

<<刘兴洲院士文集>>

图书基本信息

书名：<<刘兴洲院士文集>>

13位ISBN编号：9787515900186

10位ISBN编号：7515900180

出版时间：2011-8

出版时间：中国宇航出版社

作者：刘兴洲

页数：571

字数：905000

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：<http://www.tushu007.com>

<<刘兴洲院士文集>>

内容概要

《刘兴洲院士文集》介绍了刘兴洲同志学问精深、品格高尚，平易近人，他就像一本打开的书，毫无保留地传授专业技术。

1975年主持翻译了俄文版的《冲压发动机与火箭发动机原理》，1984~2004年担任《推进技术》期刊的编委会主任，在他的扶持下，《推进技术》从办刊初期的情报类内部资料，成长为在国内外有影响力的优秀科技期刊。

1990年参与编写了《飞航导弹动力装置试验设备》，1992年主编了《战术导弹动力装置》，该著作已成为我国飞航导弹动力装置领域的经典著作之一。

长期以来，为我国推进动力领域培养出了大量科技人才，如今他们都在各自的工作岗位上发挥重要作用。

<<刘兴洲院士文集>>

作者简介

刘兴洲，1933年3月17日出生，冲压发动机专家，1951～1952年在清华大学航空学院发动机系学习；1956年毕业于北京航空学院发动机系；1957年至今在中国航天科工集团公司第三研究院三十一所工作。

1961～1965年在苏联茹科夫斯基空军工程学院学习，获副博士学位，1995年当选中国工程院院士。现任中国航天科工集团公司科技委顾问、总装备部科技委兼职委员、中国国际文化交流中心名誉理事。

长期从事超声速冲压发动机的研制工作，是我国冲压发动机技术的开拓者之一。

组织建立了国内首个冲压发动机试验台，填补了国内空白。

在CF—06发动机研制中，解决了低温起动、提高燃烧效率、火焰稳定器烧蚀等关键技术难题。

在CF—03D发动机研制中，解决了发动机快速起动等问题。

主持研制成功两种型号的低空超声速冲压发动机，并获得国家科技进步奖一等奖，使中国成为世界上少数拥有冲压发动机技术的国家，以冲压发动机为动力的低空超声速飞航导弹获得了飞行试验的成功。

在担任两届国家“863”计划航天技术领域专家委员会委员期间，在广泛调研和严格论证的基础上，和专家组一起提出了以载人飞船起步，以空天飞机为发展方向，模块式地发展我国大型运载火箭和天地往返运输系统的建议。

在他的带领下，三十一所率先在20世纪80年代开展了高超声速冲压发动机技术的探索研究工作。

根据我国实际情况还提出了航天器研制要从小到大，从无人到有人，从超声速到高超声速，直到空天飞机，逐步实现先进的、可重复使用的天地往返运输系统的“三步走”研制建议。

由他倡议形成的“研制高超声速发动机及高超声速飞行器”专家建议书，现已进入了实施阶段。

担任北京奥运火炬燃烧系统总设计师，带领年轻团队开拓创新，确保奥运火炬存珠穆朗玛峰顺利点燃和传递。

<<刘兴洲院士文集>>

书籍目录

写给钱学森副部长的信及钱学森的回信
超声速冲压发动机的试验研究
冲压发动机技术
冲压发动机的起飞
小涡轮喷气发动机赴美技贸考察报告
燃烧室内不良流线挂火问题的分析
赴西德考察桑格尔计划汇报
航天和导弹发动机的新进展
天地往返运输系统发展途径的探讨
冲压发动机技术的发展
在超声速流中的自点火燃烧实验研究
双管头部进气旋流突扩燃烧室冷态流场研究
空天飞机吸气式发动机技术
第九届国际吸气式发动机会议情况报告
第17届国际空间技术和科学会议情况报告
旋流突扩燃烧室中回流区的嵌套结构
低空超声速冲压发动机CF-03D的设计研究
超声速燃烧实验研究(I)
关于CS-01高空试车台测试系统初步改造问题的汇报
超声速燃烧实验研究()
俄罗斯高超声速推进系统研制状况
空天飞机和高超声速技术的发展
侧面突扩燃烧室冷态流场可视化研究
某导弹地面全弹试车中的问题回顾与联想
Ramjet Development in China
吸气式发动机的新进展
.....

章节摘录

版权页：插图：超燃冲压的研制需要解决一系列复杂的问题：发动机与飞行器一体化的优化设计，超声气流中燃烧的高效率，高焓气流中的热防护与冷却，先进的材料与工艺，扩大飞行Ma的范围等。

(2) 超燃冲压工作过程的计算分析 由于试验设备的限制，高Ma高焓流测试的困难，超燃冲压的计算分析成了十分重要的手段，在计算流体力学(CFD)的发展过程中，这是一种很强的促进因素。

对于模块式超燃冲压需计算二维或三维的管流流场，它包括飞行器前体、进气道唇部、燃烧室、喷管及飞行器后体。

数学模型包括：欧拉方程，附面层方程，N—S方程和抛物线化的N—S方程。

物理化学过程采用了平衡流空气，氢燃烧模型，氢—空气反应动力学。

紊流流动采用了单方程或双方程差分紊流模型。

计算机程序中还考虑了三维效应，并包括了对超燃冲压部件(如喷管—后机体)进行优化分析的可能性。

对于二维或轴对称方案，存在着统一的、“从头至尾”的流场模型。

该程序可用来探索高超声速飞行器的推进系统。

例如，在Ma=8时，进行氢与空气掺混的二维和三维进气道流场计算，可以得出不同距离的各截面上的等Ma分布和等浓度分布。

借助于三维效应可以研究如何增强超燃冲压燃烧室内的掺混。

计算表明：从椭圆或矩形喷孔喷射出的氢射流比轴对称圆射流能更好地与气流掺混。

这是由于三维喷孔出口平面的下游出现了很强的次流，而该次流含有漩涡纵向分量的漩涡结构。

三维效应可以用不同截面上氢质量分数的等值线清楚地表示出来。

在矩形管道中，三维氢射流与空气流的紊流掺混和燃烧可以用抛物线化的N—S方程进行求解。

CIAM的高尔切纳夫专门从事这方面的研究工作。

在高焓流条件下，超燃冲压发动机的结构冷却是个大问题。

计算表明：最大热流发生在冲波相互作用区和附面层分离区内。

在外伸燃料喷射管面上，根据层流、紊流条件可分别解得热流分布，但由于不能预估层流向紊流过渡的确切位置，因而不得不采用对付更高热流的冷却措施。

由此可见，对超燃冲压燃烧室部件热输运过程计算，并进行充分的试验研究是极其必要的。

(3) 超燃冲压模型发动机试验 在CIAM的试验设备上，曾经对超燃冲压发动机模型进行过直联式试验、自由射流试验和飞行试验。

三种试验的Ma—H范围有所不同。

实际上飞行试验与试车台试验的工作状态是相同的，这样，可以在接近典型条件的、相同飞行动压模拟值条件下比较试验结果。

<<刘兴洲院士文集>>

编辑推荐

《刘兴洲院士文集》反映了刘兴洲院士的科学精神和对“航天报国”理想的实践。

<<刘兴洲院士文集>>

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:<http://www.tushu007.com>