

# 总 序

党的二十大胜利召开，吹响了以中国式现代化全面推进中华民族伟大复兴的前进号角。习近平总书记强调“教育、科技、人才是全面建设社会主义现代化国家的基础性、战略性支撑”<sup>①</sup>，明确要求到2035年要建成教育强国、科技强国、人才强国。新时代新征程对科技界提出了更高的要求。当前，世界科学技术发展日新月异，不断开辟新的认知疆域，并成为带动经济社会发展的核心变量，新一轮科技革命和产业变革正处于蓄势跃迁、快速迭代的关键阶段。开展面向2035年的中国学科及前沿领域发展战略研究，紧扣国家战略需求，研判科技发展大势，擘画战略、锚定方向，找准学科发展路径与方向，找准科技创新的主攻方向和突破口，对于实现全面建成社会主义现代化“两步走”战略目标具有重要意义。

当前，应对全球性重大挑战和转变科学研究范式是当代科学的时代特征之一。为此，各国政府不断调整和完善科技创新战略与政策，强化战略科技力量部署，支持科技前沿态势研判，加强重点领域研发投入，并积极培育战略新兴产业，从而保证国际竞争实力。

擘画战略、锚定方向是抢抓科技革命先机的必然之策。当前，新一轮科技革命蓬勃兴起，科学发展呈现相互渗透和重新会聚的趋

---

<sup>①</sup> 习近平. 高举中国特色社会主义伟大旗帜 为全面建设社会主义现代化国家而团结奋斗——在中国共产党第二十次全国代表大会上的报告. 北京: 人民出版社, 2022: 33.

势，在科学逐渐分化与系统持续整合的反复过程中，新的学科增长点不断产生，并且衍生出一系列新兴交叉学科和前沿领域。随着知识生产的不断积累和新兴交叉学科的相继涌现，学科体系和布局也在动态调整，构建符合知识体系逻辑结构并促进知识与应用融通的协调可持续发展的学科体系尤为重要。

擘画战略、锚定方向是我国科技事业不断取得历史性成就的成功经验。科技创新一直是党和国家治国理政的核心内容。特别是党的十八大以来，以习近平同志为核心的党中央明确了我国建成世界科技强国的“三步走”路线图，实施了《国家创新驱动发展战略纲要》，持续加强原始创新，并将着力点放在解决关键核心技术背后的科学问题上。习近平总书记深刻指出：“基础研究是整个科学体系的源头。要瞄准世界科技前沿，抓住大趋势，下好‘先手棋’，打好基础、储备长远，甘于坐冷板凳，勇于做栽树人、挖井人，实现前瞻性基础研究、引领性原创成果重大突破，夯实世界科技强国建设的根基。”<sup>②</sup>

作为国家在科学技术方面最高咨询机构的中国科学院和国家支持基础研究主渠道的国家自然科学基金委员会（简称自然科学基金委），在夯实学科基础、加强学科建设、引领科学研究发展方面担负着重要的责任。早在新中国成立初期，中国科学院学部即组织全国有关专家研究编制了《1956—1967年科学技术发展远景规划》。该规划的实施，实现了“两弹一星”研制等一系列重大突破，为新中国逐步形成科学技术研究体系奠定了基础。自然科学基金委自成立以来，通过学科发展战略研究，服务于科学基金的资助与管理，不断夯实国家知识基础，增进基础研究面向国家需求的能力。2009年，自然科学基金委和中国科学院联合启动了“2011—2020年中国学科发展战略研究”。

---

<sup>②</sup> 习近平. 努力成为世界主要科学中心和创新高地 [EB/OL]. (2021-03-15). [http://www.qsttheory.cn/dukan/qs/2021-03/15/c\\_1127209130.htm](http://www.qsttheory.cn/dukan/qs/2021-03/15/c_1127209130.htm)[2022-03-22].

2012年，双方形成联合开展学科发展战略研究的常态化机制，持续研判科技发展态势，为我国科技创新领域的方向选择提供科学思想、路径选择和跨越的蓝图。

联合开展“中国学科及前沿领域发展战略研究(2021—2035)”，是中国科学院和自然科学基金委落实新时代“两步走”战略的具体实践。我们面向2035年国家发展目标，结合科技发展新特征，进行了系统设计，从三个方面组织研究工作：一是总论研究，对面向2035年的中国学科及前沿领域发展进行了概括和论述，内容包括学科的历史演进及其发展的驱动力、前沿领域的发展特征及其与社会的关联、学科与前沿领域的区别和联系、世界科学发展的整体态势，并汇总了各个学科及前沿领域的发展趋势、关键科学问题和重点方向；二是自然科学基础学科研究，主要针对自然科学基金资助体系中的重点学科开展战略研究，内容包括学科的科学意义与战略价值、发展规律与研究特点、发展现状与发展态势、发展思路与发展方向、资助机制与政策建议等；三是前沿领域研究，针对尚未形成学科规模、不具备明确学科属性的前沿交叉、新兴和关键核心技术领域开展战略研究，内容包括相关领域的战略价值、关键科学问题与核心技术问题、我国在相关领域的研究基础与条件、我国在相关领域的发展思路与政策建议等。

三年多来，400多位院士、3000多位专家，围绕总论、数学等18个学科和量子物质与应用等19个前沿领域问题，坚持突出前瞻布局、补齐发展短板、坚定创新自信、统筹分工协作的原则，开展了深入全面的战略研究工作，取得了一批重要成果，也形成了共识性结论。一是国家战略需求和技术要素成为当前学科及前沿领域发展的主要驱动力之一。有组织的科学研究及源于技术的广泛带动效应，实质化地推动了学科前沿的演进，夯实了科技发展的基础，促进了人才的培养，并衍生出更多新的学科生长点。二是学科及前沿

领域的发展促进深层次交叉融通。学科及前沿领域的发展越来越呈现出多学科相互渗透的发展态势。某一类学科领域采用的研究策略和技术体系所产生的基础理论与方法论成果，可以作为共同的知识基础适用于不同学科领域的多个研究方向。三是科研范式正在经历深刻变革。解决系统性复杂问题成为当前科学发展的主要目标，导致相应的研究内容、方法和范畴等的改变，形成科学研究的多层次、多尺度、动态化的基本特征。数据驱动的科研模式有力地推动了新时代科研范式的变革。四是科学与社会的互动更加密切。发展学科及前沿领域愈加重要，与此同时，“互联网+”正在改变科学交流生态，并且重塑了科学的边界，开放获取、开放科学、公众科学等都使得越来越多的非专业人士有机会参与到科学活动中来。

“中国学科及前沿领域发展战略研究(2021—2035)”系列成果以“中国学科及前沿领域2035发展战略丛书”的形式出版，纳入“国家科学思想库—学术引领系列”陆续出版。希望本丛书的出版，能够为科技界、产业界的专家学者和技术人员提供研究指引，为科研管理部门提供决策参考，为科学基金深化改革、“十四五”发展规划实施、国家科学政策制定提供有力支撑。

在本丛书即将付梓之际，我们衷心感谢为学科及前沿领域发展战略研究付出心血的院士专家，感谢在咨询、审读和管理支撑服务方面付出辛劳的同志，感谢参与项目组织和管理工作的中国科学院学部的丁仲礼、秦大河、王恩哥、朱道本、陈宜瑜、傅伯杰、李树深、李婷、苏荣辉、石兵、李鹏飞、钱莹洁、薛淮、冯霞，自然科学基金委的王长锐、韩智勇、邹立尧、冯雪莲、黎明、张兆田、杨列勋、高阵雨。学科及前沿领域发展战略研究是一项长期、系统的工作，对学科及前沿领域发展趋势的研判，对关键科学问题的凝练，对发展思路及方向的把握，对战略布局的谋划等，都需要一个不断深化、积累、完善的过程。我们由衷地希望更多院士专家参与到未

## 总 序

来的学科及前沿领域发展战略研究中来，汇聚专家智慧，不断提升凝练科学问题的能力，为推动科研范式变革，促进基础研究高质量发展，把科技的命脉牢牢掌握在自己手中，服务支撑我国高水平科技自立自强和建设世界科技强国夯实根基做出更大贡献。

“中国学科及前沿领域发展战略研究(2021—2035)”

联合领导小组

2023年3月



# 前 言

纵观国际上高超声速航空发动机的发展，其研发难度和进度大大超出预期，呈现多目标约束、多学科/多系统耦合、多技术路线、螺旋式上升的研究特点。与传统的航空涡轮发动机相比，高超声速航空发动机的工作速域拓宽了一倍以上，空域更广、参数性能更高，大大超出了涡轮发动机的工作范围；与 21 世纪初取得技术突破的高超声速超燃冲压发动机相比，其工作速域也拓宽了一倍以上，并可以实现多次重复、长寿命使用。高超声速航空发动机已经成为航空发动机领域的技术制高点与国际竞争热点。因此，制定系统的高超声速航空发动机技术发展战略，具有重大的科学意义和紧迫的现实意义。

在此背景下，国家自然科学基金委员会和中国科学院在“中国学科及前沿领域发展战略研究（2021—2035）”中专门安排了前沿领域项目“中国高超声速航空发动机发展战略研究（2021—2035）”，集中了来自高校、科研院所和工业部门从事相关研究的近百位科技人员，形成了老中青相结合、经验丰富和充满活力的编写队伍，成立了战略研究组和秘书组，在充分调研分析的基础上，通过学术交流和专业论坛讨论，形成了相应方向的研究成果，经过多次咨询研讨，于 2021 年 12 月完成了书稿。

本书共五章。第一章分析高超声速航空发动机的科学意义与战

## 中国高超声速航空发动机 2035 发展战略

略价值。第二章主要从涡轮冲压组合高超声速航空发动机、涡轮/火箭基组合循环高超声速航空发动机、空气涡轮火箭高超声速航空发动机、强预冷高超声速航空发动机几个方面论述高超声速航空发动机技术的发展现状与趋势。第三章从宽工作速域、长寿命使用、高推力重量比、高比冲约束条件下的热力循环、流动燃烧组织、热质传递、轻质高温材料、制造形性调控、结构损伤演化、一体化控制等方面论述高超声速航空发动机的关键科学问题；从热力循环分析与优化设计，材料、结构与热防护，工艺、制造与检测，试验测试，重复使用与可靠性等方面论述高超声速航空发动机的关键技术问题。第四章从发展布局、政策建议和配套措施三个方面论述高超声速航空发动机技术领域发展的相关政策建议。第五章为总结与展望。

参加本书编写和咨询的专家学者非常多，本书仅列出了主要贡献者的名单，还有很多学者在研究过程中提供了资料、参与了讨论，在此一并表示衷心的感谢。

高超声速航空发动机技术涉及范围广、学科多，国际上对相关技术进展的报道有限，书中难免有疏漏和不妥之处，敬请读者批评指正。

李应红

《中国高超声速航空发动机 2035 发展战略》

战略研究组组长

2023 年 8 月 7 日



# 摘 要

## 一、本领域的基本内涵、科学意义与战略价值

### (一) 基本内涵

作为高超声速飞机的动力装置，高超声速航空发动机具有多项核心能力：一是能支持高超声速飞机实现水平起降；二是飞行包线更广，升限大于 25 km，最大飞行马赫数不低于 5；三是寿命长，能长时间重复使用。

常规的涡轮发动机和冲压发动机的飞行马赫数范围有限，涡轮发动机的飞行马赫数一般是 0~2.5，冲压发动机的起动马赫数一般大于 3。为实现高超声速航空发动机从零速到高超声速吸气式推进的技术需求，需要将传统动力（如涡轮发动机、冲压发动机和火箭发动机等）进行有机融合。增材制造、轻质高温材料、强预冷、等离子体调控、对转冲压、爆震燃烧等新兴技术成熟度的提高，有望进一步提升高超声速航空发动机的性能。

### (二) 科学意义

作为航空发动机领域的技术制高点和国际热点，高超声速航空发动机是一个极其复杂的系统，具体涉及材料、制造与强度、热力、气动、燃烧、控制、传热等多个学科，需要突破极端热、宽空域、

宽速域、重复使用等技术难点。

开展高超声速航空发动机基础研究，具有重要的科学意义。一是可以揭示航空发动机设计和制造领域涉及的机理，如宽工作速域、长寿命使用、高推力重量比、高比冲约束条件下的热力循环、流动燃烧组织、热质传递、轻质高温材料、制造形性调控、结构损伤演化、一体化控制等；二是催生交叉学科的新方向，如极端条件下流-热-固-化耦合能质传递学、复杂超高温结构力-热-声-氧耦合失效学等；三是推动研究范式的变革，从传统航空发动机先性能设计后强度评估的弱耦合、解耦研究范式，上升到高超声速航空发动机极端条件下的多物理场强耦合研究范式。

### （三）战略价值

航空发动机是工业皇冠上的“明珠”，高超声速航空发动机更是“明珠”中的极品，对高超声速飞机的研发具有决定性作用，是一个国家综合国力的体现。另外，作为一种吸气式动力装置，高超声速航空发动机可以作为空天飞机、可重复使用航天运载系统等的一级动力支撑其发展。

世界各国和地区都在抓紧研究高超声速航空发动机，并为此投入了大量的人力、物力和财力，旨在抢占技术制高点，形成巨大的技术不对称优势，但是一直久攻不克，研发进度难以匹配预期。可以预见的是，一旦高超声速航空发动机技术取得突破，将会催生多个领域的重大变革，如空天装备和民用航空。

由于研究起步较晚、投入力度不足、技术积累较弱、技术力量相对分散，我国在高超声速航空发动机技术领域与国际先进水平存在较大差距。为迎头赶上国际先进水平，支撑世界科技强国和航空航天强国建设，需要在系统梳理现状、统筹规划发展等方面下功夫。

## 二、本领域的研究特点、发展规律和发展趋势

### (一) 研究特点

一是多目标约束，使得技术难度非常大。既要在宽广的飞行包线内提供稳定强劲推力，并能长期可靠工作，又要满足多次重复使用的要求，还要实现较大的推力重量比。

二是多学科 / 多系统耦合，试验和数值仿真难度都很大，从系统工程的角度研究透彻十分困难。高超声速航空发动机不仅涉及材料、结构、强度与极端气动热力等学科之间的紧密耦合，还存在发动机内部不同系统及发动机与飞行器的紧密耦合。

三是多技术路线，目前由于技术路线不明晰，尚未收敛，多条技术路线正在齐头并进。

### (二) 发展规律

#### 1. 技术难度超出预期，组合方案曲折前进

与传统的航空涡轮发动机 21 世纪初取得技术突破的高超声速超燃冲压发动机相比，高超声速航空发动机的工作速域拓宽了一倍以上。飞行马赫数每增加 1，发动机的研发难度和周期都将大幅增加。涡轮机组合动力是目前高超声速航空发动机发展的主要技术途径，但是仍然存在较多的技术难题。涡轮冲压组合发动机面临模态转换“推力鸿沟”等重大技术障碍。火箭增推和射流预冷等技术虽然能有效解决“推力鸿沟”问题，但是存在热防护困难、比冲低、结构复杂等难题。在高速涡轮发动机、超燃冲压发动机技术快速进步的背景下，美国加大了涡轮冲压组合高超声速航空发动机的研发力度，加快推进了技术成熟和工程发展，但依然面临很大的难度。

1966 年服役的美国 SR-71 “黑鸟” (Blackbird) 侦察机最大飞行速度为 3.2 倍声速，并且由于载荷小、效能差，已经退出现役；预计

2030 年左右服役的 SR-72 “黑鸟”之子，最大飞行速度为 6 倍声速，从公开资料来看，发动机依然面临很大的技术不确定性。由于高超声速航空发动机的研发难度和进度大大超出预期，所以很多相关的重大研究计划被迫终止。每个国家在涡轮发动机、火箭发动机、冲压发动机、预冷技术等方面的研发基础不一样，因此其选择的技术路线和主攻方向也有明显差异。

## 2. 新兴技术不断涌现，新的材料工艺助推发展

鉴于强预冷技术对高温来流的冷却作用，英国对其进行了大量的设计和试验探索，并且得到了英国政府、欧洲空间局（European Space Agency, ESA）、美国空军研究实验室（Air Force Research Laboratory, AFRL）、美国国防部高级研究计划局（Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA）等机构的研发经费支持，以及英国航空航天系统公司（British Aerospace Systems, BAE）、罗尔斯-罗伊斯（Rolls-Royce）公司（以下简称罗罗公司）、波音（Boeing）公司等资金和技术支持。研究结果初步展现了强预冷高超声速航空发动机推力重量比高、比冲高性能优势。我国科学家提出了对转冲压压气机的原创性方案，利用转子相对旋转制造了超声速气流，建立低熵增激波系统实现了高效增压与高通流，大幅减少了压缩系统的尺寸和重量，并拓宽了压气机流量适应性，颠覆了传统轴流压气机气流折转的增压原理，有望显著提升高超声速航空发动机的推进效能。爆震燃烧采用近似等容燃烧代替原有布雷顿循环（Brayton cycle）中的等压燃烧，循环方式的改变有望显著提升高超声速航空发动机的推进效能。等离子体点火助燃通过高能量强穿透大火核、油气活化和流场调控，有望显著拓宽冲压发动机的工作速域并提升其性能。智能增材制造具备设计、制造、性能一体化，加速设计迭代，多尺度轻质化结构减重等优点，是我国高超声速航空发动机发展的机遇和快车道。轻质高温材料是高超声速航空发动机的主要结构材料，对提高其推力重量

比，确保宽温域、高速重载等极端条件下的服役安全至关重要。

### 3. 科学技术难题交织，基础研究必须先行

基础科学问题制约着技术瓶颈的突破。例如，一体化热力循环和轻质高强材料结构制造一体化是提高推力重量比的重要源头；低动压、低总温条件下的高效燃烧组织机理与方法是拓宽冲压发动机下限马赫数的重要源头；宽速域高通流叶轮机械内流组织机理与方法、耐高温机械系统设计方法是拓宽涡轮发动机工作速域的重要源头。必须花大力气推进基础研究，只有在对基础问题系统深入认识的前提下，才能追求高的技术指标和研发速度。

#### （三）发展趋势

不同形式发动机的简单叠加、分段使用会引发加速能力弱、燃油经济性差、推力连续性差、阻力大和“死重”大的问题，必然无法成为主流方案。新颖热力循环与单项变革技术融合发展才是高超声速航空发动机技术的必由之路。为推动一体化宽域高效气动热力循环的发展，深入揭示各系统间的热功转化及参数耦合机制，必须从新概念、新工质、新材料等方面入手。爆震燃烧、对转冲压、等离子体调控、强预冷分别是提高热力循环效率、提升叶轮机械通流能力、拓宽冲压发动机工作速域、拓宽涡轮发动机工作速域的关键性技术，虽然取得了显著进展，但是仍需要大力发展。在新颖热力循环的牵引下，适度超前发展轻质高强材料与结构的设计和制造，有望提高高超声速航空发动机的推力重量比和寿命。

## 三、本领域的关键科学问题、关键技术问题、发展思路、发展目标和重要研究方向

#### （一）关键科学问题

高超声速航空发动机技术的关键科学问题是：宽飞行包线、高

可靠性和长寿命使用、高推力重量比约束条件下的燃烧流动组织、传热传质、热力学循环、轻质高温材料、制造形性调控、结构损伤演化、一体化控制机理。

在高超声速航空发动机热力循环、气动燃烧与控制机理方面，包括宽域高效耦合热功转换理论，以涡轮发动机、冲压发动机、火箭发动机为基本动力单元的新型热力循环构建方法，基于新型热力循环的高效热功转换机制；子系统级工作速域及推力拓展机制，子系统间的流量/压力匹配及速域/推力补偿模式与机理，多维度架构与综合性能寻优、双乘波飞机-发动机一体化、宽域高性能可调节进排气设计等气动优化理论；基于高效预冷的多工质强非线性热力系统能量耦合机理；低熵增进气道/叶轮机械耦合增压理论，熵产极小化激波增压理论与优化设计方法，常规及特殊工质叶轮机械新气动布局宽域做功原理，宽域高效叶轮机械设计方法与流场调控方法；宽速域高效燃烧组织机理与调控方法，宽适应性多模态燃烧组织方法，等离子体点火助燃机理与方法；高超声速航空发动机失稳判据及增稳理论，复杂流场智能感知与监测方法，子系统控制规律及全包线高精度鲁棒控制机理，发动机/飞行器协同控制机理与高效鲁棒协调控制方法等。

在高超声速航空发动机高效预冷、热防护与能量管理机理方面，包括极端热与复杂条件下的多尺度流动换热耦合理论，紧凑空间环境中大温差、强变物性、多尺度等条件下流动与换热的耦合机理及时空演化规律；超高温、大热流、强激波等条件下强变物性流体热质传递机理；高热流紧凑结构下强预冷快速高效传热机理，高效预冷与紧凑轻质预冷器设计方法；强耦合、非线性、高动态特征下多系统热/质交互作用机理与热惯量匹配机制，复杂热环境耦合传热传质机理及强扰动条件下的热防护调控机理和规律；先进热防护方法与耦合传热规律；超燃冲压发动机单独工作时的能源生成方法；



多场耦合条件下高热流有限冷源热防护、热管理一体化机理与精细化热结构设计方法, 整机热量产生、收集传输、储存利用和排散的耦合机制, 先进能量管理方法与系统动态调控方法, 整机热/质实施优化分配和动态管理方法。

在高超声速航空发动机材料制造与结构强度一体化机理方面, 包括轻质高强耐热复杂结构的设计与制造一体化理论, 面向极端环境的多场多相多介质结构强度理论, 材料/结构的损伤和失效模式及机理、多场多相多介质耦合力学模型; 轻质耐热材料与复杂结构的一体化设计, 典型结构的材料-结构-功能一体化设计与制造方法, 多相合金材料小微尺度热动力学耦合机理及宏微观性能关联, 难加工材料高温复杂冷却结构制造方法; 基于增材制造微小熔池高温强对流极端冶金条件和高温度梯度非平衡快速凝固条件的新型高性能合金设计与强韧化方法; 基于多场多相多介质和面向极端环境的强度设计理论及方法, 极端宽温域材料环境下材料制造一体化设计与制备方法, 复杂高效冷却结构、结构拓扑先进制造方法。

## (二) 关键技术问题

高超声速航空发动机研制的关键技术问题是: 如何将宽飞行包线高效热力循环映射成长寿命、高推力重量比的发动机。这不但涉及多个技术行业, 如气动热力设计、预冷、热防护、材料、制造、试验等, 还与强预冷高超声速航空发动机、空气涡轮火箭发动机、涡轮/火箭基组合循环发动机、涡轮冲压组合发动机等多种组合动力有关。总体来看, 高超声速航空发动机研制是一个复杂的系统工程。

在热力循环设计分析与流动燃烧调控方面, 包括飞机-发动机一体化、热力循环及部件匹配设计、极宽适应性流动控制与先进调节、宽范围多模态燃烧组织、等离子体点火助燃、模态转换策略及

控制、燃油供给系统设计和控制、能量综合管理及系统优化、智能化控制诊断、高保真度数值模拟等技术。

在预冷与热防护方面，包括轻质高效高温预冷器、高功重比微通道换热、受限空间极端高热流高效冷却、超高热沉低结焦再生冷却、新型复合热防护、热结构传热快速评估、超低环境压力下高效换热等技术。

在材料与结构方面，包括多组元杂化耐极高温复合材料、超高温复合材料环境热障涂层、新型陶瓷基复合材料、高温高强韧钛基复合材料、超高温抗氧化难熔金属基复合材料、新型低密度耐更高温合金材料、耐高温隔热涂层材料、单相化多组元高性能热障涂层、超紧凑高温高效复合隔热材料、预冷换热器用抗氢脆高温合金、结构轻质化设计、先进润滑与密封材料、超高温可调结构密封元件、高温高压氮叶轮机动密封、高速高温轴承润滑脂、高热沉高能量燃料、氢燃料、绿色氧化剂等技术。

在工艺、制造与检测方面，包括陶瓷基复合材料结构件加工与连接、难变形材料薄壁复杂构件超塑成形、微小孔加工、精密电解加工工艺、难加工金属材料高速电弧加工、轻质高效预冷器制造工艺、复杂薄壁异形构件激光焊接工艺及质量控制、异种金属过渡接头微扩散连接、超大尺度异种材料增材制造、梯度复合材料增减材复合制造、一体化结构设计与增材制造、热防护涂层制备、大型关键薄壁零件变形控制及自适应制造、智能装配与精密检测等技术。

在试验测试与低成本飞行验证方面，包括大流量高焓燃烧加热、高焓纯净空气加热、大尺度发动机试验、变马赫数自由射流试验、变马赫数直连试验、模态转换试验、姿态瞬变多样流耦合宽域环境模拟、高温高压高速环境小扰动高精度试验测试、氮循环系统试验、低成本高超声速飞行验证等技术。

在重复使用与可靠性方面，包括可重复使用设计、高效轻质换



热器结构可靠性评价及试验验证、陶瓷基复合材料高温环境性能预测与测试、非均质焊接接头高温力学响应及结构服役性能提升、关键件疲劳寿命评估、健康监测与智能诊断等技术。

### （三）发展思路

关于高超声速航空发动机研制的总体发展思路：一是要高效、合理和科学地配置资源要素，这不仅需要在全局坚持统一领导、统筹规划、协调推进的原则，而且需要畅通管理链路，建立运作良好的分配机制；二是要加强顶层设计和发展规划，以目标为导向，重视基础研究领域，提高自主创新能力，大力推动高超声速飞机目标图像牵引与高超声速航空发动机技术的结合；三是要进行产学研结合，加快创新向产业转化的速度，一方面要提高国产软件的研制和数字仿真水平，另一方面要推动创新链和产业链的有序协同。

### （四）发展目标

高超声速航空发动机技术的发展目标是多样的：一是要揭示高超声速动力领域的机理和规律，如热力循环、燃烧与流动的优化和控制，高效预冷、热防护与能量管理，轻质高温材料制造与结构强度一体化；二是要在涡轮冲压组合发动机、涡轮/火箭基组合循环发动机、空气涡轮火箭发动机、强预冷发动机实现突破的基础上，提出高超声速航空发动机的中国方案；三是要借助高超声速航空发动机的研制工作，全面提升我国的原始创新与工程研发能力，形成一系列配套的设计、制造、试验和仿真能力，为建设航空航天强国和世界科技强国提供重要支撑。

### （五）重要研究方向

高超声速航空发动机技术的重要研究方向包括新型热力循环方式的构建、热防护和能量管理、先进材料与制造工艺，以及控制、

测试和仿真技术。在新型热力循环方式的构建方面，对传统动力单元进行有机融合，并应用强预冷、等离子体调控、对转冲压、爆震燃烧等新兴技术，提高热力循环效率；在热防护和能量管理方面，建议重点发展先进热防护、能量管理方法与系统动态调控方法、紧凑空间环境中强各向异性多尺度流动与换热耦合机理、强变物性流体热质传递机理、多系统热/质交互作用机理与热惯量匹配机制等；在先进材料与制造工艺方面，建议大力发展轻质高温材料与制造技术、轻质高强结构的损伤失效模式与机理、材料-结构设计-功能-制造一体化技术、先进增材制造与智能制造技术、新型高性能合金设计与强韧化方法、精密成形与加工技术、高性能焊接及分析检测技术、高性能涂层制备及分析检测技术、高温轴承技术等；在控制、测试和仿真技术方面，建立优先发展模态转换策略与控制技术、多变量自适应控制技术、宽域高性能进排气技术、飞行平台与动力一体化技术、试验测试与仿真技术、低成本高超声速飞行验证技术等。

#### 四、本领域未来发展的有效资助机制及政策建议

##### （一）建立高超声速航空发动机研发的新型举国体制

由于高超声速航空发动机的研发难度远超传统吸气式动力，涉及多个行业门类、多个学科交叉，因此必须调动全国资源才有望研制成功。要加强顶层设计，以项目为抓手，统筹推进基础研究、关键技术攻关和型号研发。加强产业链和创新链的协同作用，充分发挥企业和科研院所的作用，引导产业和创新的良性发展。

##### （二）设立高超声速航空发动机基础研究计划

高超声速航空发动机技术迄今尚未完全突破的一个重要原因是基础研究没有跟上，这是由缺乏系统布局造成的。只有从源头上搞

清机理、夯实基础，才能找准方向、行稳致远。建议在参考国际组合方案的基础上，结合本国的实际情况，提出具有中国特色的研究计划和方案。以我国学者提出的宽速域一体化循环高超声速航空发动机等创新构想为主体，进行研制任务的拆解与划分，全面提升我国的自主创新能力，为后续重大科技专项提供基础与支撑。建议加大对高超声速航空发动机科学技术的资助力度，引导和鼓励科研人员参与相关研究，贡献自己的智慧和力量。

### （三）设立高超声速航空发动机技术预研计划

美国为保持其在航空动力领域的领先地位，设立了一系列研究计划，如综合高性能涡轮发动机技术（The Integrated High Performance Turbine Engine Technology, IHPTET）计划、通用可承担先进涡轮发动机（Versatile Affordable Advanced Turbine Engines, VAATE）计划、支持经济可承受任务能力的先进涡轮技术（Advanced Turbine Technologies for Affordable Mission-Capability, ATTAM）计划等，促进了关键技术的突破，极大地降低了技术风险。高超声速航空发动机方面更是如此，“猎鹰”组合循环发动机技术（Falcon Combined Cycle Engine Technology, FaCET）计划、高速涡轮发动机验证（High Speed Turbine Engine Diagnostics, HiSTED）计划、远程超声速涡轮发动机（Supersonic Turbine Engine for Long Range, STELR）计划、模态转换（Modal Transition, MoTr）计划和先进全速域发动机（Advance Full-Speed Range Engine, AFRE）计划的实施，直接催生了SR-72高超声速航空发动机的研发。建议设立与高超声速航空发动机相关的技术预研计划，并将其列为“两机”（航空发动机和燃气轮机）重大专项接续实施计划的重点内容。研究须围绕热力循环分析设计与流动燃烧调控，材料、结构与热防护，工艺、制造与检测，试验与测试，重复使用与可靠性技术等内容开

展，利用前期相关计划的研究成果支撑型号研发。

#### （四）设立空天动力国家实验室

由于缺乏国家层面专门的基础研究机构的统一领导，所以我国创新链存在一定短板，研究力量比较薄弱。建议借鉴国外成功经验，瞄准未来发展方向，建立空天动力国家实验室，在基础研究领域充分发挥其引领作用。

在高超声速航空发动机研发方面，空天动力国家实验室需要发挥的职能主要包括：一是站在国家层面提前布局未来发展趋势，对重大技术方案进行评估；二是坚持补齐发展短板和加大基础研究的深度与广度，在基础研究、前沿技术和集成验证方面进行重点突破；三是促进产学研相结合，加快创新能力的转换运用；四是由国家统一保管技术成果，方便进行交流、转化和推广。

#### （五）加强高超声速航空发动机试验设施建设

高超声速航空发动机面临的工作环境非常恶劣，试验条件很难得到满足。另外，对高超声速航空发动机在多场耦合作用下的机理规律尚未完全掌握，使得结构设计面临较大问题，安全性、可靠性和使用寿命无法得到保证。发达国家在发动机的研制过程中，十分重视试验的作用，在此理念下建立了比较完善的试验设施。

为提升高超声速航空发动机研制领域的试验条件，建议从国家层面进行总体规划和布局，依托科研院所和工业部门建设并进行统一管理。一是要建立多种试验台系统，包括高超声速航空发动机直连试验台、闭式循环系统试验台、高落压比喷管试验研究的模型试验台、全尺寸紧凑快速强换热器试验台、结构服役安全试验台；二是要加强对试验器、试验舱和风洞等试验装置的投入，包括连续可变马赫数组合进气道模态转换试验器、高超声速航空发动机热防护及热管理试验器、超临界燃料流动与燃烧特性试验器、变马赫数过

程模态转换高空模拟试验舱、大尺度变马赫数过程模态转换自由射流风洞等。此外，建议对现有高空模拟试车台及其配套设施进行必要的升级，以提高其试验能力。

高超声速航空发动机的工作环境非常恶劣，对部件和系统的安全性提出了严苛的挑战。为提高其安全性能，必须加强结构服役安全方面的研究。建议建立具备模拟复杂多场耦合作用条件的试验台，如金属燃烧与热防护试验台、空地一致性试验台和发动机部件多场耦合试验台等，全面提升高超声速航空发动机结构服役安全方面的试验能力。

#### （六）构建低成本高超声速航空发动机飞行试验台

由于飞行条件的复杂性，现有试验条件无法完全还原真实高超声速航空发动机的工作条件，建立飞行试验台是推动高超声速航空发动机技术走向工程化应用的必由之路。为降低建设成本，建议建立低成本飞行试验台，利用更为真实的飞行参数对高超声速航空发动机进行测试评估，在此基础上进行改进升级。

#### （七）加强高超声速航空发动机数字孪生、数值仿真和支撑软件建设

随着仿真技术的进步，部分仿真结果与某些试验结果比较契合，具备替代试验的能力。高超声速航空发动机试验难度大，多场耦合作用明显，试验在揭示机理和优化方案上比较有限。建议推动高超声速航空发动机数字孪生的发展，提高数值仿真能力，提高国产支撑软件的地位，扶持相关产业发展。

#### （八）建立高超声速航空发动机知识产权保护共享机制

目前，高超声速航空发动机存在多条技术路径，为鼓励在自主创新的同时更好地形成合力，必须加强对知识产权的保护。建议吸

收国外先进经验与成熟做法，设置国家级协调机构，既能综合管理相关的研究成果，又能很好地保护不同单位的知识产权，从而推动知识产权保护共享机制的建立和完善。

### （九）加强高超声速航空发动机人才培养和国际合作

建议提高高超声速航空发动机相关人才培养的优先级，增加该方向的研究生招生指标。制订关于高超声速航空发动机的科普工作计划，吸引青年才俊加入高超声速航空发动机研究领域。建立中国高超声速学术联盟，推动企业和科研院所人才联合培养机制的建立。加强国际合作，促进学习交流。

# Abstract

## **1. The Scientific Significance and Strategic Value**

### **(1) Basic Connotation**

The hypersonic aero-engine has a lot of core capabilities as the power plant of hypersonic aircraft. First, it can support hypersonic aircraft to achieve horizontal take-off and landing; second, the flight envelope is wider, the ceiling is greater than 25 km, and the maximum flight Mach number is not less than 5; third, the long service life and reuse.

Due to the limited of conventional turbine engines and ramjets, generally the Mach number of the turbine engine is 0-2.5, the ramjet engine is greater than 3. In order to match the requirement of hypersonic air-breathing propulsion, it is necessary to organically integrate traditional power such as turbine engines, ramjets and rocket engines. With the technical improvement of the additive manufacturing, lightweight high-temperature materials, strong pre-cooling, plasma control, counter-rotating stamping, and detonation combustion, it is expected to further improve the performance of hypersonic aero-engines.



## **(2) Scientific Significance**

As the technical commanding height and international hot spot in the field of aero-engine, hypersonic aero-engine is an extremely complex system, which involves multiple disciplines like materials, manufacturing and strength, heating power, aerodynamics, combustion, control, heat transfer and so on. It is necessary to break through technical difficulties such as “extreme heat, wide airspace speed domain, and reuse”.

It is of great scientific significance to carry out basic research on hypersonic aero-engines. First, it can reveal the mechanisms involved in aero-engine design and manufacturing, such as wide working speed range, long service life, high thrust-to-weight ratio, thermodynamic cycle under the constraint of high specific impulse, flow combustion organization, heat and mass transfer, lightweight high-temperature materials, manufacturing shape control, structural damage evolution, integrated control, etc. Second, it can promote new directions of interdisciplinary, such as fluid-heat-solid-solidification coupled energy-mass transfer under extreme conditions, complex ultra-high temperature structural force-thermal-acoustic-oxygen coupling failure, etc. Third, it can promote the change of research paradigm, from the weak coupling and decoupling research to the multi-physics strong coupling research paradigm under extreme conditions of hypersonic aero-engines.

## **(3) Strategic Value**

Aero-engines are the “pearl” in the crown of industry, and hypersonic aero-engines are the best among the pearls. The hypersonic aero-engine plays a decisive role in the research and development of hypersonic aircraft, and it is also the embodiment of a country’s comprehensive national



strength. In addition, as an air-breathing power unit, it can support the development of aerospace plane, reusable space launch systems, etc.

The countries invest a lot of manpower, material, and financial resources in the study of hypersonic aero-engines, aiming to seize the commanding heights of technology and form a huge technological asymmetric advantage, but there're a lot of difficulties and the research and development progress can not match the expectations. It is foreseeable that once the technology achieves a breakthrough, it will lead to major changes in many fields, such as aerospace equipment and civil aviation.

Because of the late start, insufficient investment, weak technological accumulation, and relatively scattered technical force, there is a big gap with the international advanced level in the field of hypersonic aero-engine technology. In order to catch up with the international advanced level and support the construction of the aerospace power, it is necessary to systematically sort out the status quo and make overall planning and development.

## **2. Research Characteristics, Development Law, and Development Trends**

### **(1) Research Characteristics**

First, it is the multi-objective constraint, which makes the technology difficult. It also needs to meet the following requirements: providing stable and strong thrust within a wide flight envelope, reliability, reuse and achieving a large thrust-to-weight ratio.

Second, it is very difficult to study thoroughly from the perspective of system engineering since it's the multi-disciplinary/multi-system

coupling Hypersonic aero-engine involves not only the tight coupling between disciplines such as materials, structure, strength, and extreme aerodynamics, but also the tight coupling between different systems inside the engine and the aircraft.

Third, it is the multi-technical route. Multiple programs are simultaneously advancing since the hypersonic aero-engines have not yet converged to a recognized feasible technical route.

## (2) Development Law

First, the technical difficulty of developing hypersonic aero-engines has exceeded expectations. Compared with the hypersonic scramjet engine, the working speed range of the hypersonic aero-engine is more than doubled. With every 1 increase in flight  $Ma$ , the difficulty and cycle of engine research will increase significantly. Turbine-based combined power is the main technical approach for the development of hypersonic aero-engines, but there are still many technical difficulties. The turbo-ramjet engine faces major technical obstacles such as the mode transition “thrust gap”. Although technologies such as rocket boosting and jet pre-cooling can effectively solve the “thrust gap” problem, there are problems such as difficult thermal protection, low specific impulse, and complex structure. In the context of the rapid progress of high-speed turbine engine and scramjet engine technologies, the United States increased the research and development of turbo-ramjet combined hypersonic aero-engines, and accelerated the maturity of technology and engineering development, but there're still a lot of difficulties.

The maximum flight speed of the SR-71 Blackbird in 1966 was 3.2 times sound velocity. Due to its small load and poor efficiency,

it has since been out of service. It is expected that the SR-72 Son of Blackbird is to be in service around 2030, which will have a maximum flight speed of 6 times sound velocity. Public data suggest that the engine still faces great technical uncertainty. Due to the difficulty and progress of the research and development of hypersonic aero-engines exceeding expectations, most of the relevant major research projects were terminated due to technical difficulties. Each country has different research and development foundations based on turbine engines, rocket engines, ramjets, and pre-cooling technology. Therefore, the selected technical routes and primary directions also differ significantly.

Second, in view of the cooling effect of strong precooling technology on high temperature incoming flow, the United Kingdom has carried out a lot of design and experimental exploration, and has received research and development funding support from the British government, ESA, AFRL, DARPA and other institutions, as well as financial and technical support from companies such as BAE Systems, Rolls-Royce, and Boeing. The research results show the performance advantages of strong precooled hypersonic aero-engine with a high thrust-to-weight ratio and high specific impulse. Scientists of China have proposed an original plan for a contra-rotating ram compressor, which uses the relative rotation of the rotor to create supersonic airflow, establishes a low-entropy shock wave system to achieve high-efficiency pressurization and high-pass flow, subverts the supercharging principle of traditional axial compressor airflow turning, greatly reduces the size and weight of the compression system, and broadens the adaptability of the compressor flow. It is expected to significantly improve the propulsion efficiency of hypersonic aero-engines. The detonation combustion adopts approximately constant

volume combustion to replace the isobaric combustion in the original Brayton cycle, and the change in the cycle mode is expected to significantly improve the propulsion efficiency of hypersonic aero-engines. Plasma ignition and combustion is expected to significantly broaden the working speed range and improve the performance of ramjets through high energy and strong penetration of large fire cores, oil and gas activation and flow field regulation. Intelligent additive manufacturing has the advantages of “design-manufacturing-performance” integration, accelerated design iteration, and multi-scale lightweight structure weight reduction. Lightweight high-temperature materials are the main structural materials of hypersonic aero-engines, which are essential to improve the thrust-to-weight ratio, and ensure service safety under extreme conditions like wide temperature range, high speed and heavy load.

Third, basic science restricts the breakthrough of technical bottlenecks. For example, the integrated thermal cycle and the integrated method of lightweight and high-strength material structure manufacturing are the sources of improving the thrust-to-weight ratio. The mechanism and method of high-efficiency combustion structure under low dynamic pressure and temperature are important sources of broadening the lower limit of Mach number of ramjets. The internal flow organization mechanism and method of high-pass flow impeller machinery in wide speed range and the design method of high temperature resistance mechanical system are the important sources of broadening the working speed range of turbine engine. It is necessary to make great efforts to promote basic research.

### **(3) Development Trends**

The simple superposition and segmented use of different types

of engines can't become the mainstream solution since it can cause problems such as weak acceleration ability, poor fuel economy, poor thrust continuity, high resistance, and "dead weight". The fusion development of novel thermal cycle and single transformative technology is the only way for hypersonic aero-engine technology. We should study the new concepts, new working fluids, and new materials in order to promote the development of an integrated wide-area high-efficiency aerothermodynamic cycle, and to deeply reveal the thermal-power conversion and parameter coupling mechanisms between systems. The key technologies to improve the thermal cycle efficiency, mechanical flow capacity of the impeller, working speed range of the ramjet engine, and broaden the working speed range of the turbine engine are Detonation combustion, counter-rotating ramming, plasma control, and strong pre-cooling. Although there has been some progress, we still need to pay more effort for it. It is expected to improve the thrust-to-weight ratio and life of hypersonic aero-engines with the development of lightweight and high-strength materials and structures.

### **3. Key Scientific Issues, Development Ideas, Goals, and Important Research Directions**

#### **(1) Key Scientific Issues**

The key technology issues of hypersonic aero-engines are as following: wide flight envelope, high reliability and long service life, combustion flow organization under the constraint of high thrust-to-weight ratio, heat and mass transfer, thermodynamic cycle, lightweight high-temperature materials, manufacturing shape, etc.

For the hypersonic aero-engine thermal cycle, aerodynamic combustion, and control mechanism, the key technology issues include efficient coupled wide-domain and thermal power conversion theory, new thermal cycle construction method based on the turbine engines, ramjet engines, and rocket engines as the basic power unit, and efficient thermal power conversion mechanism based on new thermal cycle; the subsystem-level working speed domain and thrust expansion mechanism, flow/pressure matching and speed domain/thrust compensation modes between subsystems, aerodynamic optimization theories for multi-dimensional architecture and comprehensive performance optimization, and integration for aircraft and engines of dual waverider, wide domain and high performance adjustable intake and exhaust design; the energy coupling mechanism for the multi-working fluid and strong nonlinear thermodynamic system based on the high-efficiency pre-cooling; the low entropy increase inlet/turbomachinery coupling pressure charging theory, entropy generation minimization shock wave pressure gain theory and optimization design methods, the work principle of new aerodynamic layouts of the turbomachinery with conventional and special working media, wide fieldwork principle, wide domain efficient turbomachinery design and flow field control method; the wide speed-range high-efficiency combustion organization mechanism and control methods, wide-adaptive multi-modal combustion organization methods, mechanisms and methods for the plasma ignition-assisted combustion; hypersonic aeroengine instability criteria and stabilization theory, complex flow field intelligent perception and monitoring methods, subsystem control law and full-envelope high-precision robust control mechanism, engine/aircraft cooperative control mechanism and high-

efficiency robust coordinated control method, are all important issues that need to be addressed.

For the high-efficiency pre-cooling, thermal protection and energy management mechanism of hypersonic aero-engines, the key technology issues include the coupling theory of multi-scale flow and heat transfer under extreme heat and complex conditions, the coupling mechanism and the laws of temporal and spatial evolution for the flow and heat transfer under large temperature differences, strong changes in physical properties, and multiple scales in a compact space environment, the heat and mass transfer mechanism of fluids with highly variable physical properties under ultra-high temperatures, large heat flows, and strong shock waves, fast and high-efficiency heat transfer mechanism for strong pre-cooling under the high-heat-flow compact structure and the pre-cooling design method with high-efficiency pre-cooling and compact lightweight, the thermal/mass interaction mechanism and thermal inertia matching mechanism for multiple systems under strong coupling, nonlinear and highly dynamic characteristics, and coupled heat mass transfer mechanism in complex thermal environments and regulation mechanism and laws of thermal protection under strong disturbance, advanced thermal protection methods and coupled heat transfer laws, energy generation method of scramjet working alone; under the condition of multi-field coupling, the integrated mechanism and refined thermal structure design method of high-heat flux and limited cold source thermal protection and thermal management, the coupling mechanism of heat generation, collection, transmission, storage, utilization, and dissipation of the entire machine system, advanced heat management methods and system dynamic control methods, the entire system with heat/mass implementation optimization distribution and

dynamic management methods.

For the integration mechanism for the material fabrication and structural strength in hypersonic aeroengines, the key technology issues include integration theory for the design and fabrication of lightweight, high-strength, heat-resistant, and complex structures, multi-field/multi-phase/multi-media structure strength theory in extreme environments, damage and failure modes and mechanisms of the material/structure, and multi-field/multi-phase/multi-media coupling mechanical model; the integrated design of light heat-resistant materials and complex structures, the integrated design and manufacturing method for the material-structure-function of typical structures, the coupling mechanism and the correlation between macro- and micro-properties of small micro-scale thermodynamics of multi-phase alloy materials, and the manufacturing method of high-temperature complex cooling structures of difficult to process materials; new high-performance alloy design and strengthening and toughening methods based on high temperatures, strong convection, extreme metallurgical conditions, and high-temperature gradient unbalanced rapid solidification conditions for additive manufacturing micro-melting pool; the strength design theory and method based on multi-field, multi-phase, and multi-media and facing extreme environments, the integrated design and preparation method for material manufacturing under extremely wide temperature fields, advanced manufacturing methods for complex and high-efficiency cooling structural and structural topology.

## **(2) Key Technologies**

The core technical problem in the development of hypersonic aeroengines is how to map the high-efficiency thermal cycle of the wide flight



envelope to the engine with long life and high thrust-to-weight ratio. It not only involves many technical industries, such as aero-thermal design, pre-cooling, thermal protection, materials, manufacturing, experiments, etc., but also is related to strong pre-cooling hypersonic engines, air-turbine rocket engines, turbo ramjet combined engines, turbo ramjet combined engines etc.

For the thermal cycle design analysis and flow combustion control, the key technology issues include aircraft/engine integration, thermal cycle and component matching design, extremely wide adaptive flow control and advanced adjustment, wide range multi-modal combustion organization, plasma ignition-assisted combustion, mode conversion strategy and control, fuel supply system design and control, energy integrated management and system optimization, intelligent control diagnosis, high fidelity numerical simulations, and other technology.

Pre-cooling and thermal protection aspects include lightweight and high-efficiency high-temperature pre-cooling heat exchanger, high-power-to-weight ratio microchannel heat transfer, high-efficiency cooling for extreme high-heat flux in confined space, super-high heat sink and low coking regeneration cooling, new combined thermal protection, heat transfer rapid evaluation of thermal structures, and high-efficiency heat transfer under ultra-low environmental pressure.

Material and structure aspects include extremely high-temperature resistant composite materials with multi-component hybridization, ultra-high temperature composite environmental barrier coatings, new ceramic matrix composites, high-temperature high-strength and high-toughness titanium matrix composites, ultra-high temperature oxidation resistant refractory metal matrix composites, new low-density and

high-temperature resistant alloy materials, high-temperature resistant insulation coating materials, single-phase multi-component high-performance thermal barrier coatings, ultra-compact high-temperature and high-efficiency composite thermal insulation material, hydrogen embrittlement resistance high-temperature alloy for pre-cooling heat exchangers, lightweight design of structures, advanced lubrication and sealing materials, ultra-high temperature adjustable structural sealing elements, high-temperature and high-pressure helium turbomachinery motive seals, ultra-high-speed high-temperature and long-life grease-lubricated ball bearings, high heat sinks and high energy fuels, hydrogen fuels, green oxidizers, and other technologies.

Process, fabrication, and inspection aspects include the processing and joining of ceramic matrix composite structures, the superplastic formation of thin-walled complex components from difficult-to-form materials, micro-hole processing, precision electrochemical machining processing, high-speed arc machining of hard-to-machining metal materials, manufacturing processes for light-weight and high-efficiency pre-coolers, laser welding processes and quality control of complex thin-walled special-shaped components, micro-diffusion connections for dissimilar metal transition joints, additive manufacturing for extra-large scale dissimilar materials, additive and reduced material composite manufacturing for gradient composite structure, integrated structure design and additive manufacturing, preparation of thermal protection coatings, deformation control and adaptive manufacturing of large key thin-walled components, intelligent assembly and precision detection, and other technologies.

Experimental testing and low-cost flight validation aspects include

large-flow high-enthalpy combustion heating, high-enthalpy pure air heating, large-scale engine testing, variable Mach number free jet testing, variable Mach number direct connection testing, mode transition testing, simulations of attitude transient multiple flow coupling wide-domain environments, small-disturbance and high-precision experimental testing under high-temperature, high-pressure and high-speed environments, helium circulation system testing, low-cost hypersonic flight verification, and other technologies.

Reuse and reliability aspects include reusable design, structural reliability evaluations and test verifications of high-efficiency light-weight heat exchangers, performance predictions and testing of ceramic matrix composites under the high-temperature environment, improvements to high-temperature mechanical responses and structural service performances of inhomogeneous welded joints, fatigue life assessment of key components, health monitoring and intelligent diagnosis, and other technologies.

### **(3) Development Ideas**

The development ideas of hypersonic aero-engines are as following. First, allocate resource elements efficiently, reasonably, and scientifically, which requires not only the principles of unified leadership, overall planning, and coordinated advancement, but also smooth management links and good distribution mechanisms. Second, strengthen design and development. We need to pay attention to basic research fields, improve independent innovation capability, and promote the combination of hypersonic aircraft target image traction and hypersonic aero-engine technology. Third, carry out the combination of industry, academia, and research to speed up the transformation of innovation into industry. On the one hand, it is necessary

to improve the level of domestic software development and digital simulation, and on the other hand, it is necessary to promote the orderly coordination of the innovation chain and the industrial chain.

#### **(4) Development Goals**

The development goals of hypersonic aero-engine technology are diverse. The first is to reveal the mechanisms and laws of hypersonic power, such as the optimization and control of thermal cycle, combustion and flow, high-efficiency pre-cooling, thermal protection and energy management, integration of lightweight high-temperature material manufacturing and structural strength. The second is to propose a Chinese plan for hypersonic aero-engines on the basis of breakthroughs in turbo ramjet combined engines, air-turbine rocket engines, and strong pre-cooling engines. The third is to enhance capabilities of original innovation and engineering research and development, and improve design, manufacturing, testing, and simulation capabilities, which will provide support for building aerospace power country.

#### **(5) Important Research Directions**

The important research directions of hypersonic aero-engine technology include the construction of new thermodynamic cycle methods, thermal protection and energy management, advanced materials and manufacturing processes, control, testing and simulation. In order to improve the thermal cycle efficiency, it's necessary to integrate traditional power units, and apply emerging technologies such as strong pre-cooling, plasma control, counter-rotating stamping, and detonation combustion. For the thermal protection and energy management, it is recommended to focus on the development of advanced thermal protection, energy management and system dynamic

control methods, coupling mechanisms of strong anisotropic multi-scale flow and heat transfer in a compact space environment, heat and mass transfer mechanism of strongly variable physical properties, multi-system heat/mass interaction mechanism and matching mechanism with thermal inertia, etc. For the advanced materials and manufacturing processes, it is recommended to develop the following technologies, such as lightweight high-temperature materials and manufacturing technologies, the failure modes and mechanisms of lightweight and high-strength structures, multifunctional manufacturing integration technology, advanced additive manufacturing and intelligent manufacturing technology, new high-performance alloy design and toughening methods, precision forming and processing technologies, high-performance welding and analysis detection technology, coating preparation and analysis and detection technology, high temperature bearing technology, etc. For the control, testing and simulations, we need to establish priority development of modal shift strategies and control technologies, develop the following technologies: multi-variable adaptive control technology, wide-range high-performance intake and exhaust technique, flight platform and power integration technology, experiment testing and simulation technology, low-cost hypersonic flight verification technology, etc.

#### **4. Effective Funding Mechanism and Policy Recommendations for Future Development**

##### **(1) Establish A New National Research System of Hypersonic Aero Engines**

It is necessary to mobilize the resources of the whole country to

develop the hypersonic aero-engines, since it's far more difficult than traditional air-breathing power, and involves multiple industry categories and disciplines. We should promote the basic research of key technology, model research, and development based on the project; strengthen the synergy between the industrial chain and the innovation chain, utilize the capabilities of enterprises and research institutes, and guide the virtuous development of industry and innovation.

## **(2) Establish Basic Research Plans**

One important reason why hypersonic aero-engine technology has not been fully broken through so far is that basic research has not kept up, which is caused by the lack of system layout. The solution is that only by figuring out the mechanism from the source and consolidating the foundation can we find the right direction and make steady progress. It is recommended to put forward Chinese research plans and schemes based on the international portfolio scheme and the actual situation in China. Conducting the dismantling and division of development tasks with the main body of the innovative concepts such as wide speed domain integrated cycle hypersonic aero-engine proposed by our scholars, enhances China's independent innovation capability comprehensively and provides foundation and support for subsequent major science and technology special projects. It is recommended to increase funding for hypersonic aero-engine science and technology, guide and encourage researchers to participate in related research and contribute their wisdom and strength.

## **(3) Establish Pre-research Plan**

The United States has established a series of research programs to

maintain its leadership in the field of aerodynamics, such as IHPTET program, VAATE program, ATTAM program, etc, which facilitate breakthroughs in key technologies and greatly reduce technology risks. This is especially true for hypersonic aircraft engines, with the implementation of the FaCET program, HiSTED program, STELR program, MoTr program and AFRE program, which directly led to the development of the SR-72 hypersonic aircraft engine. It is proposed to establish a technology pre-research program related to hypersonic aero-engines and make it a key element of the successive implementation plans of the “two aircraft” major special projects. The research needs to focus on thermal cycle analysis design and flow combustion regulation, materials, structure and thermal protection, process, manufacturing and inspection, experiment and testing, reuse and reliability technology, etc., and develop the new model with the research results of the previous related programs.

#### **(4) Establish Aerospace Power National Laboratory**

There are shortcomings in the innovation chain, and research strength is weak due to the lack of unified leadership of specialized basic research institutions at the national level. It's recommended to learn from foreign successful experience, aim at the future development direction, establish the National Laboratory of Aerospace Power, and play its leading role in the field of basic research.

The main functions to be performed by the National Laboratory of Aerospace Power in hypersonic aero-engine development should include the following aspects. First, it assesses the major technical solutions at the national level. Second, it insists on making up for the shortcomings of development, making key breakthroughs in basic

research, cutting-edge technologies and integration verification. Third, it promotes the combination of industry, academia, and research to speed up the transformation and application of innovation capabilities. Fourth, the state will keep the technical achievements to facilitate exchange, transformation and promotion.

### **(5) Strengthening the Construction of Hypersonic Aeroengine Test Facilities**

The test conditions are difficult to meet due to the very harsh working environment faced by hypersonic aero-engines. In addition, the mechanism of hypersonic aero-engines under the coupling effect of multiple fields has not been fully grasped, which makes the structural design face major problems, and the safety, reliability and service life cannot be guaranteed. Developed countries have established complete test facilities in the process of engine development since they attach great importance to the role of testing.

In order to improve the test conditions in the field of hypersonic aero-engine development, it is suggested to carry out overall planning and layout at the national level, relying on the construction of scientific research institutes and industrial departments. The first is to build multiple test-bed systems which include hypersonic aero-engine direct-connected test bench, closed circulation system test bench, model test bench for high-pressure drop ratio nozzle test research, full-size compact and fast strong heat exchanger test bench, and structural service safety test bench. The second is to strengthen the investment in test equipment, such as test chambers and wind tunnels, etc. The equipment includes continuously variable Mach number combined intake port mode transition tester,



hypersonic aero-engine thermal protection and thermal management tester, supercritical fuel flow and combustion characteristic tester, high-altitude simulation test chamber for variable Mach number process mode transition, large-scale variable Mach number process mode transition free jet wind tunnel, etc. In addition, it is recommended to make necessary upgrades to the existing high-altitude simulation test bed and supporting facilities to improve the test capabilities.

The working environment of hypersonic aero-engines is very harsh, which poses severe challenges to the safety of components and systems. It's necessary to strengthen the research on the service safety of the structure to improve its reliability. It is proposed to establish a test-bed with the ability to simulate complex multi-field coupling conditions, for example the metal combustion and thermal protection test-bed, air-ground consistency test-bed and multi-field coupling test-bed etc. It can comprehensively enhance the test capabilities in terms of service safety of hypersonic aero-engine structures.

#### **(6) Build A Low-cost Hypersonic Aeroengine Flight Test-bed**

Due to the complex flight conditions, the current experiment cannot fully repeat the working conditions of a real hypersonic aero-engine. Establishing a flight test-bed is the way to promote hypersonic aero-engine technology to engineering applications. It's suggested to establish a low-cost flight test-bed to test and evaluate hypersonic aero-engines with realistic flight parameters in order to reduce the cost.

#### **(7) Strengthen the Construction of Hypersonic Aeroengine Digital Twin, Numerical Simulation, and Supporting Software**

With the development of simulation technology, the simulation

result can match with the experimental results partially. The experiments are limited in revealing mechanisms and optimizing schemes due to the difficult hypersonic aero-engine experiments and the obvious multi-field coupling effect. It is recommended to promote the development of the digital twin of hypersonic aero-engines, improve numerical simulation capability, enhance the status of domestic supporting software, and support the development of related industries.

### **(8) Establish Sharing Mechanism for Intellectual Property Protection**

In order to encourage independent innovation, it is necessary to strengthen intellectual property protection. It is recommended to absorb advanced foreign experience and set up a national focal point, which can manage the research results systematically, and protect the intellectual property rights of different units, thus promoting the establishment and improvement of the sharing mechanism of intellectual property protection.

### **(9) Strengthen Talent Training and International Cooperation**

It is suggested to increase the priority of training talents related to hypersonic aero-engines and increase the graduate enrollment indicators in this direction, formulate a science popularization work plan on hypersonic aero-engines to attract young talents to join, establish the China Hypersonic Academic Alliance to promote the establishment of a joint training mechanism for talents from enterprises and research institutes. It's necessary to strengthen the international cooperation.

# 目 录

总序 / i

前言 / vii

摘要 / ix

Abstract / xxiii

## 第一章 高超声速航空发动机的定义与内涵、科学意义 和战略价值 / 1

第一节 定义与内涵 / 1

第二节 科学意义 / 3

一、气动热力循环与流动调控 / 4

二、燃烧组织 / 6

三、高效预冷、热防护与能量管理 / 9

四、材料制造与结构强度一体化 / 14

第三节 战略价值 / 16

一、高超声速飞机的动力需求 / 18

二、空天飞机的动力需求 / 20

三、低成本可重复使用航天运载系统的动力需求 / 21

## 第二章 高超声速航空发动机技术的发展现状与趋势 / 23

第一节 发展现状 / 23

第二节 涡轮冲压组合高超声速航空发动机 / 25

一、发展概况 / 25

二、高速涡轮发动机 / 46

三、宽速域冲压发动机 / 60

四、爆震冲压发动机 / 87

第三节 涡轮 / 火箭基组合循环高超声速航空发动机 / 110

一、发展概况 / 111

二、TriJet 发动机 / 114

三、TRRE / 122

四、XTER 发动机 / 128

五、GTRC 发动机 / 142

第四节 空气涡轮火箭高超声速航空发动机 / 145

一、发展概况 / 146

二、常规布局空气涡轮火箭发动机 / 155

三、对转冲压空气涡轮火箭发动机 / 156

第五节 强预冷高超声速航空发动机 / 172

一、发展概况 / 172

二、PCTJ 发动机 / 175

三、SABRE 发动机 / 182

四、高超声速强预冷发动机与强预冷涡轮冲压组合发动机 / 197

五、多循环深度耦合预冷发动机 / 206

六、PATR / 208

#### 第六节 发展趋势 / 209

一、涡轮冲压组合高超声速航空发动机 / 209

二、涡轮 / 火箭基组合循环高超声速航空发动机 / 210

三、空气涡轮火箭高超声速航空发动机 / 211

四、强预冷高超声速航空发动机 / 212

#### 第七节 发展规律 / 214

一、技术难度超出预期，组合方案曲折前进 / 214

二、新兴技术不断涌现，新的材料工艺助推发展 / 214

三、科学技术难题交织，基础研究必须先行 / 215

### 第三章 高超声速航空发动机的关键科学问题、关键技术问题 与发展方向 / 216

#### 第一节 关键科学问题 / 216

一、热力循环与控制 / 217

二、流动组织与调控 / 220

三、燃烧组织与调控 / 227

四、热防护与热管理 / 229

五、高温材料、先进制造与结构强度 / 232

#### 第二节 关键技术问题 / 237

一、热力循环分析设计与流动燃烧调控技术 / 237

二、预冷与热防护技术 / 247

- 三、材料与结构技术 / 251
- 四、工艺、制造与检测技术 / 259
- 五、试验测试及低成本飞行验证技术 / 270
- 六、重复使用与可靠性技术 / 278

### 第三节 发展方向 / 281

- 一、发展思路 / 281
- 二、发展目标 / 281
- 三、重点研究方向 / 281

## 第四章 高超声速航空发动机技术领域发展的相关政策建议 / 283

### 第一节 发展布局 / 285

### 第二节 政策建议 / 287

- 一、建立新型研发体制 / 287
- 二、设立基础研究计划 / 287
- 三、设立预研计划 / 288
- 四、设立空天动力国家实验室 / 288
- 五、加强试验设施建设 / 289
- 六、构建低成本试验台 / 290
- 七、加强数字化建设 / 290
- 八、建立知识产权共享机制 / 291
- 九、加强人才培养和国际合作 / 291

### 第三节 配套措施 / 291

- 一、设计能力 / 293

二、试验能力 / 294

三、人才培养 / 296

## 第五章 总结与展望 / 297

第一节 总结 / 297

第二节 展望 / 300

参考文献 / 301

关键词索引 / 321





# 高超声速航空发动机的定义与内涵、 科学意义和战略价值

## 第一节 定义与内涵

高超声速航空发动机是高超声速飞机的“心脏”，其核心能力是通过吸气式推进支持高超声速飞机像传统飞机一样在机场跑道起飞，然后爬升至 25 km 以上高空，以马赫数不低于 5 飞行，最后像传统飞机一样下滑着陆，并且能长时间重复使用。高超声速航空发动机的典型特征是水平起降、宽速域、大空域、长寿命。实现途径是将涡轮发动机、冲压发动机、火箭发动机等不同形式的发动机有机融合，并通过强预冷、等离子体调控、对转冲压、爆震燃烧、轻质高温材料、增材制造等新兴技术助推能力提升。

高超声速航空发动机是世界科技强国和航空航天强国的重要标志，是高超声速飞机研发中尚未解决的关键问题之一，也是其研发成败的关键。美国国家航空航天倡议（National Aerospace Initiative, NAI）、美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）空天推进系统技术路线图、美国空军高超声速技术发展路线图都明确规划了高超声速航空发动机的相

关研发内容，但是研发进度一直难以匹配预期，是久攻未克的重大难题。

随着航空航天技术的不断进步，世界各航空航天大国纷纷提出了多种高超声速飞机以及空天飞机计划，开展了大量高超声速航空发动机技术的研究工作，论证了多种方案，尤其是随着超燃冲压发动机技术的逐步成熟，更是掀起了高超声速航空发动机技术研究的高潮。目前，单一动力形式的发动机（包括涡轮发动机、火箭发动机及吸气式冲压发动机等）都有其最佳的工作范围，存在适用范围相对较窄的短板。例如，涡轮发动机比冲高，但高度在 20 km 或马赫数在 3 以上时很难用作推进装置；火箭发动机虽不受高度和速度的限制，但比冲低，重复使用性有待进一步提高；吸气式冲压发动机有较高的飞行马赫数，在大气层内无须携带氧化剂，在飞行器规模和重量上比纯火箭动力系统低一个量级，但机动能力较差，而且需要助推加速来解决低速起动问题。高超声速航空发动机工作速域更宽、空域更广、性能参数要求更高，突破了常规涡轮发动机的工作马赫数，与高超声速超燃冲压发动机相比，其工作速域更宽，并且可多次重复、长寿命使用。

高超声速航空发动机的共性技术特征包括以下四个方面。一是极宽范围：工作速域从零速、超声速到高超声速，工作空域从地面、稠密大气到临近空间。二是超大尺度：面向高超声速飞机和重复使用空天飞行器，高超声速航空发动机的尺度规模非常大，显著增加了发动机的捕获面积与长度。三是极高性能：全包线推力满足飞行器加速需求，结构紧凑、单位迎风面积推力大，推力重量比高，全包线燃油经济性好，加速段有效比冲越高越好，巡航段比冲越高越好。四是重复使用：重复使用次数不少于 1000 次，累计工作时间不少于数百小时，如图 1-1 所示。

不同动力形式的组合是高超声速航空发动机的传统发展思路，即将涡轮发动机、冲压发动机、火箭发动机等不同形式的发动机进行组合，充分利用不同循环类型发动机在其最佳工作范围内的优势，拓展、突破单一循环航空发动机的工作限制和应用范围，使得高超声速航空发动机在大空域、宽速域范围均能工作，且能够保证大范围变工况条件下发动机性能始终较优。例如，将涡轮发动机与冲压发动机组合而成的涡轮冲压组合高超声速航空发动机，在低速飞行阶段中，涡轮发动机单独工作提供加速推力；在模态转换阶段，涡轮发动机和冲压发动机同时工作；在高速飞行阶段，冲压发动机单独工作。

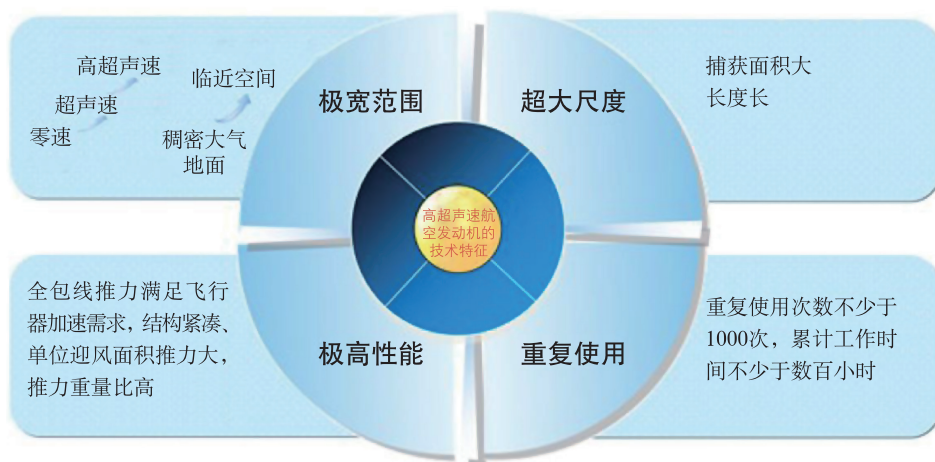


图 1-1 高超声速航空发动机的技术特征

组合发动机的主要问题是“死重”大、迎风面积大、推力连续性差、燃油经济性差。例如，对于涡轮冲压组合发动机，低速阶段冲压发动机是“死重”，高速阶段涡轮发动机是“死重”，而且长时间飞行时所需的电力供应难以得到保障。因此，通过预冷等新兴技术实现宽速域一体化循环，并通过等离子体调控、对转冲压、爆震燃烧、轻质高温材料、增材制造等技术实现助推能力提升，是高超声速航空发动机未来的发展趋势。

纵观国际上高超声速航空发动机近几十年的发展，其研发难度和研发周期大大超出预期，其中理论基础薄弱和技术手段缺乏相互交织，是久攻未克的重大科学和工程难题。因此，开展高超声速航空发动机技术研究，需要强化目标牵引、加强基础研究、注重自主创新，通过高超声速飞机目标图像牵引高超声速航空发动机技术发展，全方位加强基础研究，通过自主创新突破关键科学与技术难题，形成具有中国特色的高超声速航空发动机发展路径。

## 第二节 科学意义

面向极宽范围、超大尺度、极高性能及重复使用等技术特征，高超声速

航空发动机面临的技术挑战总结如下：为实现极宽范围工作，组合发动机面临不同动力热力循环的组合及融合，不同工作模态转换过程的失稳及控制，不同状态对流道需求差异极大及部件匹配难度高，可调流道高温动密封难度高，更高马赫数下高强度激波、高熵层、强黏性、高温真实气体效应现象突出，传统边界层分析方法和完全气体模型失效，燃烧与传热理论尚不被完全掌握等技术挑战。由于高超声速航空发动机尺度规模超大，所以面临大尺度流动控制、燃烧组织、结构力学、气动弹性等问题。此外，发动机均为承受高力热载荷部件，当前的制造工艺及试验手段无法满足研究需求。为实现全包线内优良的综合性能，面临发动机性能由单点设计最佳向多点设计最佳转变，结构轻量化水平要在当前技术的基础上提高至少一倍，燃料燃烧及冷却能力不足等极高挑战，性能、结构与控制要高度一体化来挖掘发动机的综合性能极限。面向多次可重复使用需求，面临高温高强结构及材料的失效问题，缺乏发动机重复使用基础模型、设计流程、可靠性评价手段及寿命预测方法。

高超声速航空发动机的技术难点可以归纳为极端热、宽空域、宽速域和重复使用，涉及热力、气动、燃烧、控制、传热、材料、制造与强度等多个学科方向，面临大量多学科前沿交叉问题。

开展高超声速航空发动机基础研究，揭示宽工作速域、长寿命使用、高推力重量比、高比冲约束条件下的热力循环、流动调控、燃烧组织、热质传递、轻质高温材料、制造形性调控、结构损伤演化、一体化控制等机理，具有重要的科学意义。高超声速航空发动机基础研究还将催生极端条件下流-热-固-化耦合能质传递学、复杂超高温结构力-热-声-氧耦合失效学等交叉学科新方向，也将推动从传统航空发动机先性能设计后强度评估的弱耦合、解耦研究范式，上升到高超声速航空发动机极端条件下的多物理场强耦合研究范式。

### 一、气动热力循环与流动调控

热力循环是决定高超声速航空发动机性能的理论基础，气动优化与控制是支撑其气动热力性能实现的关键。目前，单一类型的发动机无法完成从零速到高超声速宽速域推进的任务，组合或复合是必由之路，但是简单叠加、

分段使用，导致“死重”大、阻力大、推力接不上，飞行器难以有效加速。因此，高超声速航空发动机的宽速域工作特性对热力循环与气动耦合设计能力提出了全新要求，必须从新概念、新工质、新材料等方面推动新型气动热力循环的发展，深入揭示各系统间热-功转化及参数耦合机制。新型气动热力循环是决定高超声速航空发动机性能的理论基础，新型气动热力循环与单项变革技术的融合发展是高超声速航空发动机技术的发展趋势。美国国家航空航天局空天推进系统技术路线图提出在 2020~2025 年选择热力循环的技术路线。

高超声速航空发动机存在多种单一循环发动机共同工作的过渡区，如何实现过渡过程中的推力平稳过渡，即如何消除“推力陷阱”是组合循环发动机设计的核心难题。以涡轮冲压组合发动机为例，为了充分利用涡轮发动机比冲高的优点，希望涡轮发动机马赫数由当前的 2 提升至 3 甚至是 4，以实现与冲压发动机的良好接力，最佳的两种循环发动机接力区马赫数为 2~3。然而，随着马赫数的升高，来流空气总温也随之升高，使得压气机功耗急剧增加，极大地限制了涡轮发动机的最高马赫数。因此，如何实现不同组合循环发动机在循环过渡区热力参数的匹配设计，实现推力的平稳过渡，是高超声速航空发动机新型热力循环的核心难题。

除了组合循环发动机这种通过新型热力循环构建来拓展高超声速航空发动机工作范围的途径之外，预冷、对转冲压、爆震燃烧、化学回热等新技术是提升、拓展高超声速航空发动机性能的另一个重要途径。这类新技术能够通过单个热力过程性能参数的提高来实现整个热力循环性能的提升。因此，掌握预冷、对转冲压、爆震燃烧、化学回热等新技术的基本原理和内涵及其所对应热力过程的优化设计方法，以指导关键热力过程及部件的设计，具有十分重要的基础理论研究意义。

进气预冷已发展成为当前提高常规航空涡轮发动机工作马赫数的有效手段之一，将燃料作为冷源，通过在压气机入口布置预冷器，采用直接换热或者间接换热的方式，可显著降低压气机入口空气的温度，大幅降低压气机功耗，从而提高航空涡轮发动机的循环效率。另外，构建了高效的预冷涡轮发动机循环，理论上可将涡轮发动机的工作马赫数由 2 提升至 5。但是在高马赫数时，进气预冷带走的热量较高且燃料的热沉有限，通常进气预冷中冷却



所需消耗的燃料高于燃烧用量。例如，日本发展的膨胀式空气涡轮火箭（air turbo rocket expander, ATREX）发动机系列预冷涡轮组合循环发动机，马赫数为 5 时仅预冷消耗的氢燃料流量约为燃烧用燃料流量的 3 倍，多余的 2 倍燃料只能被抛弃，大大降低了发动机性能。同时，燃料作为发动机唯一可用冷源，需要满足发动机冷却与进气预冷的双重需求，这加剧了燃料冷源不足的问题。因此，有限冷源下高超声速航空发动机热力循环优化，是采用预冷技术的高超声速航空发动机最核心的热力学问题。

高超声速飞行器特殊的气动布局使得飞行器的动力学系统呈现出气动、推进、结构、控制之间相互耦合的复杂特性。发动机的推力不仅与发动机自身特性有关，而且与攻角、激波角位置、机体前体下表面高压区的分布压强有关。这些因素在不同程度上决定了发动机进气口的状况，而进气口的状况又直接影响了燃烧情况，进而决定了发动机的推力大小。这种多物理、多参数的耦合优化问题是一个新的基础科学问题。

高超声速航空发动机的流动组织与性能维持，在很大程度上依赖子系统边界拓展、推力补偿、综合性能寻优等气动优化理论的发展，也亟待气动增稳机制、智能感知监测、协同控制机理和鲁棒控制方法的突破，深入研究宽域高效热力循环与流动组织机制，实现高效能热功转换循环、宽工况气动布局优化设计、高精度自适应协同控制，最终实现宽域高效的高超声速航空发动机。在这一过程中掌握的预冷、对转冲压、爆震燃烧、化学回热等新技术的基本原理及内涵、热力过程的优化设计方法，对促进力学、热物理学等学科的基础理论发展具有引领作用。

## 二、燃烧组织

对于一个长度合理的高超声速航空发动机，流体的驻留时间只有毫秒量级，在有限时间内实现理想的掺混是最终产生热量和推力等一系列复杂物理过程的决定因素。掺混过程在实际发动机中非常复杂，包含三维的湍流流动并伴有大的速度梯度，以及化学组分和温度的变化。流动的掺混过程与燃烧放热和化学组分的变化紧密耦合。在超燃冲压燃烧室中，这些过程的时间尺度相近，进一步加强了流体动力学与化学动力学之间的耦合作用。在如此强

的耦合作用下，实现高效、稳定燃烧十分困难。

在流动、燃烧过程中，多重时间尺度与空间尺度相互耦合。在燃烧室中，存在具有不同物理特征的区域，包括无化学反应的超声速流动区；伴随剧烈化学反应的亚声速流动、跨声速流动、超声速流动混合的复合型流动、燃烧区；伴随较弱化学反应的超声速高温燃气加速流动区。亚声速燃烧区域和超声速燃烧区域在气流的可压缩性、火焰的传播特性和稳定机制上具有显著不同的特点，造成了流动、燃烧过程中多重时间尺度与空间尺度的相互耦合。对多重时间尺度与空间尺度相互耦合作用的深入认识，是理解高超声速航空发动机燃烧的基础。

多燃烧模态相互作用。在燃烧室中，燃料与气流、燃烧相互耦合，呈现出不同燃烧模态并存的状态，既包含燃料与空气混合形成预混气，在高焓气流或外界强迫点火作用下形成的以预热燃烧模态为主的预混燃烧模态，又包括液态燃料进入燃烧室，在完成破碎、雾化、蒸发后所形成的非预混燃烧模态。判定燃烧室内的各种燃烧模态，分析各种燃烧模态的分布特征、燃烧模态与流动之间的耦合关系、燃烧模态随时空的演变特征等，对于认识高速条件下的流动 / 燃烧相互作用机制具有重要意义。

超声速气流中火焰稳定与传播的复杂机制。燃烧组织的基本原则是设计合适的火焰稳定装置，形成高温低速区。目前，火焰稳定装置主要以非侵入式凹腔和侵入式支板为典型代表。凹腔的优点是形成较大的回流区，对主流扰动小；缺点是存在较强的燃烧自激振荡、高的壁面热流和较难的热防护。支板的优点是有助于燃烧室壁面热防护，产生有利于增强混合、加快火焰传播速度的流向涡和横向涡；缺点是支板本身的热防护较难，同时对主流扰动较大。虽然稳焰形式不同，但是存在类似的物理-化学过程，即在火焰发展初期，高速气流中具有强脉动特性的湍流多尺度涡既可能迅速地将火焰传播到主流中，也可能快速耗散热量使得火焰猝熄。探索高速气流中火焰稳定与传播的复杂机制，对于燃烧室的燃烧组织设计具有重要的指导意义。

一直以来，超声速燃烧室的热声振荡问题是火箭发动机、航空发动机燃烧室中存在的疑难问题，缺少有效的控制方法可能导致灾难性的后果。通过主动控制及被动控制的方法降低燃烧与热声的耦合，结合发动机燃烧室高保真模拟、替代模型及系统层次模拟，以减弱、抑制燃烧不稳定性的产生，对



于高超声速航空发动机的飞行安全具有重要意义。

航空发动机的研发模式正在经历从“传统设计”向“预测设计”的转变。高保真模拟的仿真模型是“预测设计”的核心技术，高超声速航空发动机燃烧室的“预测设计”也同样需要大力发展高保真模拟的仿真模型。高超声速航空发动机燃烧室内实质上是一个强复合型宽速域非定常湍流燃烧场。不同的燃烧模态和流动特征在空间上表现出强烈的局部属性与时变特性，呈现出亚声速 / 跨声速 / 超声速并现、预混 / 扩散燃烧等多燃烧模态共存的强复合、宽速域特性。实现这种复杂的湍流燃烧场的高保真模拟，主要涉及以下三个较为关键的模型。

(1) 液态燃料的雾化、蒸发模型。超燃冲压燃烧室的宽域工作特点对液态燃料的雾化、蒸发模型提出了极高的要求。在整个飞行包线中燃料物态必须按照燃烧性能的要求进行精确的动态控制，以实现高效、稳定燃烧。在超燃冲压燃烧室中，燃料物态会经历初始液态、吸热裂解、超临界态喷注、燃烧、再吸热直至平衡的循环耦合过程。在整个过程中会不同程度地涉及燃料的雾化、蒸发，并且燃料的雾化、蒸发与流动也存在复杂的关系。准确的液态燃料雾化、蒸发模型是提高燃烧室可靠性设计的重要基础。

(2) 化学反应动力学模型。超燃冲压燃烧室处于高马赫数条件下的高温高压环境中。高马赫数条件下压缩会增大分子间的碰撞频率，进而提高化学反应速率。因此，高温、高压、高马赫数条件下的化学反应动力学模型与常温、非高压、低马赫数条件下的化学反应动力学模型有很大不同。发展超燃冲压燃烧室极端条件下的燃料燃烧化学反应机理对预测点火、预测火焰传播速度以及预防熄火至关重要。

(3) 燃烧模型。燃烧模型体现了化学反应与湍流之间相互作用的程度和形式，极大地影响了诸如燃烧进程、释热分布等宏观表现。在超燃冲压燃烧室中，非平衡热力学、非平衡化学反应和湍流能量传递之间存在复杂的相互作用，非平衡过程中间组分和对应各能量模态的热力学温度也会影响混合物的热力学属性、输运属性和化学特性，这些都会使燃烧模型的物理基础（火焰结构、燃烧模态等）发生改变。燃烧模型依然是超燃冲压燃烧室中最为核心的科学问题之一。

发展先进的多物理场优化设计方法，考虑各物理过程之间的耦合作用，

获得多目标约束下的最优设计，不仅是宽域高效燃烧组织的基本需求，也是从系统工程角度研究高超声速航空发动机的必要环节。其中，关键科学问题是如何得到多物理场耦合模型中海量参数不确定性的传递规律，以及如何进行高维度多物理过程的主控机制表征。多物理场优化涉及的优化参数众多，在不确定性和全局敏感性分析中面临“维度灾难”问题，尤其是对于超声速气动燃烧过程，其计算成本远高于零维计算、一维计算以及常规湍流燃烧计算，使得该计算挑战问题更加突出，而对多物理场参数进行有效降维有望实现超声速气动燃烧过程的优化设计。

未来高超声速航空发动机发展急需解决的燃烧关键科学问题就是有能够在有限燃烧室尺寸内实现燃料与超声速气流的有效混合和在复杂流场中的火焰驻定。在实现这一目标的研究过程中所获得的规律、机理和经验等成果，可以对气体动力学、燃烧学与控制论等相关学科的创新发展起到重要的支撑作用。

### 三、高效预冷、热防护与能量管理

极端热是高超声速航空发动机面临的特殊问题，预冷是降低发动机进口空气温度、拓展发动机速域的重要途径，热防护与能量管理则是发动机安全、高效运行的基础。高超声速航空发动机内部是高温、高热流、强激波、强干扰形成的严苛环境，最高温度达到 2000 K 以上，最高热流量达到几十毫瓦每平方米，并需要在几十毫秒甚至十几毫秒内对空气实现数百摄氏度的大幅度温降，并保证低流动阻力、高紧凑度、抗热疲劳，这些都对预冷和热防护技术提出了很大挑战。统筹热防护与能量管理需求，揭示极端环境条件对冷却的影响机制，发展新型冷却方式及结构、涂层，实现整机热量的高效调配使用，既有很大的难度，又有很大的潜力。紧凑复杂结构、强各向异性、强变物性以及多尺度耦合作用下的流动与换热机制，是高超声速航空发动机预冷、热防护与能量管理安全高效运行的关键基础，主要包含以下三方面内容。

#### （一）高效预冷

对于高超声速飞行，当飞行速度为 5 倍声速时，来流总温约为 1250 K，

当飞行速度为 6 倍声速时，来流总温约为 1650 K，其温度远高于现有常规涡轮发动机的空气压气机的工作范围，导致涡轮发动机无法正常工作。采用换热预冷技术，在空气压气机前加装预冷器，利用燃料直接换热或者间接换热将高温来流空气进行大幅降温，使得空气压气机能正常高效工作，是拓展涡轮发动机工作速域的有效技术途径。但是，目前常规的换热预冷技术存在换热功重比较低（约为 10 kW/kg）、结构尺寸较大、热惯性较大等缺点，不适于直接在高超声速航空发动机上使用，须进一步发展轻质、高换热效率、结构紧凑、热响应速度快的高效预冷技术。

近年来，高效预冷技术已取得了重大进展，英国已实现瞬时温降 900 K、换热功重比约为 75 kW/kg 的超薄壁毛细管束式预冷器（外径 1 mm、壁厚 50  $\mu\text{m}$ ）试验验证，国内已实现瞬时温降 635 K、换热功重比约为 100 kW/kg 的超薄壁毛细管束式预冷器试验验证，强有力地支撑了强预冷高超声速航空发动机的发展。但是，尽管高温来流条件下的预冷效果十分显著，但试验发现，预冷器的实际换热性能普遍低于理论预测值。这可能是由于在预冷器内部十分紧凑的空间内发生了巨大的热量交换，产生了很大的温度梯度，高效预冷过程伴随着关键气动热力参数的强各向异性分布，并受到多尺度流动结构的影响，且超临界流体的热物性变化较为剧烈，导致已有流动换热低维模型的预测精度较低，预冷器设计结果与真实情况存在偏差。因此，亟待深入研究极端热环境条件下的超临界介质、微小尺度、流-热-固非线性耦合效应及强换热机理，以支撑紧凑密集毛细管束式预冷器流动换热性能预测模型的构建。同时，燃料换热预冷技术仍面临在高马赫数条件下预冷所需燃料消耗高于燃烧所需，造成燃料浪费，导致发动机比冲降低。预冷器的压降与换热性能存在矛盾，在换热和压降性能同时约束下，导致预冷器结构尺寸偏大。此外，预冷器在畸变来流下的流动换热性能，预冷器产生温度压力畸变的机理、大小及其对空气压气机性能的影响规律尚不明确；不能支撑预冷器与进气道及压气机的匹配设计。因此，如何进一步发展高效预冷技术，迫切需要对紧凑空间极端热环境中强各向异性多尺度流动与换热耦合机理、畸变来流下预冷器的流动换热特性、预冷器流动换热畸变生成机理及其对压气机性能的影响机制等基础科学问题进行深入研究。此外，通过高效预冷可降低发动机热防护难度，提升热防护效率，支撑高超声速航空发动机的精细化热管理。