

# 增压燃烧涡轮发动机的发展

## The Development of Pressure Gain Turbine Engine

■ 李凤超 李瑞明 薛然然 / 中国航发研究院

增压燃烧与传统涡轮发动机结合后，循环热效率将增加到47%~49%，有望实现单位推力（或功率）提升10%~20%，耗油率降低10%~20%，是未来高动力性、高经济性航空推进系统的一个重要发展方向。

美国“经济可承受任务先进涡轮技术”（ATTAM）计划将增压燃烧作为一项革命性和颠覆性的新技术纳入其中，旨在推动其向实用化迈进。采用定压吸热的传统燃气涡轮发动机技术日臻完善，在材料耐高温性和结构复杂性等条件的制约下，进一步提高涡轮进口温度、增大压缩系统压比面临越来越严峻的挑战。而增压燃烧接近定容吸热过程，为实现燃气涡轮发动机性能大幅提升提供了全新的解决思路，成为近年来的研究热点。适用于燃气涡轮发动机的增压燃烧形式主要包括脉冲爆震、连续爆震和波转子3种。

### 脉冲爆震涡轮发动机

#### 工作原理

自然界存在两种燃烧方式，即缓燃和爆震。缓燃是亚声速燃烧，近似为定压过程，被当前的涡轮发动机广泛采用。而爆震属于超声速燃烧，接近于定容过程，脉冲爆震涡轮发动机就是利用爆震燃烧周期性形成的高温高压燃气来产生推力或功率的，如图1所示。

脉冲爆震燃烧室通常为多管结构，其基本单元是脉冲爆震管。爆震管周期性循环工作，每个循环都包括燃烧、扫气和填充3个阶段。在燃烧阶段，爆震管进口阀门关闭，

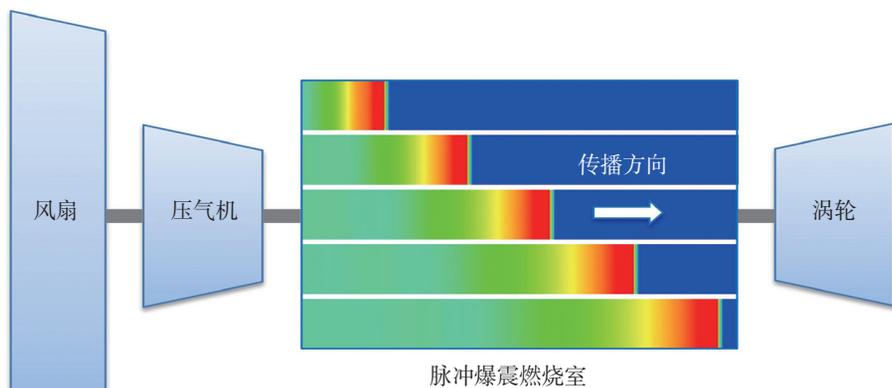


图1 脉冲爆震涡轮发动机示意

封闭端附近点火后，通过缓燃向爆震的转变（DDT），反应物成功起爆；爆震波是带有化学反应的激波，以高达2000m/s左右的速度向出口传播，随着燃烧后产物的不断排出，管内压力逐渐降低。在扫气阶段，爆震管进口阀门开启，少量惰性气体或冷空气进入爆震管，以隔离高温产物。在随后的填充阶段，新鲜反应物不断填入，直至充满整个爆震管。填充阶段结束后，进口阀门关闭，下一个循环开始。

#### 代表性成果

美国GE全球研究中心以乙烯和空气为工质，开展了环列八管脉冲爆震燃烧室与轴流涡轮组合试验。发现尽管单管起爆、多管同时起爆、多管相继起爆等不同起爆形式对内

部流场影响显著，但是涡轮效率的差别并不大。涡轮能够起到很好的降噪作用，爆震波经过涡轮后，峰值压力脉动降低了20dB，宽频噪声衰减了10dB。

中国航发研究院对脉冲爆震涡轮的三维多循环流动特性进行了仿真研究。爆震波与涡轮转子叶片相互作用，在正面聚焦形成高压，从而驱动涡轮高速转动。爆震波及在进口封闭端和涡轮叶片之间反射的压力波，在转子叶片正面和背面往复聚焦，引起涡轮输出功率的波动，但变化幅度逐渐减弱。由于爆震波传播速度快，能量集中的锋面与叶片作用时间短，因此能量利用率低，涡轮比功不足80kJ/kg，绝热效率仅略高于50%。

### 技术难点

高频点火系统设计。脉冲爆震发动机的性能取决于爆震波的频率和强度，而成功的点火是形成爆震波的前提条件。脉冲爆震发动机的工作频率高达数十赫[兹]甚至几百赫[兹]，而在每一个循环内，爆震管头部都需要重新点火。并且要求点火能量较高，以缩短爆震波形成的时间和距离。同时，为了适应发动机工作状态的变化，还需要点火频率和点火能量等参数可以实现灵活调节。

可靠短距离起爆。爆震波的有效起爆是保证发动机正常运行的关键。直接起爆需要几千焦[耳]到几万焦[耳]的巨大能量，在实际应用中难以实现，只得采用间接起爆。反应物先被点燃，然后在适当的条件下完成缓燃向爆震的转变。然而碳氢燃料和空气混合物的DDT将达到2m以上，必须采取低损失强化措施来缩短DDT距离。

多管干涉控制。为了提高脉冲爆震燃烧室的工作频率，环列布置的爆震管交替工作。如图2所示，当高压爆震波从某一爆震管出口传出后，将进入压力相对较低的相邻爆震管内部，引起压力的上升，影响

其正常的循环过程，导致出现反应物填充不充分、甚至无法成功起爆等问题。因此，需要合理确定各爆震管的点火起爆时序，并在爆震管出口设计适当的干涉控制结构。

复杂入流涡轮设计。爆震燃烧室出口处形成的大波动、强畸变流动，导致涡轮的工作状态不稳定，转子叶片进口气流角变化幅度高达100°以上。在爆震波的作用下，涡轮性能偏低，绝热效率仅为50%~70%，能量利用率只有10%左右。设计适合脉冲爆震流动特性的高性能涡轮是迫切需要解决的问题。

## 连续爆震涡轮发动机

### 工作原理

连续爆震燃烧室通常为环腔结构，如图3所示。燃料和氧化剂从燃烧室头部不断充入，起爆后形成一个或多个爆震波，沿圆周方向传播，燃烧后的高温高压产物以近似沿轴线方向高速喷出。爆震波锋面前形成三角形的可燃区，持续的燃烧为爆震波的稳定传播提供了充足能量，从而实现燃烧室的自维持工作。

与脉冲爆震相比，连续爆震只需初始起爆一次，便可以持续地旋

转传播。同时，爆震波的传播方向与工质的流动方向相互独立，爆震波始终处于燃烧室内部，避免了喷出燃烧室而造成严重的能量损失。

### 代表性成果

普渡大学对连续爆震波与超声轴流涡轮的相互作用进行了三维仿真研究。结果显示，在运动斜激波的影响下，涡轮内部形成复杂的非定常流场结构。叶片对流场的波动具有一定抑制作用，经过涡轮后周向气流角波动降低了78.1%，压力波动降低了56.0%。导向叶片和转子叶片分别产生了22.6%和26.2%的总压损失，比定常状态高约11%，其中进口激波损失占非定常总损失的比例最大。

南京理工大学开展了连续爆震燃烧室与涡轮的匹配性试验研究。以氢气和空气为工质，形成了稳定传播的连续爆震波，燃烧室持续工作0.2~0.4s。爆震波经过导向器后，振荡压力的频率不变，幅值减弱了64%。涡轮叶片对激波具有反射作用，部分斜激波会被导向器叶片反射回燃烧室内。爆震燃烧室与涡轮发动机组合工作后，爆震波压力和速度降低，并且起爆成功率有所下降。

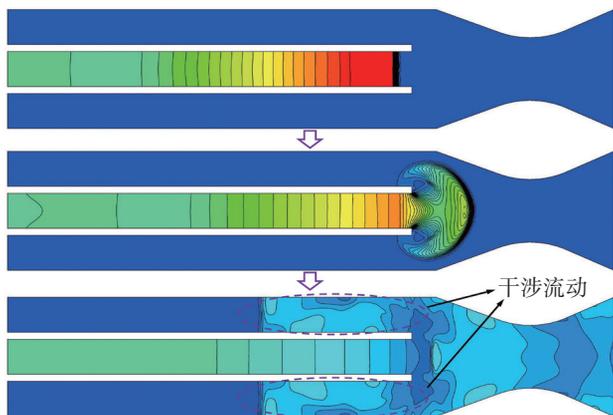


图2 多管脉冲爆震干涉流动

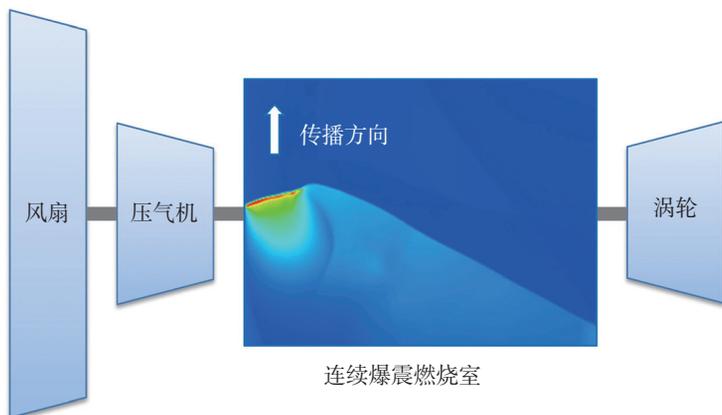


图3 连续爆震涡轮发动机示意

### 技术难点

压力反传抑制。爆震波形成的高压会在上游形成一道斜激波，引起流场的波动，从而影响压气机的稳定性。同时，爆震波会产生沿周向的流动，周期性地阻碍燃料喷注过程，进而影响燃料与空气的混合。而压气机工作异常、燃料与空气掺混不充分也不利于爆震波的长时间自维持传播，有可能导致燃烧室熄火。因此，有必要在燃烧室的上游采取消波措施，以抑制爆震波的反压。

高通流燃烧室设计。连续爆震波后燃烧产物的压力高于波前反应物的压力，新鲜空气只能由远离波峰、压力较低的区域进入燃烧室，其进口实际上处于部分进气状态。那么，在相同迎风面积的条件下，爆震燃烧室的通流能力不及传统定压燃烧室，有可能降低发动机的推力或功率。因此，爆震燃烧室具有较高通流能力是实现发动机性能提升的重要保证。

冷却空气二次增压。由于爆震燃烧的自增压作用，燃烧室出口压力大幅提高，涡轮进口高温燃气的峰值压力高于压气机出口低温空气的压力，那么由压气机直接引气的传统方法将无法实现对涡轮部件的有效冷却和封严。因此，需要采用布置额外增压叶轮等措施进行二次增压，以解决低温空气压力不足的问题，但将导致发动机的结构更加复杂。

## 波转子涡轮发动机

### 工作原理

波转子是一种利用非定常压力波对不同能量密度工质进行能量交换的动力装置，如图4所示。它由一个旋转鼓筒和两侧的静止端板组成，鼓

筒包含若干环列并联的通道，端板开设有扇形端口。当鼓筒转动时，通道周期性启闭，控制流体的进出，并触发形成压缩波和膨胀波，从而往复实现压缩和膨胀过程。按照转子通道内部是否存在燃烧过程，波转子分为内燃和外燃两种形式。对于外燃波转子，其作用相当于增压级，需要与常规定压燃烧室联合工作。

尽管波转子通道内部是强烈的非定常流动，但是进排气端口附近的流动几乎是定常的。这是因为在适当的转速下，每当转动到与静止的进排气端口相通时，通道的进气和排气状态均能恰好保持一致。因此，通过合理的设计，进排气不会出现明显的波动，对压气机与涡轮等相邻部件的影响较小。这是波转子增压燃烧有别于爆震燃烧的一个巨大优势。

### 代表性成果

英国巴斯大学对带有螺旋形通道的外燃波转子进行了试验。在3000 ~ 18000r/min转速范围内装置

稳定运行了几百小时，空气增压比达到4.5 : 1，输出了26kW的功率。由于间隙泄漏过大和高压排气不畅等问题，热效率仅为10%左右。尽管未能完全实现设计初衷，但证明了波转子可以在较宽的范围内工作。

罗罗北美公司对250型涡轴发动机与外燃波转子联合使用的可行性进行了深入评估。设计状态下发动机的单位功率有望提升20%，同时单位耗油率降低23%。波转子位于后置燃烧室和动力涡轮之间，布置在独立的转轴上，其外径与高压涡轮叶尖直径相当。在全工作范围内，转速保持约为高压转子的三分之一，依靠自身所受的气动力即可维持转动。除需更换燃烧室及高压涡轮导向器并额外增加进排气过渡段外，基准发动机的大量部件均得以保留。

美国国家航空航天局（NASA）格伦研究中心建立了4端口通流外燃波转子试验台。最初采用闭式结构（高压排气端口经过加热器与高

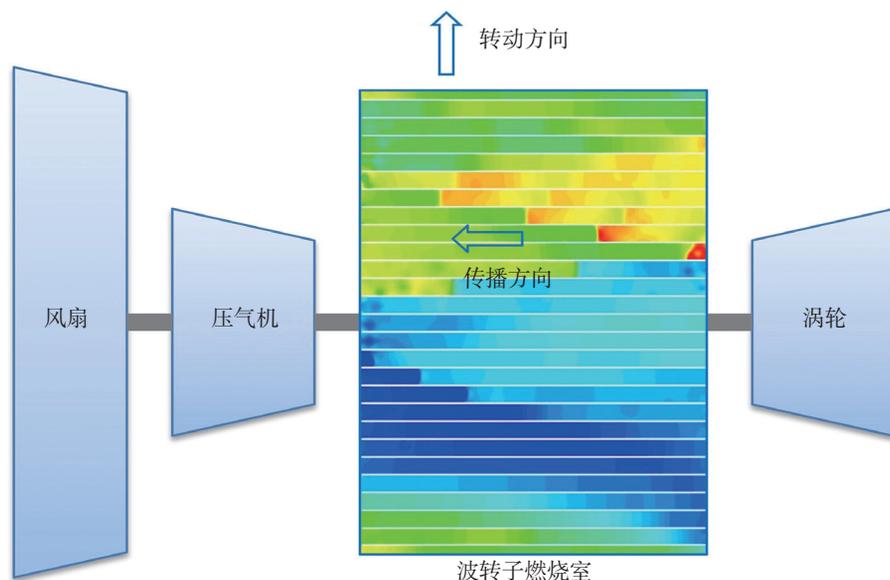


图4 波转子涡轮发动机示意

压进气端口直接连通), 由于损失过大, 装置未能正常工作。改为开式结构后, 通过减小间隙宽度、采用双轴承支承可移动端板和石墨密封, 温比2:1时压比达到可观的1.17:1。

美国普渡大学搭建了内燃波转子试验台并开展了相关研究。波转子包含20个环列通道, 长度为787mm, 平均半径为229mm。试验以乙烯为燃料, 空气为氧化剂, 在转速2100r/min、空气流量4.3kg/s的条件下, 波转子通道内部的燃烧持续了2~3s, 并成功实现了压力的提升。

### 技术难点

发动机紧凑式结构设计。波转子及其驱动装置占据一定空间, 将影响发动机的适装性。如果采用外部电动机驱动, 那么波转子的安装位置灵活, 并且便于流路的设计, 但结构复杂。若波转子与燃烧室串联布置, 则发动机的径向尺寸可以保持不变, 但轴向尺寸增加明显。而将波转子与燃烧室并列、与叶轮机串联布置, 即燃烧室环绕在波转子外部, 压气机和涡轮分列两侧, 结构较为紧凑。

高通流波转子设计。为了实现转子通道的周期性启闭, 波转子的进气端口为扇形而非环形, 在通流面积不变的条件下需要增大高度。如图5所示, 在进气流量相同的条件下, 波转子的外径与涡喷发动机的外径基本相当, 联合使用时将明显增加发动机的迎风面积。因此, 需要在性能不降低的前提下, 适当提高波转子进口气流的速度, 以减小外径径向尺寸。

宽工况波系结构控制。在非设

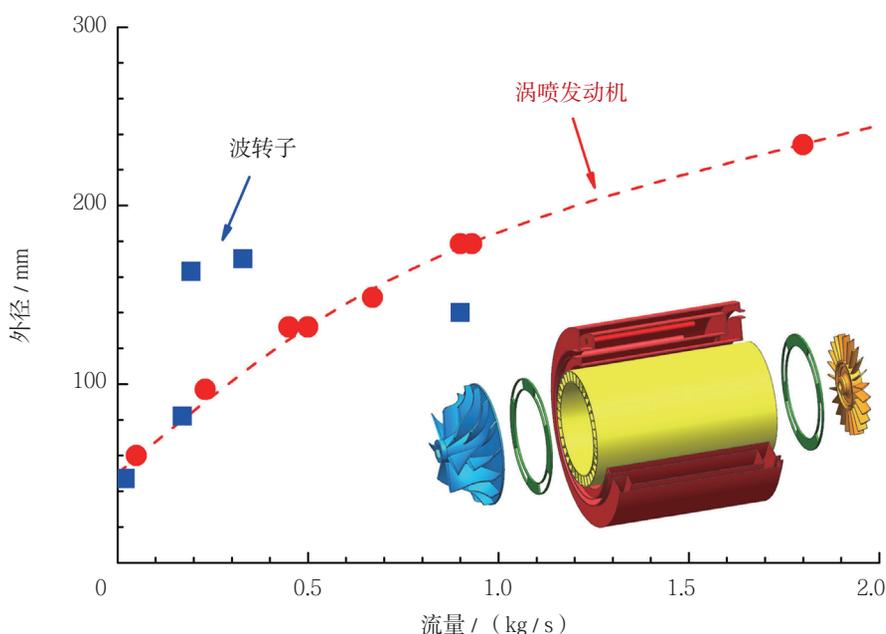


图5 典型波转子的通流能力

计工况下, 波系演化与端口启闭将无法达到最佳匹配, 引起性能恶化, 极大限制了波转子的运行范围, 因此必须采取控制措施。例如, 布朗勃法瑞公司在静止端板上增设了3种凹腔结构, 压缩凹腔位于高压排气端口上游, 用于削弱反射激波强度, 防止高压进气端口出现倒流; 燃气凹腔位于高压进气端口下游, 膨胀凹腔位于低压排气端口上游, 用来维持低压排气端口的顺畅排放, 使低转速性能明显改善, 而设计转速性能几乎不变。

低损失过渡段设计。不同于相邻部件的环形流通截面, 波转子静止端板上的端口为扇形, 故需要由过渡段来连接。排气过渡段角度扩张剧烈, 高压过渡段还存在180°的转向, 在有限空间内实现有效的损失抑制非常困难。NASA 格伦研究中心的试验结果显示, 经过优化后的排气过渡段在设计状态下的总压损

失高达14%, 完全抹去了波转子装置可能带来的性能增益。

### 结束语

增压燃烧涡轮发动机凭借其在性能和结构上的潜在优势, 成为未来先进航空推进系统的重要发展方向, 在军用和民用领域都有着广泛的应用前景。近年来, 国内外科研机构取得的研究成果揭示了增压燃烧装置及其相邻部件的联合工作特性, 初步验证了增压燃烧用于燃气涡轮发动机的可行性, 但尚未全面充分展现出其优越性。发动机紧凑式设计、高通流增压燃烧装置设计、冷却空气二次增压、爆震波反传压力抑制、大波动强畸变爆震涡轮设计、波转子低损失进排气过渡段设计等诸多技术瓶颈亟待突破。 **航空动力**

(李凤超, 中国航发研究院, 高级工程师, 主要从事新型增压循环涡轮发动机研究工作)