

引射火箭冲压发动机下限及模态转换稳定性研究

Study on Lower Limit and Mode Transition Stability of Ejector Rocket Ramjet Engine

■ 黄玥 刘和东 / 厦门大学

将引射火箭冲压结构引入涡轮基组合循环 (TBCC) 发动机, 可以弥补发动机实际应用中马赫数 (Ma) 2~3 正/逆向涡轮与冲压两类动力切换过程中存在的推力不足问题, 使得 TBCC 发动机在低马赫数条件下拥有持续、稳定、充足的推力输出, 具有较好的可实现性和技术应用前景。

高 超声速飞行被誉为继螺旋桨推进飞行和喷气推进飞行之后航空史上的第三次“革命”, 是 21 世纪航空、航天技术的制高点, 其核心在于动力技术^[1]。将涡轮、冲压、火箭 3 种成熟的动力形式通过科学合理整合, 优化形成宽速域可重复使用的吸气式组合动力是当前最有前景的推进系统方案之一。通过引入小尺寸的引射火箭不仅可以桥接涡轮与冲压, 以及亚燃、超燃动力间的推力鸿沟, 而且还可以满足组合动力在起飞或加速爬升阶段的大推力需求。通常将火箭与冲压有机结合成为单独的发动机, 并作为涡轮基组合动力的一个通道, 与涡轮通道并联。通过开展引射火箭冲压发动机总体方案设计、搭建分析框架、设计样机并进行仿真及试验, 验证方案拓宽冲压发动机工作马赫数下限的可行性, 实现了现有涡轮发动机、冲压发动机两种动力正/逆向切换过程的稳定性过渡, 是现阶段引射火箭冲压技术的研究重点。研究适用于引射火箭冲压方案的火箭动力, 引射火箭

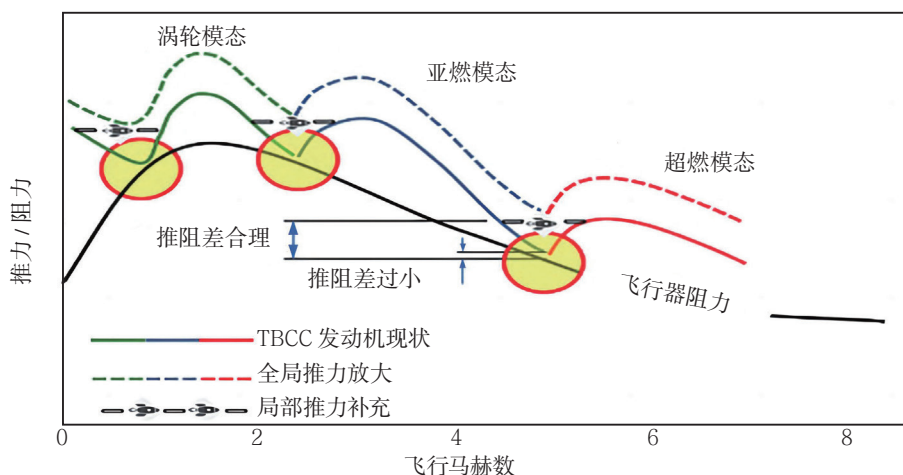


图 1 宽空速域范围飞发一体推阻特性

与亚燃冲压燃烧室工作的匹配规律, 以及模态转换过程的协同工作特性, 是引射火箭冲压发动机技术发展须攻克的难点。可为宽速域、水平起降, 可重复使用的 TBCC 发动机的发展打下坚实的技术基础。

引射火箭冲压系统总体建模及性能分析

涡轮火箭冲压组合动力总体性能分析

以 TBCC 发动机为动力的高超声速飞行器的推力缺陷区域包括跨声速

区和模态转换区。这两处推力缺陷主要受当前飞行器和 TBCC 发动机性能水平的限制。火箭动力具有更高的单位迎面推力 (或单位质量推力), 同时, 火箭的推力随着飞行高度的增加而逐渐增加, 而吸气式发动机趋势相反。因此, 较小的火箭可以产生足够的推力以满足飞行器在推力缺陷区域的加速需求, 尤其在较高空域。由图 1 所示飞发一体推阻曲线可知, 无引射火箭时, 跨声速及模态转换阶段剩余推力不足问题严峻, 即通常所谓“推力鸿沟”。简单的全局推力放大会

导致组合动力迎风面积增加，局部速域剩余推力不足的问题难以克服。且由于组合动力系统子动力分速域工作的特点，全局推力放大将使得高速巡航时成为“死重”的低速子动力占据太多的结构质量和低速燃油消耗，从而导致航程减少。引射火箭局部增推技术则既可实现“推阻波谷”的推力补充，又能有效降低“推阻波峰”的推力富余，飞发推阻曲线的波动特性更为平缓。对于TBCC发动机方案，引入合适推力的火箭不仅可以实现爬升加速时间的明显减少，而且对航程有一定的提升（4%起飞质量推力火箭可增加航程0.97%）。

引射火箭冲压原理分析模型

引射火箭在整个通道的上游处，靠近进气道出口。从进气道捕获的空气与火箭射流混合后，通过在逐渐扩张的扩压段掺混及减速增压，进入冲压燃烧室。在燃烧室上游进行补燃，与掺混后的来流进行燃烧，生成高温高压燃气。高温高压燃气通过喷管高速喷出，产生推力。

根据典型方案，设计引射火箭冲压发动机初步方案：引射火箭置于通道中心，将火箭射流与捕获来流进行掺混的流道分为掺混段与扩压段，其中掺混段扩张角度较小，气流压力变化较小，为两股气流的掺混提供更多距离，扩压段扩张角度较大，主要目的是快速增大掺混后的气流压力，并降低气流的速度，使之进入冲压燃烧室时符合一般亚燃燃烧室的进口气流条件要求。冲压燃烧室采用等直筒段，燃烧室内设置燃油喷注和火焰稳定结构。

对引射火箭冲压发动机初步方案建立零维模型，分析发动机在 $Ma\ 2$

来流条件下的性能。结果表明，在二次补燃时，引射火箭冲压通道的内推力相对于纯火箭推力的最大增益为23%。在流量比较低的情况下，二次补燃时，引射火箭冲压通道的内推力相比于不进行补燃的状态，最少可以增加约120%的推力，而相比于纯火箭，其推力增益可超过120%。

桥接模态转换的引射火箭方案设计及地面热试车

氧气/煤油引射火箭方案设计

从TBCC发动机工作模态转换过程推力衔接的需求出发，引射火箭应能够进行推力调节。在现有的火箭设计方案中，一般采用液体火箭作为变推力火箭，这是由其推进剂特性所决定的。液体推进剂可以较为方便地改变流量，进而达到改变推力的目的。对于引射火箭冲压方案，引射火箭的设计主要为推力室的设计，具体为头腔及喷注器设计、内型面设计、热防护设计、点火设计和结构设计等。引射火箭工作时，推力室将推进剂的化学能转化成燃烧产物的热能，又将热能转化为燃气的动能，产生推力。液体火箭推进剂组合种类较多，考虑到引射火箭冲压发动机的燃料为煤油，故推进剂的燃料也选用煤油。氧化剂选用氧气，便于后续开展试验研究。

引射火箭的头腔及喷注器集成为一体化的推力室头部。头部中心安装火花塞，考虑最大外径的影响，喷嘴采用直流自击式，煤油喷嘴采用直流环缝喷嘴，氧气喷嘴采用直流自击式环缝喷嘴，同时设计氧气膜冷却孔。煤油环缝喷嘴布置于火花塞外围，氧气环缝喷嘴布置于煤油喷嘴外围。氧气腔和煤油腔分

别布置于头部内，腔体严格隔离。火花塞用于点火，为保证有足够的初始能量和温度点燃氧气和煤油混气，使用了高能设计的火花塞。内型面设计包括燃烧室等直段、喷管收缩段和扩张段的设计，燃烧室等直段长度为182mm，喷管收缩段和扩张段为双圆弧曲线，喷管扩张比取7.2。由于主动冷却方案的结构较为复杂，且较小的煤油流量难以达到理想的冷却效果，为便于研究的开展，采用了被动冷却方案。钨渗铜的耐温极限在3000K以上，采用钨渗铜作为火箭燃烧室的内壁面和喷管壁面材料。整个推力室的外壳使用不锈钢，同时在装配接缝处使用高温胶保证密封性。

引射火箭地面热试车分析

根据设计方案加工得到引射火箭试验件，开展不同推力工况地面热试车。试验系统由试车台架、氧气/煤油供应系统以及测控系统组成。其中，试车台架由升降底座、台板、滑轨、滑块、推力传感器和传力架组成；氧气/煤油供应系统主要由氧气/煤油管路、气源、燃料储箱、配气台等组成；测控系统分为测量分系统与控制分系统，主要组件有控制台、数据采集计算机及显示器、数据采集箱、控制阀、传感器等。试验使用了两台引射火箭试验件，并进行了3个不同推力工况的测试，如表1所示。

对热试车数据进行分析，引射火箭燃烧室压力平稳，能产生较为稳定的推力，表明设计方案合理可行。热试车测得的最小推力为496.7N，最大推力为1100N，推力变比超过2:1。引射火箭的变推力能力使得其在涡轮和冲压模态转换过程中的推力突变可以控制到小于15%。

表1 引射火箭地面热试车工况

项目	流量要求 / (kg/s)	预估稳定工作时间 / s
低工况	氧气 : 0.174 煤油 : 0.056	3
中工况	氧气 : 0.26 煤油 : 0.084	3
高工况	氧气 : 0.34 煤油 : 0.11	3

特征马赫数工作性能验证试验

引射火箭冲压发动机试验件设计

根据引射火箭冲压总体建模分析的结果,设计引射火箭冲压试验发动机试验件。引射火箭通过安装架固定于来流流道中,掺混扩压段总长度取15倍的火箭喷管出口直径,并通过增大面积保证出口的速度不高于 $Ma0.3$ 。亚燃燃烧室为避免靠近中心区的燃油管及火焰稳定器结构被火箭的高温高速射流冲蚀,中心区域不设置任何结构,而在靠近壁面的外环处环形设置8根喷注稳焰一体化燃料支板。燃料支板向着流动方向有 60° 倾角,侧面设置直流式喷嘴,同时在支板底部也设置直流式喷嘴。喷管收缩段型面采用维托辛斯基公式进行设计。

特征马赫数地面直连试验

特征马赫数地面直连试验在中国空气动力研究与发展中心的连续燃烧直连式试验台上开展。试验台主要由加热器系统、推进剂供应系统、配气系统、测控系统、检测报警系统、通信系统等部分组成。其中加热器为氢氧燃烧加热器,推进剂供应包括火箭氧气/煤油供应和亚燃煤油供应组件。发动机进气来流根据发动机实际工作条件,设置了

4个工况,分别对应飞行速度 $Ma2$ 、 $Ma2.5$ 、 $Ma3$ 和 $Ma4$ 的气流条件。其中 $Ma2$ 工况主要控制冲压燃烧室参数的变化,探究不同燃料喷注策略对发动机燃烧性能影响; $Ma2.5$ 工况主要控制引射火箭参数的变化,探究不同的火箭工作状态对发动机燃烧性能的影响; $Ma3$ 工况则分别控制火箭参数和冲压燃烧室参数的变化,探究不同的火箭推进剂和冲压煤油流量调节策略对发动机燃烧瞬态及稳态性能的影响; $Ma4$ 工况主要用于较高来流条件下的发动机工作验证。

图2为引射火箭冲压发动机特征马赫数直连试验的安装示意与燃烧工作情景。通过对试验数据进行分析,得到以下主要结论。

第一,引射火箭冲压方案具有促进点火稳焰的优势。当引射火箭工作时,可以起到点火和稳焰的作用。火箭射流温度理论上可以达到 $2600K$ 以上,可以有效提高亚燃燃烧室入口气流温度,从而促进亚燃的点火稳焰。引射火箭的混合比会影响稳焰效果,较低的混合比可以更好地促进发动机的亚燃燃烧。因此,引射火箭应工作于富燃状态,以更好地发挥其优势。

第二,引射火箭冲压方案具有改善发动机工作环境的优势。引射火箭工作时,可以有效提高亚燃燃烧室入口的气流总压,最大增幅为 $7.2kPa$;同时可以减小来流从发动机入口到亚燃燃烧室入口的总压损失,

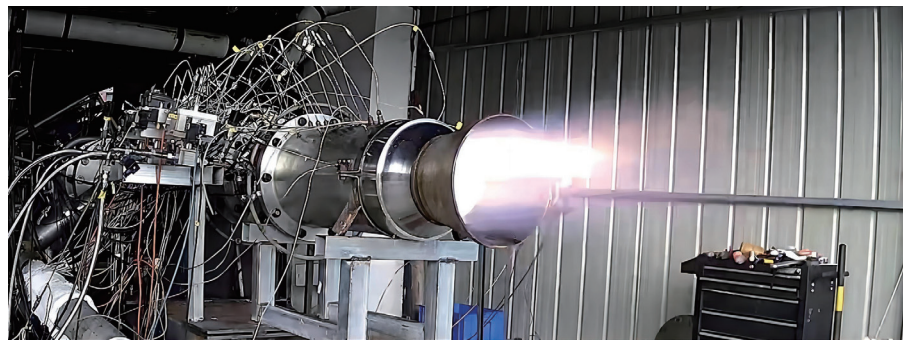
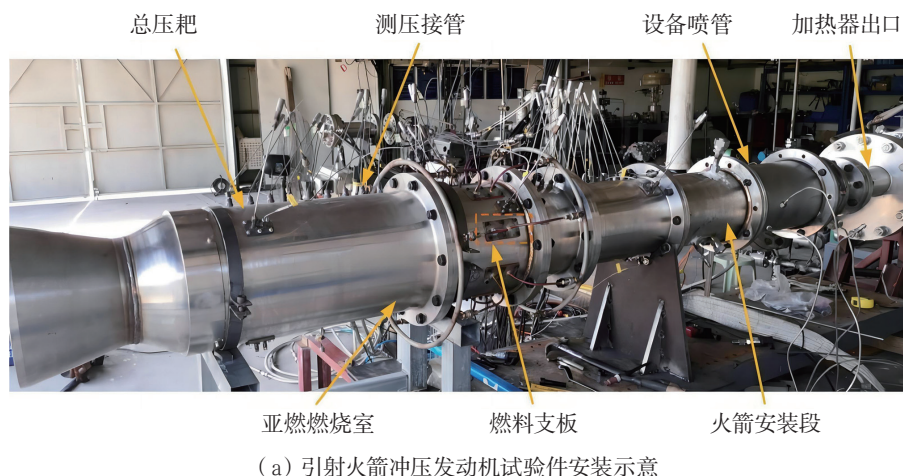


图2 地面直连试验

最高可以降低3.6%的总压损失。通过提高气流总压，改善了发动机的燃烧室工作环境，提高了发动机燃烧做功的性能。

第三，引射火箭冲压方案具有拓宽稳定边界的优势。在引射火箭工作的情况下，引射火箭冲压发动机亚燃冲压稳定工作下限拓展到了 Ma_2 ，拓宽了冲压发动机的工作下限。分析认为这是引射火箭促进了亚燃燃烧室的点火稳焰，改善了亚燃工作环境的作用导致的，体现了引射火箭冲压方案的优势。

第四，通过测得的通道压力计算引射火箭冲压发动机推力，并与数值模拟和整体性能分析得到的推力结果进行对比分析，验证了引射

火箭冲压方案具有较好的增推性能，其推力增益最大可达到109%。

引射火箭与亚燃冲压燃烧室匹配及调节规律

引射火箭与亚燃冲压燃烧室匹配的关键在于火箭流量和亚燃冲压燃油喷注策略的匹配。引射火箭大流量工作时可以提供较大的推力，但也会造成发动机效率下降，以及进气道的启动问题。引射火箭小流量工作的同时，亚燃冲压燃烧室喷注燃油进行补燃可以获得更高的发动机性能，并且能在来流总温总压较低的低速工况实现亚燃稳定工作。因此，通过数值模拟和试验的方法研究引射火箭与亚燃冲压燃烧室的匹

配及调节规律。

数值模拟所采用的几何模型和模拟结果如图3所示。通过对比引射火箭大流量工作、不进行亚燃补燃的计算工况与引射火箭小流量工作、进行亚燃补燃的工况，发现在 Ma_2 来流状态，火箭冲压通道采用火箭小流量工作并进行适当补燃的工况相比于仅火箭以较大流量工作的工况具有更好的发动机性能。通过对比不同亚燃冲压燃烧室的燃油喷注方式，燃料支板在前侧喷注结合底部喷注的过程中，支板底部喷注的燃料受火箭高温射流的直接影响，迅速在支板后方形成初步燃烧，初步燃烧形成的局部高温区可发挥二次引导火焰的作用，为下游火焰

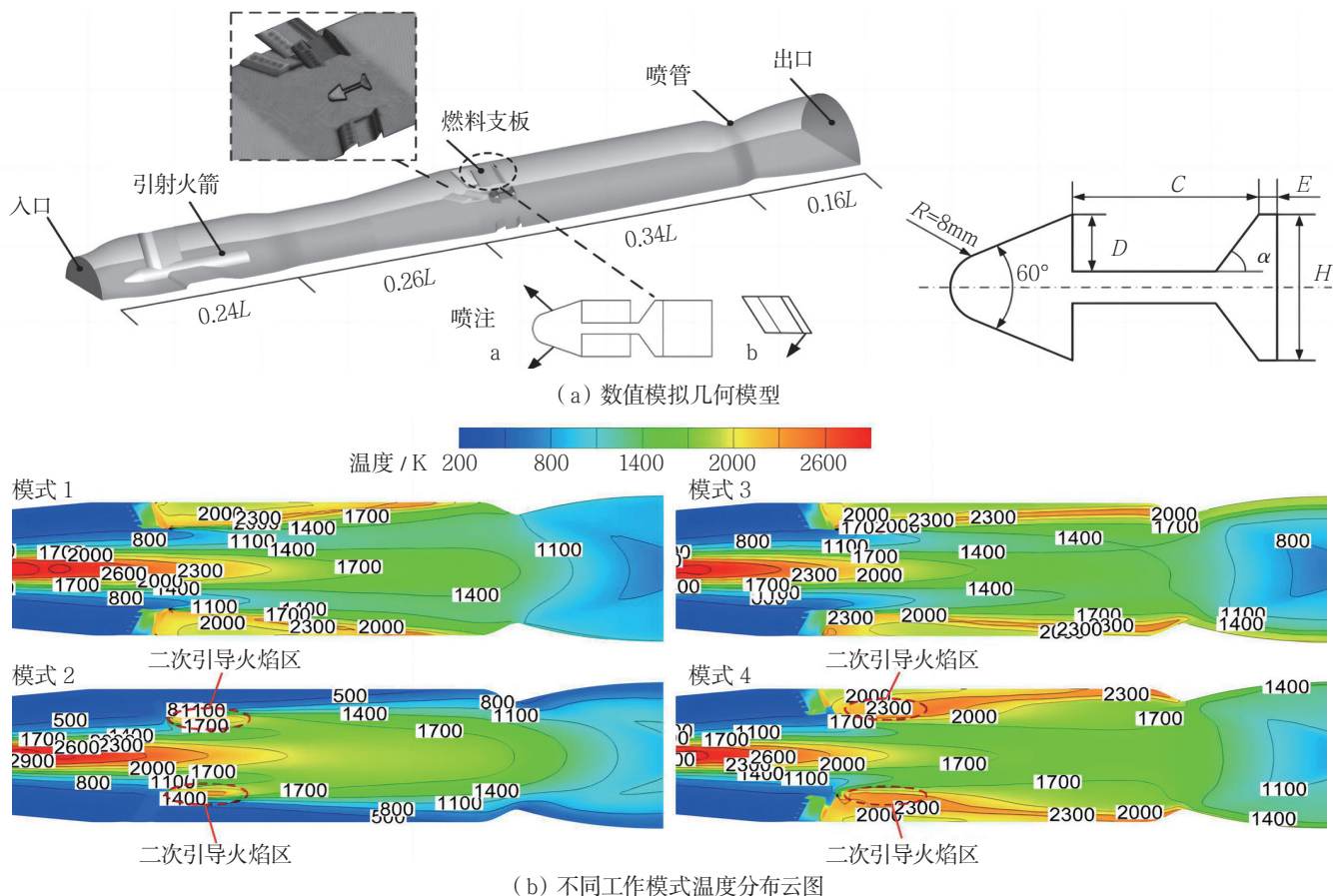


图3 引射火箭冲压发动机数值模拟

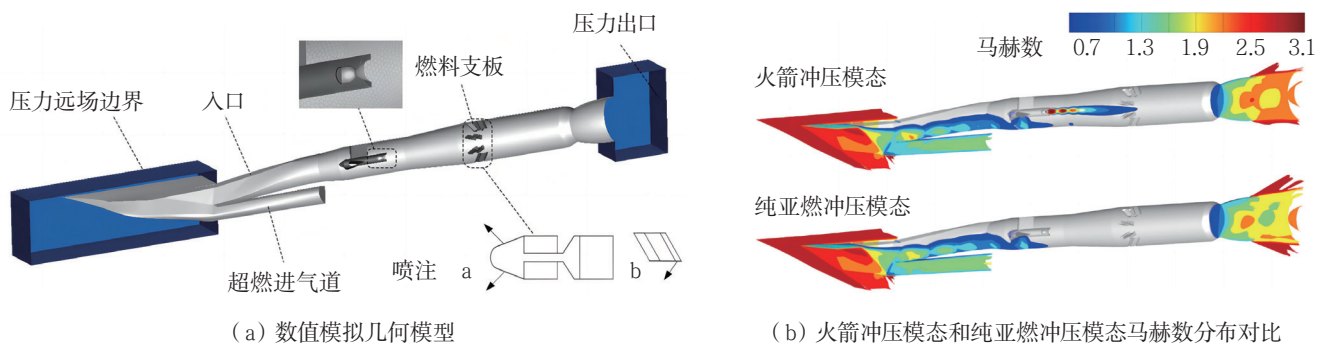


图4 引射火箭冲压全流道一体化数值模拟

传播及火焰稳定提供了持续的点火源，从而可获得相比单独前侧或者底部喷注更优的发动机性能。通过对地面直连试验的结果进行分析，也验证了以上规律。

对引射火箭冲压发动机在 $Ma2$ 和 $Ma2.5$ 来流条件下火箭单独工作的状态进行了数值模拟，分析结果发现，在 $Ma2$ 来流条件下的最大推力增益达到了49%， $Ma2.5$ 来流条件下的最大推力增益达到了108%。对引射火箭冲压发动机在 $Ma2.5$ 来流条件下火箭和亚燃冲压同时燃烧工作的状态进行了数值模拟，分析结果发现，最小的推力增益为62.7%，表明了引射火箭冲压方案的增推作用。

模态转换过程火箭冲压发动机一体化研究

对于涡轮火箭冲压组合动力中的引射火箭冲压发动机，模态转换过程主要包括涡轮动力向引射火箭冲压动力的转换，以及火箭冲压协同工作向纯亚燃冲压工作的转换。模态转换涉及进气道、主火箭工作状态改变，燃烧室内点火和二次燃料喷注策略改变等过程，因此有必要开展全流道一体化的数值模拟工作，研究模态转换过程的发动机瞬态特性。

全流道一体化数值模拟的几何

模型及模拟结果如图4所示，计算采用的进气道为三维内转组合进气道^[2]，该组合进气道两个涡轮通道分别位于两侧，超燃冲压通道位于中间位置，火箭通道位于超燃冲压通道上方。在飞行速度 $Ma2$ 时涡轮动力向引射火箭冲压动力转换，此时一般由引射火箭单独工作接力涡轮产生推力。为探明火箭起动过程流道压力变化及反压前推规律，对火箭起动及火箭工况切变过程进行瞬态数值模拟。分析结果认为，接力涡轮工作时火箭应以低工况起动，起动初期喷管宜采用较低膨胀比，降低起动瞬态反压前传对组合进气道正常工作的影响。随着飞行高度及马赫数的提高，火箭逐渐提高工况以满足接力涡轮通道及爬升过程中的推力需求，亚燃燃烧室补燃正常工作后可适当降低火箭工况，增加补燃量，保证助燃稳焰效果的同时获得更高的燃料比冲性能。

在飞行速度 $Ma3$ 时，引射火箭冲压发动机由火箭冲压协同工作向纯亚燃冲压工作转换，即火箭冲压模态向纯亚燃冲压模态转换。通过分析不同的模态过渡方案，认为模态转换过程中火箭以适当的流量工作，可以充分发挥其助燃稳焰的工作特性，不仅可以缩短模态转换时

间，而且模态过渡过程中的推力振幅也较小，有利于发动机完成火箭冲压模态向纯亚燃冲压模态的转换。

结束语

现阶段，在高超声速巡航侦查打击飞行器、高超声速武器以及高超声速民机上开展引射火箭冲压方案的应用研究是具备可行性的。后续的相关研究应建立更复杂、全面且准确的理论分析模型，研发更具有工程实现性的可重复使用高性能引射火箭，开展更高精度的发动机全流道数值模拟工作，并利用更多的测量手段获得发动机的有效信息，促进引射火箭冲压方案的工程实现及应用。

航空动力

(黄玥，厦门大学航空航天学院副院长，教授，主要从事新概念推进技术、新型组合动力技术和计算流体力学等方面研究)

参考文献

- [1] 尹泽勇, 尤延铖, 朱呈祥, 等. 面向高超民机的多通道双涡轮引射冲压组合动力研究[J]. 航空学报, 2023,44(2): 1-14.
- [2] 蔡泽君, 胡占仓, 余联郴, 等. XTER 内收缩组合进气道设计理念及气动特性[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 218-31.