

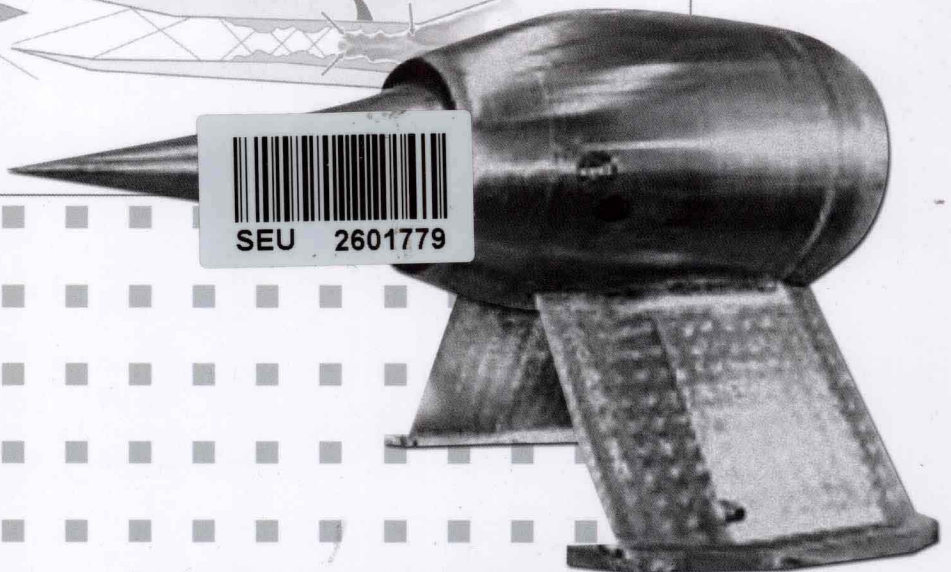
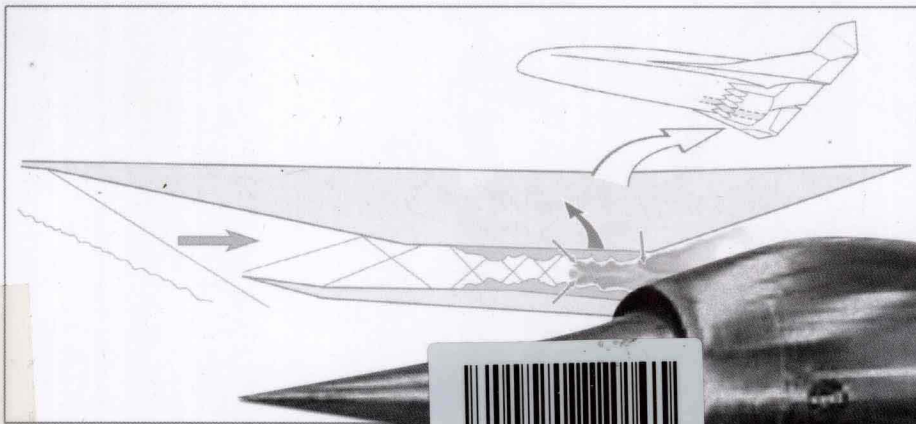


# 超燃冲压发动机

## ——过程和特性

THE SCRAMJET ENGINE  
PROCESSES AND CHARACTERISTICS

(美) 科林·西格尔 (Corin Segal) 著  
张新国 等 译



SEU 2601779

航空工业出版社



# 超燃冲压发动机

——过程和特性

(美) 科林·西格尔 (Corin Segal) 著  
张新国 等 译

航空工业出版社  
北京

## 内 容 提 要

本书介绍了超燃冲压发动机的理论背景,分析了超燃冲压发动机的工作过程与特性,重点叙述了超燃冲压发动机的气动热力过程和现象,包括超燃冲压循环分析、部件分析和流道设计考虑,与内流化学反应、非平衡效应、高温气体动力学和高超声速效应等相关的基础理论,介绍了超燃冲压发动机的燃烧过程,以及引射、掺混和掺混-燃烧相互作用的新知识。最后,回顾了当前超燃冲压发动机的试验设备与理论分析能力。

本书可为相关专业科研技术人员提供参考,也可供院校师生教学使用。

### 图书在版编目 (CIP) 数据

超燃冲压发动机:过程 and 特性 / (美) 西格尔 (Segal, C.) 著; 张新国等译. -- 北京: 航空工业出版社, 2012. 4

书名原文: The Scramjet Engine: Processes and Characteristics

ISBN 978 - 7 - 80243 - 954 - 2

I. ①超… II. ①西… ②张… III. ①冲压喷气发动机 IV. ①V235. 21

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 071198 号

© Corin Segal 2009

First published 2009

Cambridge University Press

北京市版权局著作权合同登记

图字: 01-2011-8011

超燃冲压发动机——过程和特性  
Chaoran Chongya Fadongji——Guocheng he Texing

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64815615 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2012 年 4 月第 1 版

2012 年 4 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 12.75 字数: 307 千字

印数: 1—2000

定价: 56.00 元

## 超燃冲压发动机的工作过程和特性

随着人们对高速推进兴趣的恢复，对与高超声速飞行相关的超声速燃烧（超燃）冲压发动机的研究活动增加了。在高超声速飞行状态，超燃冲压发动机的单位推力超过了其他的推进系统。由权威研究人员编写的这本书以统一的方式描述了超燃冲压发动机的工作过程与特性，对理论和试验研究进行了回顾。重点叙述了在超燃冲压发动机中遇到的各种气动热力过程，包括部件分析与流路设计，与带化学反应和不平衡效应的内部流动高温气体动力学和高超声速效应相关的基础理论。接着进行了循环和部件分析，之后对流路进行了检验。最后，回顾了目前的试验与理论能力，并介绍了迄今为止用于非定常高温气体动力学研究的地面试验设备和计算流体力学方法。

Corin Segal 先生在 1991 年获得了弗吉尼亚州立大学的博士学位，之后就一直在佛罗里达州立大学的机械与航空航天系任教，目前负责燃烧与推进实验室的研究工作。Corin Segal 博士在攻读研究生之前就已经有 11 年以上的宇航工业领域工作经历，是空气动力学方面的资深专家和项目经理，并且是技术部门的负责人。他目前在佛罗里达州立大学的研究涵盖了一系列专题，包括高速流动中的掺混与燃烧、超临界掺混、高压燃烧和空化。他带领的研究小组取得的研究成果已发表在美国国内和国际出版物上。Corin Segal 博士也是 AIAA《推进与动力》杂志的副编辑和 AIAA 的副研究员。

## 序 言

毋庸置疑，现在人们对研发用于高超声速飞行的超燃冲压发动机有着极大兴趣。发展该类发动机的一个主要动力是，从飞机起飞到飞行至大气层边缘采用吸气式推进有减少进入空间成本的潜力；在大气层内高超声速飞行的军事用途也引起了人们的极大兴趣。高超声速通常指速度超过马赫数 ( $Ma$ ) 6，在这个速度区间，超燃冲压发动机的单位推力超过了任何其他的推进系统。在目前的认识水平下，亚声速燃烧在技术上更容易掌握，但到了高超声速区域，很高的滞止温度会导致严重的离解，从而不能实现通过化学反应产生的能量增加。另外，热和结构方面的考虑也排除了在这一飞行速度下采用其他吸气式推进系统的可能。

20 世纪 50 年代末，超燃冲压发动机研究开始时，研发过程随国家兴趣和投资力度变化。过去 10 年，由于政府在超燃冲压发动机研究方面投资的扩大和众多国家参与国际合作，以及重大的科学技术进步，超燃冲压发动机研发全面兴起。在欧洲，包括俄罗斯，以及在日本、澳大利亚和美国，出现了国家层面和国际合作的重大项目。这些活动产生了大量的知识，然而，在过去多年通过各种项目积累的大量信息属于保密或专利范畴，而且这些信息的可用性受到限制。一些资料汇编汇集了这一领域国际科学技术研发的重要信息。在多数情况下，这些汇编合订本由总结研究与项目成果的投稿文章构成，其中包括部件技术、国家计划和这些研究计划产生的理论。这方面的最新成果就是 E. T. Curran 和 S. N. B. Murthy 于 2000 年完成编辑的合订本，该合订本一套 3 卷，始于 1990 年。正如编辑所指出的那样，在汇编的系列资料中最后一部分是专门针对超燃冲压发动机推进系统的，它包括了全球范围内研究人员的贡献以及最新的国家项目和成果。

本书意在给读者提供研究超燃冲压发动机推进系统的入门知识，包括术语的定义和过程的统一描述以及超燃冲压发动机的特性。书中回顾了通过多年积累的有关超燃冲压发动机推进系统的理论和试验研究的主要知识基础。10 多年前，W. H. Heiser 和 D. T. Pratt 编写了类似的资料，主要向工程专业的高年级学生介绍高超声速推进 (Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Educational Series, J. S. Przemieniecki, editor, 1994)。从那时到现在，取得了相当大的进步。本书试图融入最新的研究进展，使人们了解控制高速反应流的基本过程，介绍有关超燃冲压发动机的技术发展。

本书第一章中扼要地提及当前研发的项目，仅仅是为了提供现有技术活动的一般背景，重点放在描述超燃冲压发动机遇到的气动热力学过程和现象，包括部件分析和流道考虑。因此，本书从带化学反应和不平衡效应的内流、高温气体动力学、高超声速效应的理论背景信息开始，然后对轨迹、载荷和性能分析做了评述，最后是循环分析。现有的发动机中没有哪一种单机循环能够有效地涵盖从起飞到入轨的整个飞行范围，因此组合循环对超燃冲压发动机循环的设计特别有意义。组合循环能够协同各种循环提高效

率，因此，在发动机循环分析章节中对某些最有前途的组合循环做了论述。本书中接着叙述了部件分析，包括进气道、尾喷管和隔离段。然后强调了燃烧室中遇到的燃烧过程，介绍了有关喷射、掺混和掺混-燃烧相互作用的新知识，包括某些先进的掺混增强模式，例如燃烧室上游的燃料预喷射以及氢和碳氢化合物的反应机理，包括高阶碳氢燃料的简化机理。特别要注意回流区的结构和火焰稳定问题，这是研发可行的超燃冲压发动机的关键要素之一。随后，对地面试验设备、试验设备性能和超燃冲压发动机的试验研究适用性进行了描述。超燃冲压发动机运行需要的能量相当高，使得用地面试验设备再现飞行中的全部气动状态、过程遇到相当大的困难。物理过程的理论模型，包括非正常和高温空气动力学的处理，在过去 10 年中已取得了实质性进步，并建立了强大的计算流体动力学条件。最后，对当前理论能力和问题做了评述。

本书得益于许多个人的投稿。对许多研究合作者我万分感激。在普·惠火箭达因 (Pratt & Whitney - Rocketdyne) 公司，Allen Goldman、Atul Mathur 和 Paul Ortwerth 已成为我研究期间的固定合作伙伴。我们进行了多次探讨，而且在许多情况下，他们澄清有关我们共同研究中的火焰稳定和释热相互作用问题。Munir Sindir 对于区别最相关的问题有着特别的能力，在过去的几年中他提出了许多有用的研究题目。NASA 兰利研究中心的 Aaron Auslander 和我进行了数次长时间的有关高超声速进气道和隔离段的启发性讨论。我特别感激 Gabriel Roy，作为朋友和项目经理，他指导我和其他人的研究超过 20 年，他对科学技术问题的洞察力和意识，已使国家实验室、大学和行业研究机构的研究人员后来开展的许多推进系统工程课题取得了进展。俄罗斯莫斯科中央航空发动机研究院 (CIAM) 的 Viatcheslav Vinogradov 和我在几项研究上进行了合作：带燃料预喷射的高超声速进气道研究，采用薄支板的掺混增强研究，气液两相混合物的超声速燃烧研究。Joaquin Castro 提出了许多情况下气态和液态燃料火焰稳定的相关建议。特别应该给予表扬的是，和我同在佛罗里达州立大学分担研究工作的那些研究生，他们是灵感的源泉，而且他们使我们（他们的导师）不忘我们活动的目的。本书从 Peter Gordon（剑桥大学出版社的一名高级编辑）的工作中获益匪浅，他耐心的编辑意见使本书质量获得了极大的改善。

我很感激 Wei Shyy 的友谊及其持续对我的鼓励，尤其是在我努力编写本书的过程中，他的职业道德和专业能力持续激励着有幸成为他的同事的我们。最重要的是，我要感谢我的夫人——Anca，感谢她始终给予我的爱、鼓励、动力、智慧、安慰及欢乐。

## 缩略词表

AFRL/PRA	美国空军研究实验室/航空航天推进系统办公室
AIM	气动热力学集成样机
APL	应用物理实验室
ATREX	空气涡轮冲压膨胀循环
CCP	组合循环推进
CDE	原理验证样机
CIAM	中央航空发动机研究院
CPS	组合推进系统
CUBRC	CALSPAN - UB 研究中心
DAB	扩压及加力燃烧
DCSCTF	直连式超声速燃烧试验设备 (NASA)
DCTJ	深度冷却涡轮喷气发动机
DNS	直接数值模拟
ESOPE	Etude de Statoreacteur comme Organe de Propulseur Evolue (法国)
ETO	地球至轨道
FMS	力测量系统
GALCIT	加州理工学院航空实验室
GASL	通用科学实验室
Hifire	高超声速国际飞行研究试验
HOTOL	水平起飞和着陆
HRE	高超声速研究发动机 (NASA)
HTF	高超声速风洞设备 (NASA)
IFTV	增量飞行试验飞行器
JAXA	日本宇航探索局
JHU	约翰·霍普金斯大学
Kholod	高超声速飞行实验室 (俄罗斯)
LACE	液体—空气吸气发动机或液体—空气循环发动机
LACRRE	液体—空气吸气火箭—冲压喷气发动机
LEA	飞行试验飞行器 (俄罗斯 <sup>①</sup> )

① 原版书此处如此。——译者注。

---

LEM	线性涡流掺混
LEO	近地轨道
LES	大涡模拟
MCH	甲基环己烷
MHD	磁流体动力学
NAL	国家航空航天实验室（日本）
NASP	国家航空航天飞机
NIST - JANNAF	国家标准与技术研究所/联合陆军 - 海军 - NASA - 空军
NRC	加拿大国家研究委员会
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales（法国）
PDF	概率密度函数
PLIIF	平面激光碘诱导荧光
PR	总压恢复系数
PREPHA	吸气式高超声速飞机研究计划（法国）
PRSV	Peng - Robinson - Stryjek - Vera
RANS	雷诺平均的 N - S 方程
RBCC	火箭基组合循环
SAM	结构集成样机
SCRAM	超燃冲压发动机导弹
Shefex	锐边飞行试验
SMC	快速掺混及燃烧
SPARK	反作用动力的光谱分析
SSTO	单级入轨
TBCC	涡轮基组合循环
TsAGI	中央气动研究院（俄罗斯）
TSTO	两级入轨
USV - X	无人驾驶宇宙飞船 - 试验型
UTRC	联合技术研究中心
VULCAN	复杂流动分析的黏性迎风算法



# 目 录

第一章 引言 .....	( 1 )
1.1 冲压发动机和超声速燃烧冲压发动机(Scramjet)循环 .....	( 1 )
1.2 历史回顾 .....	( 3 )
1.3 小结 .....	( 10 )
参考文献 .....	( 11 )
第二章 理论背景 .....	( 13 )
2.1 可压缩流的场方程和本构关系式 .....	( 13 )
2.1.1 流体运动的场方程 .....	( 13 )
2.1.1.1 质量守恒方程 .....	( 13 )
2.1.1.2 动量守恒方程 .....	( 14 )
2.1.1.3 能量守恒方程 .....	( 14 )
2.1.1.4 组分守恒方程 .....	( 14 )
2.1.2 本构方程 .....	( 15 )
2.1.2.1 状态方程 .....	( 15 )
2.1.2.2 热传导的傅里叶定律 .....	( 15 )
2.1.2.3 剪切应力张量 .....	( 15 )
2.2 一维定常流动和兰金 - 雨贡纽(Rankine - Hugoniot)关系式 .....	( 16 )
2.2.1 一维定常流动 .....	( 16 )
2.2.2 兰金 - 雨贡纽关系式 .....	( 17 )
2.2.3 等截面管中的滞止条件和热壅塞 .....	( 19 )
2.3 化学反应与化学平衡 .....	( 20 )
2.3.1 热力学关系与吉布斯函数 .....	( 20 )
2.3.2 化学平衡 .....	( 21 )
2.3.3 质量作用定律和反应速率常数 .....	( 22 )
2.3.4 空气平衡组分 .....	( 23 )
2.4 关于非平衡的考虑 .....	( 25 )
参考文献 .....	( 26 )
第三章 高温气体动力学和高超声速的影响 .....	( 28 )
3.1 引言 .....	( 28 )
3.2 真实气体的状态方程 .....	( 28 )

3.3 动力学理论基础 .....	( 29 )
3.3.1 压力、能量和状态方程 .....	( 29 )
3.3.2 平均自由程 .....	( 31 )
3.3.3 Maxwellian 分布——速度分布函数 .....	( 32 )
3.3.4 输运系数 .....	( 34 )
3.4 统计热力学基础 .....	( 35 )
3.4.1 气体的微观描述 .....	( 36 )
3.4.1.1 能量的模态 .....	( 36 )
3.4.1.2 量子能级和简并 .....	( 37 )
3.4.1.3 微观状态枚举和宏观状态 .....	( 38 )
3.4.2 给定宏观态中的微观态数目的确定 .....	( 39 )
3.4.3 最可几状态 .....	( 39 )
3.4.4 玻耳兹曼分布函数 .....	( 40 )
3.4.5 以配分函数表述的热力学特性 .....	( 40 )
3.4.6 配分函数的评估 .....	( 41 )
3.4.7 热力学特性的确定 .....	( 43 )
3.5 高超声速流动 .....	( 44 )
参考文献 .....	( 45 )
<b>第四章 循环分析和能量管理 .....</b>	<b>( 47 )</b>
4.1 引言 .....	( 47 )
4.2 理想的超燃冲压发动机循环 .....	( 48 )
4.3 弹道和载荷 .....	( 51 )
4.4 性能分析 .....	( 52 )
4.5 组合循环 .....	( 53 )
4.5.1 涡轮基组合循环(TBCC) .....	( 54 )
4.5.2 火箭基组合循环(RBCC) .....	( 56 )
4.5.2.1 RBCC 系统的工作模式 .....	( 56 )
4.5.2.2 组合循环推进的技术问题 .....	( 58 )
4.5.2.3 RBCC 各种工作模式特有的技术问题 .....	( 59 )
参考文献 .....	( 61 )
<b>第五章 进气道和尾喷管 .....</b>	<b>( 66 )</b>
5.1 进气道 .....	( 66 )
5.1.1 引言 .....	( 66 )
5.1.2 压缩效率和能量平衡 .....	( 68 )
5.1.2.1 总压恢复和动能效率 .....	( 68 )
5.1.2.2 压力系数 $K_{wp}$ .....	( 70 )

5.1.2.3 进气道性能——压缩和收缩比的影响 .....	( 71 )
5.1.3 流动相互作用和进气道设计考虑 .....	( 74 )
5.1.3.1 进气道起动 .....	( 74 )
5.1.3.2 黏性作用 .....	( 75 )
5.1.3.3 激波边界层相互干扰 .....	( 76 )
5.1.4 进气道流动控制的新概念 .....	( 79 )
5.1.4.1 吸入气体的能量分配 .....	( 79 )
5.1.4.2 通过磁场使流动减速 .....	( 80 )
5.1.4.3 使用燃料喷射的流动控制 .....	( 85 )
5.1.5 小结 .....	( 90 )
5.2 尾喷管 .....	( 91 )
参考文献 .....	( 92 )
<b>第六章 超声速燃烧过程 .....</b>	<b>( 96 )</b>
6.1 引言 .....	( 96 )
6.2 时间尺度 .....	( 96 )
6.3 燃料—空气掺混 .....	( 98 )
6.3.1 平行的无约束的可压缩流动 .....	( 99 )
6.3.1.1 对流马赫数的定义 .....	( 100 )
6.3.1.2 二维剪切层的发展和速度、密度之间的依赖关系 .....	( 101 )
6.3.1.3 可压缩性对剪切层发展的影响 .....	( 102 )
6.3.1.4 热释放对剪切层的影响 .....	( 103 )
6.3.1.5 剪切层中的掺混 .....	( 103 )
6.3.2 倾斜或横向流动掺混 .....	( 104 )
6.3.3 掺混度和掺混效率 .....	( 111 )
6.3.4 掺混增强 .....	( 113 )
6.4 化学动力学——反应机理 .....	( 117 )
6.4.1 氢气—空气反应机理 .....	( 118 )
6.4.2 碳氢燃料反应机理 .....	( 123 )
6.4.3 小结 .....	( 127 )
6.5 火焰稳定性 .....	( 127 )
6.5.1 回流区流场 .....	( 128 )
6.5.2 回流区温度 .....	( 130 )
6.5.3 局部当量比分析 .....	( 132 )
6.5.4 回流区成分分析 .....	( 132 )
6.5.5 稳定性参数公式 .....	( 133 )
6.5.6 小结 .....	( 135 )
6.6 燃烧室设计和热释放效率 .....	( 136 )

6.6.1	隔离段 .....	(137)
6.6.2	燃烧室设计和性能 .....	(139)
6.6.2.1	一般燃烧室设计参数 .....	(139)
6.6.2.2	压力上升和燃烧效率 .....	(141)
6.7	缩放因子 .....	(147)
6.8	燃料管理 .....	(149)
6.8.1	燃料作为飞行器和发动机部件的冷却剂 .....	(149)
6.8.2	热裂解与催化裂解 .....	(152)
6.8.3	燃料管理 .....	(153)
	参考文献 .....	(154)
<b>第七章</b>	<b>试验方法及风洞 .....</b>	<b>(162)</b>
7.1	引言 .....	(162)
7.2	高超声速飞行范围 .....	(162)
7.3	暂冲式风洞 .....	(163)
7.3.1	燃烧加热风洞 .....	(164)
7.3.2	电加热风洞 .....	(165)
7.3.3	电弧加热风洞 .....	(166)
7.4	短时间运行的脉冲式风洞 .....	(168)
7.4.1	激波风洞 .....	(168)
7.4.2	自由活塞式激波风洞 .....	(169)
7.4.3	膨胀管风洞 .....	(170)
7.5	小结 .....	(171)
	参考文献 .....	(171)
<b>第八章</b>	<b>计算流体动力学方法和求解高速反应流 .....</b>	<b>(173)</b>
8.1	引言 .....	(173)
8.2	守恒方程和方程捕捉到的流动物理现象 .....	(173)
8.2.1	流场和本构方程 .....	(173)
8.2.2	组分与热量的分子输运 .....	(174)
8.3	湍流反应流——长度尺度 .....	(176)
8.4	湍流化学反应流的计算方法 .....	(178)
8.4.1	直接数值模拟 .....	(178)
8.4.2	雷诺平均的 N-S 方程 .....	(179)
8.4.3	湍流模型 .....	(181)
8.4.4	大涡模拟 (LES) .....	(181)

---

8.5 超燃冲压发动机流场计算结果 .....	(182)
8.5.1 稳定冷态流动 .....	(182)
8.5.2 化学反应流 .....	(183)
8.6 小结 .....	(188)
参考文献 .....	(188)

# 第一章 引言

## 1.1 冲压发动机和超声速燃烧冲压发动机 (Scramjet) 循环

法国人 Rene Lorin 在 1913 年的发明——冲压发动机，是一种非凡的、概念简单的吸气式发动机。这种发动机运动部件较少并且仅仅通过内部几何结构的变化就能实现空气增压，该发动机可以在燃气涡轮发动机效率不足的高速飞行条件下工作，拓展了燃气涡轮发动机的速度范围。但是冲压发动机不能在起飞状态运行，因为冲压发动机在亚声速阶段的性能很低，此时气动压力不足以将循环压力提升到能够有效工作的数值。

当飞行速度大于马赫数 ( $Ma$ ) 3 时，旋转机械如压气机的循环无法再增压，此时可以通过改变进气道和与燃烧室相连的扩压器的面积来实现增压。没有核心旋转机械结构的发动机能够工作在更高的循环温度条件下，因此受涡轮限制的循环最高温度也可以得到提升。燃烧室入口为亚声速气流，冲压发动机循环变得更加高效。当速度进一步增加，亚声速燃烧的结尾激波会导致很大的压力损失并抑制温度提升，在很大程度上，离解反应完成，因此导致大量能量损失。保持流体以超声速通过发动机，并在超声速下燃烧加热，可以获得更高的效率。图 1-1 给出了几种循环估计的比冲随飞行马赫数变化

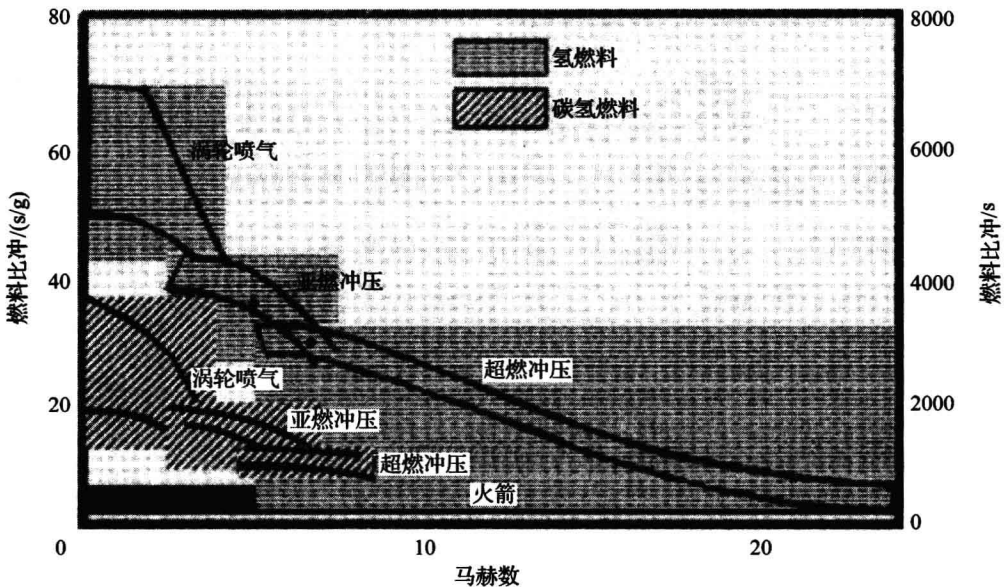


图 1-1 几种吸气式循环和火箭推进的比冲对比

的情况 (McClinton, 2002), 为了对比, 也加上了火箭循环的比冲。从中可以看出, 超燃冲压发动机在  $Ma6$  以上的飞行条件下比其他工作循环具有明显的优势。冲压发动机和超燃冲压发动机必须和其他推进系统结合以满足起飞工作状态要求。

亚声速和超声速燃烧冲压发动机的大致比较如图 1-2 所示。亚声速条件下的燃烧室需要在尾喷管中配置一个物理喉道以维持所期望的进口工作条件, 而超声速燃烧室却需要一个流通面积增加的截面使得热量通过燃烧释放出来。由 Ferri (1973) 提供的表 1-1 是亚声速和超声速燃烧在以下飞行条件下的几个典型参数对比: 氢燃料、在 40km 高空、 $Ma12$ , 并假定发动机气流在化学恰当比状态下。表 1-1 中的对比显示了两者之间的重大差异。超燃冲压发动机中衡量进气道和扩压器系统损失的滞止压力恢复系数是亚燃冲压发动机的近 30 倍, 这是因为没有尾部常规激波造成的损失。基于一次近似, 1% 的总压损失将导致 1% 的发动机推力损失, 所以超声速燃烧循环的性能优势是很明显的。亚声速燃烧室进口的温度是相当高的, 在这个温度下发生了严重的离解, 从而导致燃烧室中的复合反应不能够发生, 实际的净效应是温度降低。燃料—空气化学反应释放热量发生在尾喷管更下游部分, 在此处气体膨胀使得温度降低。为了使尾喷管内达到化学平衡以便热能转化为动能, 就要求更长的通道, 从而导致尾喷管增重。尾喷管喉道截面与捕获截面面积之比限制了亚声速燃烧冲压发动机的气流流量, 进而限制了推力的进一步增加。超燃冲压发动机实际上用热力喉道代替了机械喉道, 使得流体减速通过时减少热量损失。最后, 超燃冲压发动机中低很多的静压减少了发动机通道的结构载荷, 从而使发动机的结构更轻, 并且增加了系统的整体效率。

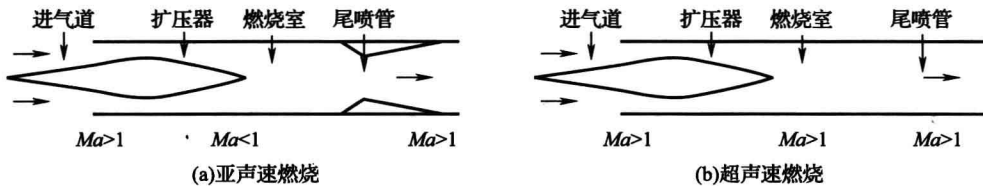


图 1-2 亚声速和超声速燃烧冲压发动机示意图

表 1-1  $Ma12$  飞行条件下的亚声速和超声速燃烧冲压发动机相关参数比较

燃烧室进口	超声速 燃烧	亚声速 燃烧	燃烧室出口	超声速 燃烧	亚声速 燃烧
燃烧室入口截面和捕获截面面积比	0.023	0.023	燃烧室出口截面和捕获截面面积比	0.061	0.061
总压恢复系数	0.5	0.013	尾喷管喉道截面和捕获截面面积比	0.061	0.015
压力/atm <sup>①</sup>	2.7	75	压力/atm	2.7	75
温度/K	1250	4500	温度/K	2650	4200
马赫数	4.9	0.33	马赫数	3.3	0.38

超燃冲压发动机相当多的技术问题来自它的工作特性以及与飞行器之间的匹配。其中的一些问题随后列出。

① 1atm = 101.325kPa。

空气从捕获截面到尾喷管出口截面的驻留时间是毫秒级的,因此燃料在分子级别的掺混时间成为一个限制因素。加速掺混会导致动量损失增加,因此必须和整体效率相取舍。使用液态燃料时,由于存在液滴破碎和雾化的附加过程,问题将很复杂。

在高速状态下,火焰稳定成为一个关键问题,当驻留时间增加时必须配置某种火焰稳定器以稳定火焰。火焰稳定区域的化学成分和发动机其他部分有很大的不同,并且其化学成分和温度呈很大变化梯度。油气比的调节必须确保在整个飞行包线内和发动机各种油门状态火焰稳定区域的稳定。

持续的工作状态如飞行器在大气层中的加速,必须对飞行器和发动机部件进行冷却。在这个过程中利用自带的燃料进行冷却,避免了使用增加飞行器结构重量<sup>①</sup>的单独的冷却剂和热交换器等。通常,发动机燃料流动和冷却条件不会精确匹配,配置某些燃料管路是必需的。此外,燃料在以下飞行条件下不具备冷却能力:Heiser和Pratt(1994)指出,当速度超过 $Ma10$ ,碳氢燃料不再满足飞行器的冷却需求,此时应选择低温氢燃料作为替代。

由于亚声速和超声速燃烧冲压发动机都不能在起飞状态工作,并且在低速条件下的推进性能不高,因此需要包括涡喷和火箭在内的其他热力学工作循环。如果飞行任务包括地球大气层外的工作状态,就必须有火箭推进系统。此时,依次使用几种单独的推进系统的工作效率不高。因此,不同推进系统可以设计成组合循环工作方式从而同时提升每个工作循环的效率。组合循环体系除了包含超燃冲压发动机外,高超声速飞行过程中产生小的激波角可以将整个飞行器前体作为发动机进气系统的一部分,可作为飞行器后体较长的尾喷管的一部分,这样发动机和飞行器之间联系紧密,飞行器的几何结构和飞行高度会影响发动机气流的热力学特性和流场条件以及发动机的工作状态,进而反过来影响飞行器的气动力和力矩,因此发动机和飞行器不能分开进行设计。

## 1.2 历史回顾

第一台配装冲压发动机的飞机是 Rene Leduc 的验证机,该验证机安装在 Languedoc 飞机的顶部以便在空中与载机分离,如图 1-3 所示。概念性设计始于 20 世纪 20 年代,1934 年获得专利(Hallion, 1995),随后立即引起了法国政府的高度关注。因第二次世界大战,验证机首飞推迟到 1946 年,1949 年开始自由滑翔试验,实现了动力爬升。就在 Leduc 研发其冲压发动机并积极实现其尽早配装飞机的同一时期,苏联、英国、德国和美国也开始了冲压发动机的研发。由于认识到高速飞行时冲压循环比当时的飞机更高效,试验采用弹射的冲压发动机,或两级装置,第一级带火箭助推,在高速时可与以冲压发动机为动力的第二级分离。苏联在 1940 年采用了液体燃料冲压发动机以提高 Polikarpov I-152 双翼飞机的性能(Hallion, 1995; Sabel' nokiv 和 Penzin, 2000),早于以 Leduc 的冲压发动机为动力的飞行,因此被称为配装冲压发动机飞机的首飞。20 世纪 40 年代,以 Lippisch 和 Sanger 为首的德国科研人员进行了大量的理论研究和火箭助推冲压

<sup>①</sup> 本书中“重量”均为“质量”概念,单位为千克(kg)、吨(t)等。



发动机试验研发工作，最终在燃烧结束时速度达到了  $Ma4.2$  (Avery, 1955)。在美国，Roy Marquardt 开展了早期研究，早在 1945 年就将冲压发动机安装在北美 P-51 “野马”战斗机的翼尖上，随后将尺寸更大的 Marquardt 冲压发动机装在洛克希德公司的 P-80 战斗机上，使飞机在只有冲压动力的情况下也能飞行。接下来的时间，大部分冲压发动机的研发都是针对导弹技术。

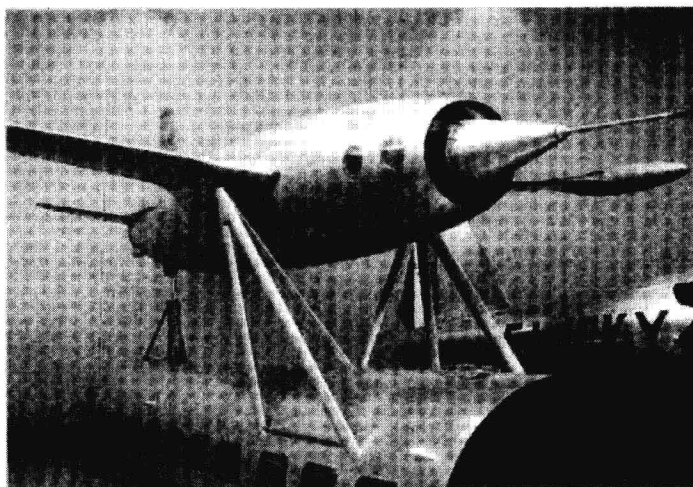


图 1-3 法国 Bourget 航空航天博物馆里 Leduc 的验证机缩尺 (1:10) 模型

随着用于飞机和导弹的冲压发动机的发展，20 世纪 40 年代后期，把热能加到超声气流中的概念就已基本成形。引起人们高度关注的，在超燃冲压发动机研发史上具有重大意义的是：Avery 的文章 (1955) 和 Hallion 的报告 (1995) (这两篇报告的内容涵盖了 20 世纪 60 年代完成的高超声速研究发动机 (HRE) 计划中早期超燃冲压发动机研发阶段的内容)；Waltrup 等 (1976) 和 Curran (2001) 的文章 (他们的文章主要讲述了澳大利亚、法国、德国、日本和苏联所进行的有关超燃冲压发动机的研发活动)。所有这些文章均包括大量的参考文献，其参考文献里又包括一些附加的综述报告。

1958 年的研发工作已成为一个参考点，Weber 和 Mckay 发现燃烧可在超声速气流中发生，产生的激波不会造成明显的能量损失。他们的研究表明在  $Ma4 \sim 7$  的速度范围内，传统的冲压发动机和超燃冲压发动机的效率将随着速度的增加而提高；当速度超过  $Ma7$  时，超燃冲压发动机的效率比冲压发动机的更高，如果进气道设计恰当，与冲压发动机相比，超燃冲压发动机的优势可延伸到  $Ma5$  的飞行速度。研究结果确定了高速范围内需攻克的多个技术难题，包括超声速流动中火焰稳定的问题，达到可接受的掺混度而不会造成严重激波损失的问题，进气道设计对循环效率影响的问题，为了延迟热量释放壅塞而采用收缩形燃烧区域的问题，结构性热载荷和提高尾喷管效率的问题。

20 世纪 60 年代初 Antonio Ferri (1964) 开展的工作为准确理解超声速气流的掺混和扩压燃烧过程做出了重大贡献，从更大的范围来讲，其工作可以看成是技术研发的主要推动力。Ferri 在 1973 年完成的综述报告中拓展了其早期研究工作，其中包括：由于火焰区域温度较高，与扩散和掺混引起的热传导相比化学反应速度相对较快，因此这一过程主要是受输运特性的控制。尽管化学动力过程的速率很快，但这一过程仍然是以有