 于士林，第五篇 唐狄毅，第六篇 刘亚真、杜钟泽，第七篇 姚文江，第八篇 刘亚真，第九篇和第十篇 唐狄毅，各篇“讨论”和“作者答复” 姚文江、于士林，全书校对

唐狄毅。

由于译者水平有限，错误之处一定难免，请读者批评指正。
书中个别章节也作了适当的删改。

目 录

序言	7
冯·卡门	7

第一部分 发动机试验设备

在风洞和高空试验舱设备中推进系统问题的研究	13
E. J. 孟格尼鲁	13
发动机高空试验的几个选题	49
B. H. 戈瑟特	49
风洞的全尺寸推进试验	113
R. W. 亨塞耳、H. K. 马特	113
莫当大型风洞发动机试验中的有关测量问题	174
M. 皮埃尔	174

第二部分 发动机部件试验

涡轮和压气机的模型试验	199
S. F. 斯米思、C. E. 佩内	199
燃烧室缩型试验的一些经验	223
A. H. 雷费布夫尔、G. A. 哈耳斯	223
实验室和飞行中测量涡轮叶片温度的技术	261
E. P. 科克沙特、G. G. 累维、C. R. 舍尔普	261
单独部件试验结果对整台推进系统的适用性	301
D. S. 盖布赖埃耳、L. E. 瓦耳纳	301
综合参数在涡轮喷气发动机性能关系上的进一步应用	327
E. 马西奥斯	327

第三部分 飞行试验问题

超音速发动机的飞行试验·····	
	R. E. 普赖澳耳·····343
附录 I 各国航空机构的缩写、全名 与译名对照表·····	363
附录 II 英制单位与公制单位的换算表·····	365

序 言

1. 用于高空、高速飞行的空气喷气发动机的研究工作,在近几年来之所以能够取得进展,是因为同时发展了发动机的试验设备。在这些设备上,可以在模拟压力、温度和速度的飞行条件下进行整个推进系统及其部件的试验研究。

虽然这些设备同用于飞机及飞机部件试验的风洞基本上没有什么差别,但在这些研究中所用的试验技术与通常的风洞试验技术却大不相同。论文集中比较了这两种试验技术,同时用地面试验设备所得结果检验飞行试验的测量数据。

2. 在风洞和高空试验舱中进行研究的推进系统的一般问题,已由美国国家航空谘询委员会 E. J. 孟格尼鲁 (Manganiello) 提出。这些研究的典型问题是确定涡轮喷气发动机在各不同高度上的性能,研究加力燃烧室的稳定性和效率,进口流场畸变问题,以及进气压力和温度变化所引起的瞬变现象。

虽然在有些情况下导管-喷管模拟技术能给出有关内部空气动力学的充分资料,但冲压发动机通常还是在自由射流设备上进行研究,因为在这些设备上还能研究进气道的内部空气动力学问题。内部和外部流动间的相互作用,可在亚音速或超音速风洞中进行研究,这里的主要问题是尾喷管性能、动力装置的安装位置和发动机-机体组合的研究。阿诺德工程发展中心的 B. H. 戈瑟特 (Goethert) 提出了一篇关于解决这些问题的典型方法的评论。发动机进口截面上十分重要的流场畸变问题,可以利用安装在发动机前的圆柱形进气通道内的扰流网格,或者,在自由射流设备上,用模拟实际攻角的方法来进行研究。推进系统的过渡状态试验,需要十分迅速和准确地控制进口与出口条件,以模拟发

动机在加速和减速中所承受的推力的迅速变化。这种快速的质量流量变化可借自动控制系统来完成，该系统能使进口或出口条件在很短几秒内作大幅度的改变。现代发动机飞行所达到的很高高度，在试验设备中是借辅助引射系统来模拟的，这种引射系统改善了通常的旋转式排气机所能抽到的压力。

几个最近期的发动机试验设备在 ARO[●] 的 R. W. 亨塞耳 (Hensel) 和 H. K. 马特 (Matt) 所写的文章中作了介绍，他们考察了在莫当 (Modane) 的法国跨音速风洞，在俄亥俄州克利夫兰 (Cleveland, Ohio) 的美国国家航空谘询委员会 8×6 呎和 10×10 呎的推进风洞，及田纳西州托拉霍玛 (Tullahoma, Tennessee) 阿诺德工程发展中心的美国空军推进风洞。对用于建立与马赫数、压力和温度相对应的高空条件的各种技术所作的精心考察，表明了发动机试验设备设计中的最新发展。废气的排除、排气收集器和洞壁的干扰影响，专用仪表和特殊试验技术，在发动机风洞试验中都是重要的项目，即使对通常的空气喷气发动机也是如此。高空火箭试验有着新的试验要求，因而需要发展新的设备。

在法国国家航空研究局 (ONERA) 的莫当跨音速风洞中所进行的典型发动机试验，由 ONERA 的 M. 皮埃尔 (Pierre) 作了介绍。一个巨大的风洞，原先仅用于空气动力研究，现已改为发动机试验设备。并且，在同一地方，另有几个增设的专用高速发动机试验设备在建设中。

3. 虽然航空发动机发展的最终目的是全台发动机试验，但发动机部件试验的中间阶段，对实际设计来说仍是很重要的。

压气机试验可以用全尺寸模型，也可以用按比例缩小的模型进行，这些技术已由 C. E. 佩内 (Payne) 作了讨论。在罗耳斯·罗伊斯公司 (Rolls-Royce)，缩型试验总是仅用于研究工

● 机构缩写名称，参见书后的附录 I。——校者

作和压气机设计新原理的试验。对现有的发动机，或直接应用到设计上去的压气机的研究工作，通常均以全尺寸压气机进行。

类似的问题同样也在燃烧室研究中出现，罗耳斯·罗伊斯公司 A. H. 雷费布夫尔 (Lefebvre) 和 G. A. ● 哈耳斯 (Halls) 作了在缩型中所遇到的试验困难的分析。发展性试验通常需要在全尺寸发动机上进行。

而另一方面，对于涡轮试验，罗耳斯·罗伊斯公司的 S. F. 斯米思 (Smith) 报导，通常可以从模型涡轮中确定基本的空气动力设计数据。压气机和涡轮试验的主要区别在于，压气机通常由一系列连续的级所组成，而涡轮不多于一级或二级，因此，相似定律用于涡轮比用于压气机更容易些。

涡轮研究工作不仅包括空气动力的测量。加拿大国家航空研究院的 E. P. 科克沙特 (Cockshutt), G. G. 累维 (Levy) 和 C. R. 舍尔普 (Sharp), 指出了用于地面台架和飞行试验时测量壁温的方法。

决定能否将发动机单独部件的试验结果用于整个推进系统，需要作精密的分析。D. S. 盖布赖埃耳 (Gabriel) 和 L. E. 瓦耳纳 (Wallner) (美国国家航空咨询委员会) 指出，在每个发动机单独部件的研制中，必须克服许多困难，这些困难是由于对如何将单独部件的试验结果用于全台发动机，缺乏足够的了解而产生的。单独部件性能试验对整个推进系统适用性这个复杂的问题，包括范围从细节的考虑，如合理的安排和模拟轴的密封，直到像发动机在飞机上的安装位置这种大的考虑。可以下个结论，如果发动机所有的真实外界条件能在试验设备上准确地模拟，那么单独部件试验就可以用于整个推进系统。于是，问题便简化为这样一个课题，即什么是对决定稳定状态和过渡状态性能有真正重要影响的外界条件。

● 原书误为 G. N.。——译者

4. 当一台新发动机已经进行过十分广泛的地面试验后，这个为用于高速推进而设计的发动机最后与飞机配用前，需在飞行试验台上重复所有能进行的试验。

通用电气公司的 R.E. 普赖澳尔 (Pryor) 描述了在新发动机接收和新飞机首次超音速飞行之间的连续步骤，这些步骤在发动机被空携之前提供了必须注意的、最有益的指示。

5. (略)。

冯·卡门(Theodore Von Kármán)

1958年12月

第一部分

发动机试验设备



在风洞和高空试验舱设备中 推进系统问题的研究

E. J. 孟格尼鲁 (Manganiello)

美国国家航空谘询委员会 (NACA)●

刘易斯 (Lewis) 飞行推进实验室

本文概述了 NACA 刘易斯飞行推进实验室，在风洞和高空试验舱设备中所研究的推进系统问题的要点，并给出了一些典型的试验结果，以资说明问题。文中讨论了四种试验设备——高空试验舱设备、自由射流设备、亚音速风洞和超音速风洞。

本文讨论了在高空试验舱设备中所研究的涡轮喷气发动机的典型问题，包括加力燃烧室的研究，发动机高空性能测定，高空工作特性，进口流场畸变的影响，发动机动力特性和调节的研究，以及进口压力和温度的瞬变现象。

本文也简略地总结了在自由射流设备中所研究的冲压发动机问题和在亚音速风洞中研究的、有代表性的涡轮螺旋桨发动机问题。

最后，本文还讨论了在超音速风洞中研究的，包括发动机内流和外流相互作用的一些问题。属于这类问题的有尾喷管的研究，动力装置的安装问题和发动机-机体的结构研究。

前 言

在风洞和高空试验舱设备中进行的推进系统问题的研究，是

● 以下简称 NACA。——译者

飞机动力装置成功的研制这一漫长而复杂过程中的重要阶段。这种研究为在模拟飞行条件的现代航空发动机提供了基本的性能数据和工作极限。因而，许多高空高速飞行中的困难问题就可以得到解决。否则，将要用非常昂贵的、危险的和十分费时的飞行试验来解决。

除了与现代发动机有关的这些明显发展方面外，风洞和高空试验舱设备中的试验研究工作也将为未来的发动机提供丰富的研究资料和设计数据。可以把各个单独部件的改进汇总到推进系统中去，而此系统及其各个部件之间相互作用的影响，能够在相应于飞行情况的发动机真实条件下进行鉴定。在这些鉴定过程中，会出现许多没有预料到的技术问题，其中有的可以直接得到答案，有的可以得到有关其定义和最后解的资料。

本文概述了在 NACA 刘易斯飞行推进实验室的风洞和高空试验舱设备中所研究的、许多推进系统问题。虽远没有把所有的问题包括在内，但认为所考虑的问题范围合理的代表了北大西洋公约组织 (NATO) 国家中广泛应用的各种推进试验设备上进行的发动机试验的主要类型。尽管有些考虑是针对单独部件的问题，但重点仍放在整台发动机或推进系统的研究上。因为在风洞和燃烧小组联席会议的八次全会上提出的附件，详细地讨论了设备、测量和试验结果。所以本文只提供论题的十分普通和概括的分析。但为了说明各种问题的研究范围，也给出了一些典型的试验结果。

高空试验舱设备

高空试验舱设备指的是试验舱和与它相联接的压气机及抽气机设备，它们分别提供了与高速高空飞行时的滞止状态和外界大气情况相适应的发动机进、出口条件。这种设备可以准确地模拟推进系统在飞行时遇到的内部流动状态，但不提供外部流动的模拟。装在高空试验舱内的一台典型涡轮喷气发动机的照片和原理图分别由图 1 (a) 和图 1 (b) 表示。用于高空试验舱设备的

研究技术已由弗累明 (Fleming) 和威耳斯提特 (Wilsted) 的文章 (1953) 论述过了。

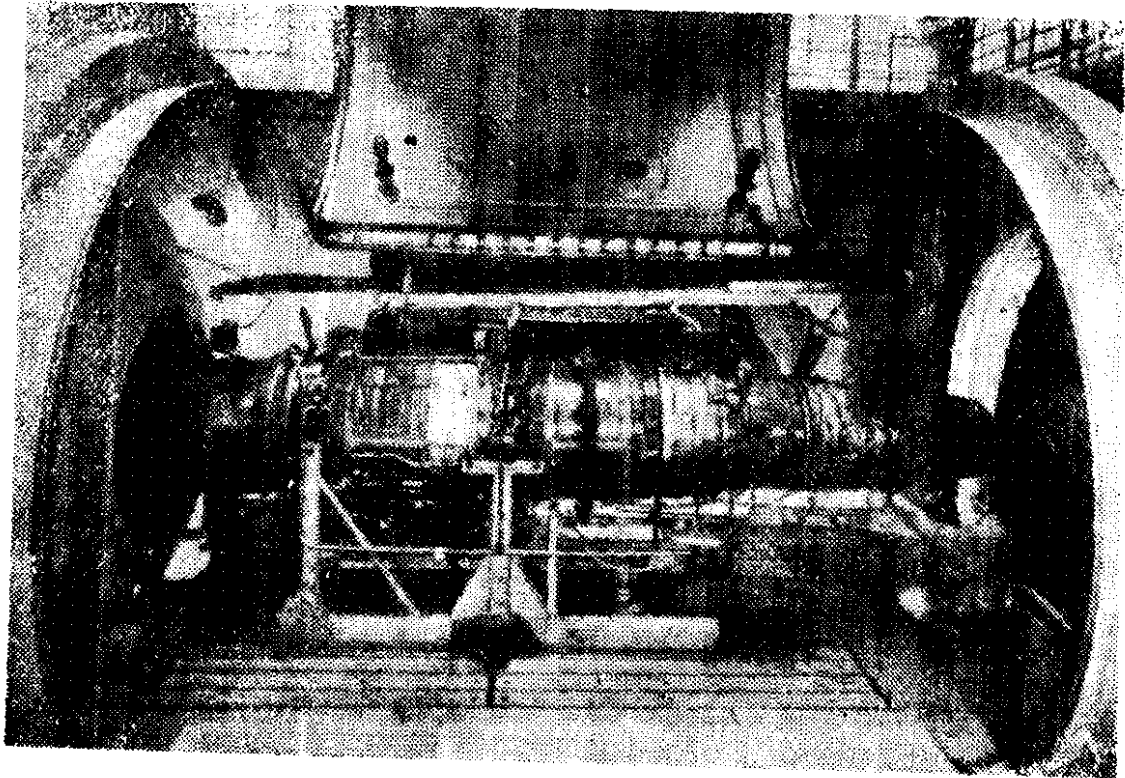


图 1 (a) 高空试验舱内典型的涡轮喷气发动机装置

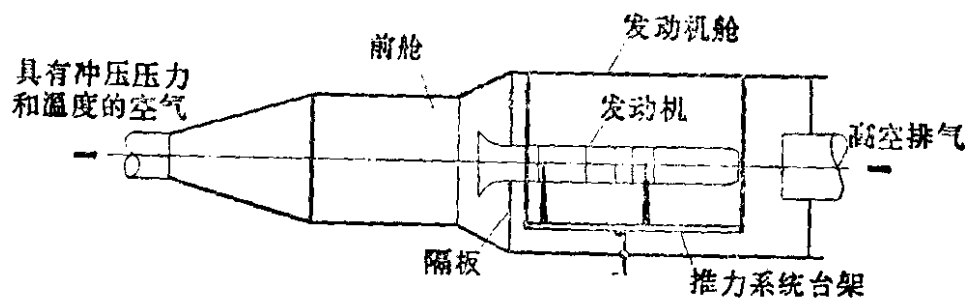


图 1 (b) 高空试验舱内典型的涡轮喷发气动机装置

I 部件研究问题

在高空试验舱设备中已经研究了许多重要的单个发动机部件问题。而涡轮喷气发动机的加力燃烧室的问题是其中最突出的一例，这是由于它在高空工作的问题很严重，进行这种试验就特别显得重要。

加力燃烧室问题包括性能和工作两个方面，如内部的空气动力特性、燃烧室性能、起动、冷却等等。一个加力燃烧室的原理

图如图 2 所示，图上标出了一些主要的研究问题。

扩散器空气动力特性对加力燃烧室的性能影响很大。例如，扩散器出口陡的速度梯度将造成高的局部速度，并由此而降低燃烧效率、增加压力损失和降低工作极限。而且，扩散器气流沿扩散器壁的分流以及随之而发生的分离区内的燃烧，会产生低频压力振荡。

点火系统问题是要使得加力燃烧室在极限工作高度上重新启动时获得可靠点火。燃烧问题在加力燃烧室的研究中是一个主要问题，也是最费力的一个问题。所研究的一些主要内容是火焰稳定器的几何形状、燃油喷嘴的设计、燃烧室长度及燃烧室空气进口速度。研究这些内容的目的当然是为了在一定的高度范围内获得高的燃烧效率，而同时又避免振荡燃烧或高频振荡。

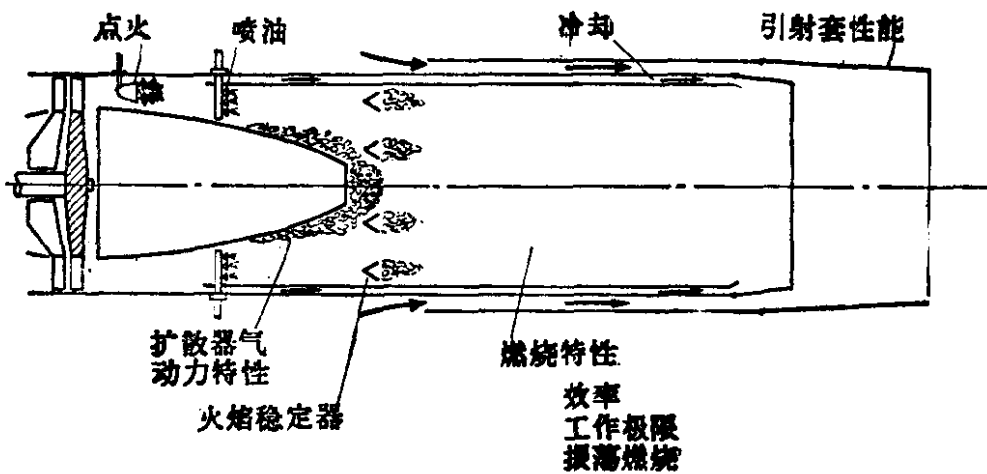


图 2 加力燃烧室的研究问题

因为加力燃烧室中出现高温，所以冷却和耐久性也都成为重要的问题。可以在涡轮出口引出一些气体沿加力燃烧室壁进行冷却，或者使这部分冷却气体通过内衬套进行冷却。用外部的空气流进行冷却也是很需要的，特别是对喷口的冷却。当采用引射器来抽引冷却空气时，必须注意减少推力损失。

为了说明起见，从加力燃烧室研究试验中得到的有代表性的实验结果示于图 3 中，图上针对一系列加力燃烧室进口总压，画出了燃烧效率随油气比变化的函数。图上也列出了某一发动机飞