

RBCC 发动机冲压模态热力循环分析

南向军¹, 李 斌², 何国强³, 张蒙正¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100;
3. 西北工业大学, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了研究 RBCC 发动机的真实工作情况, 基于地面试验数据, 建立了一维性能分析模型, 对发动机 4 Ma、6 Ma 冲压模态不同余气系数条件的性能进行了计算, 与试验结果进行了对比, 获得了发动机沿程气流参数分布。利用计算结果构建了发动机热力循环, 分析了余气系数对循环效率、推进效率等性能参数的影响, 提出了有效能产生率的概念, 研究了余气系数对有效能产生率的影响以及有效能损失的途径。研究表明, 建立的一维分析模型可以较好地计算发动机推力性能, 与试验测量误差在 10% 以内; 发动机真实热力循环并非严格的等压释热, 其有效能产生率在 0.5~0.7 之间; 提高有效能产生率和减少排气中的有效能是发动机性能优化的主要方向。

关键词: RBCC 发动机; 冲压模态; 热力循环; 有效能分析

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0017-09

Analysis on thermodynamic cycle of scramjet mode for RBCC engine

NAN Xiangjun¹, LI Bin², HE Guoqiang³, ZHANG Mengzheng¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;
3. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the real working condition of RBCC engine, based on the ground test data, an one dimensional analysis model was established to calculate the performance of engine scramjet mode at different residual air coefficient of 4 Ma and 6 Ma conditions. Compared with the test results, the distribution of flow parameters along the engine was obtained. The thermodynamic cycle of engine was conducted by using the calculation results, and the influence of residual gas coefficient on the cycle efficiency and propulsion efficiency was analyzed. The concept of exergy generation rate was put forward, and the effect of residual gas coefficient on exergy generation rate and loss paths of exergy were studied. Research shows that the one dimensional performance analysis model can calculate the engine thrust performance well, and the error is less than 10%. The real thermal cycle of the engine is not strict isobaric heat release, and its exergy generation rate is between 0.5–0.7. Improving the exergy generation rate and reducing the exergy of exhaust are the main directions for optimizing the engine performance.

Keywords: RBCC engine; scramjet mode; thermodynamic cycle; exergy analysis

收稿日期: 2022-02-05; 修回日期: 2022-03-08

作者简介: 南向军(1985—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为火箭基组合循环发动机。

0 引言

早在 20 世纪 50 年代末,美国就已经开始了 RBCC 动力方面的技术探索,之后美国启动了 NASP (national aerospace plane) 计划,有力推动了高超声速技术及动力装置技术的发展^[1]。

RBCC 发动机可采用多种组合模式。引射冲压发动机(ejector ramjet engine, ERJ)采用了亚燃冲压与火箭的组合,在 1964–1967 年,Marquardt 对该发动机进行了一系列地面试验,研究了起飞加速、跨声速和超声速飞行等工作模式^[2-3]。在此基础上,通过增加一级风扇(SERJ),提高了增压能力^[4-5]。

Aerojet 公司研制的 Strutjet RBCC 发动机^[6]方案,采用了超燃与火箭的组合,发动机为二元构型,采用三维侧压式进气道,多模块并联设置,燃烧室为双模态两级设计,前一级为超燃模态、后一级为亚燃模态,中间的隔板末端为两级燃烧室界面,于其底部设置引射火箭。其进气道顶板可调,以实现喉道面积的调节,喷管的唇口可调,以实现不同落压比范围的适应。通过可调进排气以及两级燃烧室设计,可实现不同马赫数下流道的良好匹配,从而具有很宽(0~8 Ma)的工作范围。

美国航空航天局格林研究中心(GRC)开展了 GTX 计划,采用了半轴对称构型的 RBCC 发动机,吸气式模态工作范围达到 0~10 Ma,开展吸气模态推进模型的风洞试验,研究了 0~2.5 Ma 引射模态的性能^[7]。

20 世纪 80 年代末,日本的空天飞机研究计划,以 RBCC 发动机为动力装置。其引射火箭集成于隔离段一侧壁面上,研究了引射、亚燃、超燃模态。经过大量试验和数值模拟研究,获得了较优的 RBCC 发动机构型^[8]。

国内西北工业大学在 RBCC 发动机研究方面起步最早,从 20 世纪 90 年末开始 RBCC 动力研究,建立了引射、亚燃和超燃模态的理论分析模型。对引射模态的 SMC 模式开展了详细的数值模拟研究,结果表明当马赫数大于 0.7 可以获得推力增益,中心支板构型在引射模态下火箭射流与空气的掺混区是主要的燃烧释热区域^[9-10]。对引射模态和亚燃模态的转换也开展了研究,从发动机性能角度考虑,在 2.6 Ma 左右进行模态转换能获得良好的发动机

性能^[12]。在基本兼顾引射和超燃模态的条件下,通过使用组合式火焰稳定方式,实现了扩张通道内马赫数 2.5~4.0 范围亚燃稳定高效燃烧,实现了引射/模态过渡和热力喉道调节^[13-14]。此外,还建设了变工况气氧煤油火箭发动机系统,开展了变工况试验研究^[15]。

国防科大在 RBCC 发动机方面也开展了研究工作,通过理论分析建立发动机理论模型,研究了喷油规律对引射模态发动机性能的影响^[16],利用热力学有效能及发动机推力、比冲等性能评估方法,获得了最优的燃油分配比例范围,并针对引射模态,研究了各部件热力学有效能的损失比例^[17],研究表明引射火箭的损失比例最高。

航天科技六院围绕 RBCC 动力及其应用开展了广泛、深入的研究,取得了一系列重要的研究成果^[18-19]。开展了 2.0~7.0 Ma 宽马赫数 RBCC 发动机技术研究。研制了国内首台关键技术集成样机,完成了国内首轮、多次/多工况 RBCC 发动机自由射流试验。在发动机热力循环方面,探索了分层燃烧的发动机热力模型^[20],基于一维理论分析还研究了热力循环优化^[21]及发动机工作效率的影响因素^[22]。在发动机数值模拟方面,针对 4.0 Ma 工况,开展了全流道数值模拟,研究了火箭射流与冲压气流的掺混过程以及对推力增益的影响^[23]。

经过数十年的发展, RBCC 发动机关键技术逐渐突破,在此基础上,如何进一步提升发动机性能成为后续的主要发展方向。本文基于前期开展的 RBCC 发动机地面试验数据,建立一维性能分析模型,获得发动机沿程的气流参数,分析发动机冲压模态的热力循环,探索发动机性能优化的途径。

1 RBCC 发动机理论计算模型

RBCC 发动机由进气道、隔离段、燃烧室、火箭推力室及喷管等构成。其实际工作时流场为三维结构,每条流线上的参数变化均不相同,如对每条流线进行分析,工作量极大,难以实现。从发动机性能分析角度,也没有必要。为了获得发动机宏观工作特性,对发动机流场进行一维分析,主要研究截面平均参数的变化情况,获得发动机沿流道的宏观变化规律。

图 1 给出了关键截面划分情况,与常规划分方

法相同。其中0截面为自由来流,2截面为进气道喉道,3截面为燃烧室入口,4截面为燃烧室出口,10截面为喷管出口。

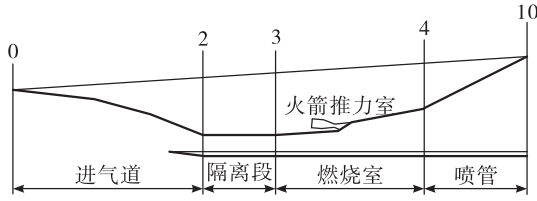


图1 发动机关键截面划分

Fig.1 Key sections of engine

1.1 气体模型

发动机燃烧室内气流温度高达1 600 K以上,为了提高模型精度,选取热完全气体模型,比热计算公式为

$$C_p = (a + bT + cT^2 + dT^3 + eT^4)R_g \quad (1)$$

式中: C_p 为定压比热; T 为温度; R_g 为气体常数; a 、 b 、 c 、 d 、 e 为系数。

燃烧室推进剂为火箭煤油,其与空气产生的燃气组分采用热力计算软件计算。根据燃烧室的具体工作状态(包括推进剂类型、余气系数、压力等参数)计算出燃烧产物,单一燃气组分的热完全气体模型采用JANAF表中的7系数模型。

1.2 进气道流场一维化方法

对于工作范围达到高超声速的进气道而言,其设计均采用混压式,当设计马赫数达到5.0以上时,外压段往往较长,这样进气道的大部分均为开放式,流管为虚拟壁面。对于这种大范围开放式的部件,难以采用一维化进行计算,为此本文将通过数值模拟来获得喉道截面的平均参数。为了提高计算精度,利用风洞试验结果对数值模拟进行了校核。

采用数值模拟结果带来一个问题,即喉道截面结果为三维流场平均化的结果,其气流参数不符合一维流关系。如只选取3个参数开展计算,不能完全反映进气道的真实情况,因此需研究一种方法将喉道截面的三维结果一维化。

截面参数降维需满足下列方程组,包括连续方程、动量方程、能量方程和熵方程,分别如下。

连续方程为

$$\dot{m} = \sum \rho_i v_i A_i = \gamma_2 p_2 Ma_2 A_2 / \sqrt{\gamma_2 R_{g_2} T_2} \quad (2)$$

动量方程为

$$I = \sum (p_i A_i + \dot{m}_i v_i) = p_2 A_2 (1 + \gamma_2 Ma_2^2) \quad (3)$$

能量方程为

$$H = \sum \left(h_i + \frac{1}{2} v_i^2 \right) = h_2 + \frac{1}{2} v_2^2 \quad (4)$$

熵方程为

$$\Delta s = \int_{T_0}^{T_2} \left(C_p \frac{dT}{T} - R_g \frac{dp}{p} \right) = \int_{T_0}^{T_2} C_p \frac{dT}{T} - R_g \ln \frac{p_2}{p_0} \quad (5)$$

方程组中变量包括静温 T 、静压 p 和马赫数 Ma ,仔细分析可知该方程组为过约束方程组,并不能求同时满足3个方程的解。采用下列方法折中,令

$$f(Ma) = \left(\frac{\Delta I}{I} \right)^2 + \left(\frac{\Delta s_g}{s_g} \right)^2 \quad (6)$$

计算最优的 Ma ,使得式(6)的值最小,从而获得最优近似解。

1.3 隔离段和燃烧室控制方程

隔离段内的流动在无反压时一般为正常通流状态,部分状态仅局部存在激波诱导的小面积分离,故可不考虑分离流动。然而在存在反压的情况下,受反压影响形成激波串结构,近壁面会形成较大的分离区域,该分离区往往延伸至燃烧室。此时需要考虑分离区域的影响。

考虑分离的计算采用文献[24]中给出的方法,其原理如图2所示。其中: \dot{m} 为质量流量; Q 为热量; p 为压力; ρ 为密度; v 为速度; M 为马赫数; A 为截面积; A_c 为未分离流的截面积。

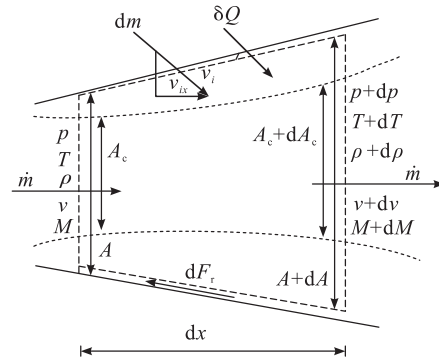


图2 有分离的计算原理示意图

Fig.2 Scheme of calculate principle with separation

控制方程如下。

连续方程为

$$\frac{d\dot{m}}{dm} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA_c}{A_c} + \frac{dv}{v} \quad (7)$$

动量方程为

$$dp + \rho v \frac{A_c}{A} dv + \frac{\rho v^2}{2} \left(\frac{4f dx}{D} \right) + \rho v^2 (1 - \gamma) \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = 0 \quad (8)$$

其中

$$\gamma = \frac{v_{ix}}{v}$$

能量方程为

$$dh + v dv + \left[\left(h + \frac{v^2}{2} \right) - \left(h_i + \frac{v_i^2}{2} \right) \right] \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = \delta Q \quad (9)$$

状态方程为

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T} \quad (10)$$

$$dh = C_p(T) dT \quad (11)$$

另外,为封闭方程,隔离段分离区的压力梯度计算模型为

$$\frac{dp}{dx} = 44.5 \rho v^2 C_f / D \quad (12)$$

燃烧室的压力分布采用发动机试验获得的压力数据,式(7)~式(12)即可封闭。

1.4 喷管计算模型

喷管入口为超声速,全场为膨胀过程,也不考虑分离、释热的影响,其他计算方法同前。

2 冲压模态理论与试验结果对比

计算模型采用数值、理论方法建立。为了验证其计算精度,采用试验结果对其进行了校核。试验结果包括进气道风洞试验和发动机整机自由射流试验数据。其中进气道试验测量了不同反压下的性能,可以对隔离段出口截面的计算结果进行校核,发动机自由射流试验获得了沿程压力和发动机推力、比冲等性能,可以通过对比发动机性能对计算模型进行校核。

发动机两个马赫数的典型余气系数工况见表1。图3给出了自由射流试验获得的沿程压力分

布,其中静压以来流静压 p_0 无量纲化,轴向坐标以进气道捕获高度 h_c 无量纲化。4 Ma 状态最高压比约为 50 倍,6 Ma 状态最高压比约为 70 倍。

表 1 发动机冲压模态工况

Tab. 1 Working condition of engine scramjet mode

Ma	h/km	$\alpha'/(^{\circ})$	α
4	18.1	0	1.51、1.65、1.77
6	26.0	0	1.25、1.50、1.75

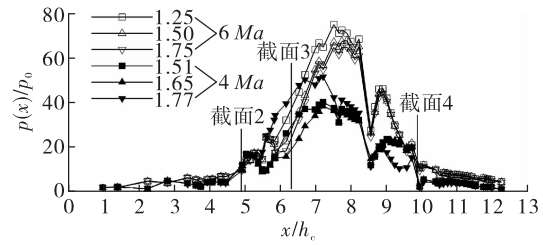
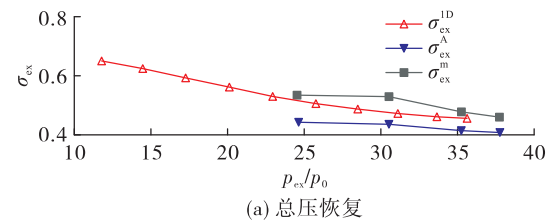


图 3 发动机沿程压力分布

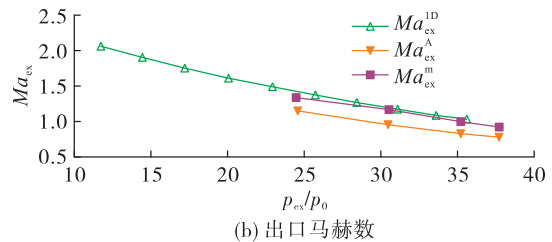
Fig. 3 Pressure distribution of engine

2.1 隔离段反压特性计算结果

当燃烧室工作时,受释热影响会在燃烧室内形成较高的压力,该压力足够高以致影响隔离段内的流动情况,形成激波串结构。此时进气道工作于带反压状态下,其出口参数不仅与来流相关,还与出口的反压相关。利用一维化模型对进气道不同反压下的性能进行了计算,并与试验结果进行了对比,如图4与图5所示。



(a) 总压恢复



(b) 出口马赫数

图 4 4 Ma 状态进气道反压特性

Fig. 4 Inlet working characteristics with backpressure at 4 Ma condition

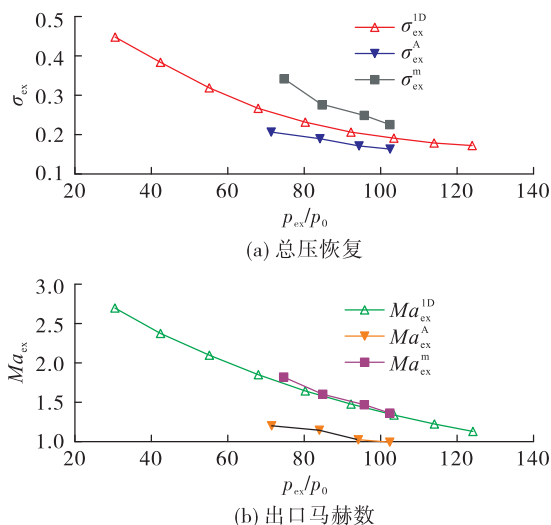


图5 6 Ma 状态进气道反压特性对比

Fig.5 Inlet working characteristics with backpressure at 6 Ma condition

图中上标 1D、A、m 分别代表一维模型计算结果、风洞试验获得的面积平均结果和质量平均结果。从对比情况看,一维化获得的性能随反压的变化规律与试验吻合较好,一维模型计算的总压恢复系数和出口马赫数结果基本位于试验获得的质量平均和面积平均结果之间,而马赫数更接近于质量平均。

2.2 发动机推力性能对比

利用建立的一维计算模型,对发动机冲压模态 4 Ma、6 Ma 的自由射流工况进行了计算,获得了发动机推力、比冲等性能。图 6、图 7 给出计算获得的沿程参数变化情况,其中实线对应余气系数为 1.25 或 1.51,虚线为 1.50 或 1.65,点划线为 1.75 或 1.77。可见自由来流经过进气道压缩后,在隔离段内受摩擦影响马赫数缓慢下降,压力基本不变,静温略有升高,至反压影响区域后,出现分离,压力、温度迅速上升,马赫数迅速下降。分离区一直持续至燃烧室,压力温度达到极值后出现下降,在突扩处压力、温度出现突然下降,马赫数突然上升,二级燃烧室参数变化不大。在喷管内气流迅速膨胀,压力、温度迅速下降,马赫数迅速升高。余气系数对压力和马赫数有明显影响,对其他参数影响不大。从马赫数分布可知,6 Ma 状态发动机流道中马赫数均大于 1,最小值约为 1.1,而 4 Ma 状态燃烧室

内存在接近一半的亚声速区域。由此可知,6 Ma 发动机工作于超燃模态,4 Ma 发动机工作于亚燃模态。

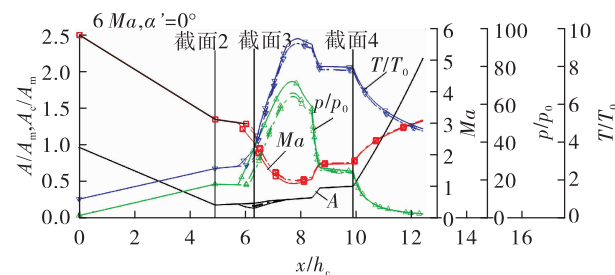


图6 发动机 6 Ma 状态沿程参数

Fig.6 Parameters distribution of engine at 6 Ma condition

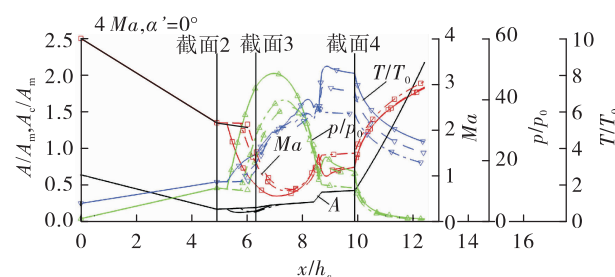


图7 发动机 4 Ma 状态沿程参数

Fig.7 Parameters distribution of engine at 4 Ma condition

对一维计算结果修正后推力(以动压 p_t 乘以捕获面积 A_m 无量纲化)与试验结果对比如图 8 所示。其中实心点为试验结果,空心点为计算结果,可见两者吻合良好,二者的误差在 $\pm 10\%$ 以内。

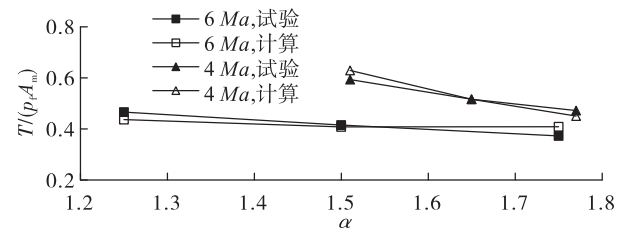


图8 一维计算与试验结果对比

Fig.8 Comparison of 1D simulation results and test data

3 发动机热力过程分析

3.1 热力循环分析

图 9、图 10 给出 6 Ma、4 Ma 两个状态的温熵图。图中标出了不同部件对应的热力过程,同时以

虚线给出了释热对应的部分,并非所有燃烧室空间均存在释热。

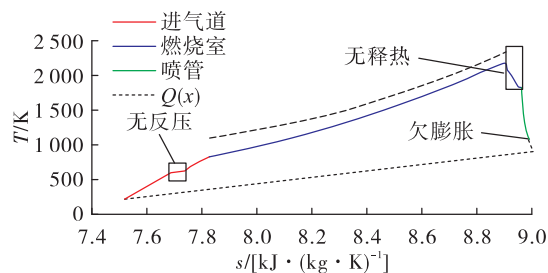


图9 6 Ma 状态热力循环 ($\alpha = 1.25$)

Fig. 9 Thermodynamic cycle at 6 Ma condition ($\alpha = 1.25$)

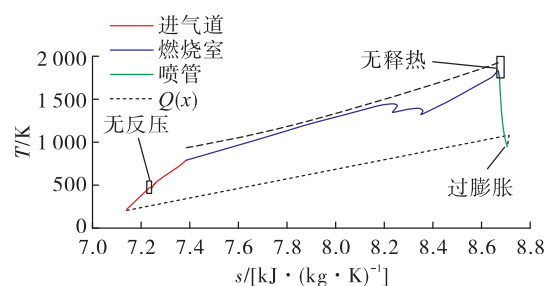


图10 4 Ma 状态热力循环 ($\alpha = 1.51$)

Fig. 10 Thermodynamic cycle at 4 Ma condition ($\alpha = 1.51$)

可见,经过进气道压缩后,气流熵增较大,同时产生温升。在隔离段内无反压时熵仍然增加,但几乎没有温升;反压区域内熵和温升均显著增大。燃烧室由于释热,温度快速升高,同时熵增很大,发动机的主要熵增均来自燃烧室。6 Ma 状态燃烧室温度单调升高,4 Ma 状态则存在下降,由于燃烧室突扩处气流膨胀,同时该处还存在释热,导致气流参数变化复杂。释热结束后,在扩张流道作用下,温度逐渐降低。喷管中熵增很小,气流快速膨胀,温度快速下降。计算结果表明,6 Ma 状态喷管出口压力仍高于来流静压,故气流排出发动机后仍会膨胀,而4 Ma 状态相反,发动机出口压力略低于来流静压,气流排出发动机后会略有压缩。为了给出完整的循环,图中给出了气流排出发动机后的示意热过程,以虚线表示。

从热力循环图可知,发动机实际热力循环并不是严格的布雷顿循环,主要区别在于释热过程中不是等压过程,而主要是压力先逐渐升高再逐渐减小的过程。其本质是释热规律与流道面积变化没有

实现良好匹配以形成等压状态。另外,实际的燃烧室设计为兼顾宽范围,不同的马赫数燃烧区域也有所不同,实际上燃烧室的末端部分承担着喷管的功能,不同马赫数状态下承担喷管功能的长度也不同。定几何设计导致喷管在高低马赫数下的膨胀程度也不能与实际需求相匹配,不能实现理想的恰当膨胀。由此可知,目前发动机实际热力循环与理想循环尚有差距,部件设计技术仍有提升空间。

图11与图12给出了发动机几个重要工作效率的变化曲线。总效率 η_0 表示推进功与燃料理论释热量之比,6 Ma 状态总效率约在 0.32 ~ 0.42 范围,4 Ma 状态总效率在 0.32 ~ 0.38 范围,与 6 Ma 相当。从总效率看,发动机循环仅约 40 % 的能量用于推进,大部分的能量损失了。推进效率 $[\eta_p \approx 2/(1 + V_{10}/V_0)]$ 反映了循环功中有多少用于推进,6 Ma 状态的推进效率较高,达到 0.90,而 4 Ma 状态较低,仅为 0.68,循环功由两部分构成,一部分用于推进,即推进功,另一部分为排出燃气的机械能增量。这表明排气速度越大推进效率越低。从前文可知 6 Ma 状态为欠膨胀状态,4 Ma 为过膨胀状态,实际上这两个状态的出口和进口速度之比约为 1.1 和 1.4,4 Ma 状态出口气流速度增量较大,因此推进效率较低。热效率 η_{th} 反映了热力循环的性能,同时考虑了燃烧效率的影响。6 Ma 状态在 0.35 ~ 0.47 之间,4 Ma 状态在 0.46 ~ 0.57 之间。热循环效率 η_{ic} 仅反映循环过程中热转换为机械功的比例,6 Ma 状态约为 0.57,4 Ma 状态约为 0.68。燃烧效率 η_b 决定了循环的可用能量,两个典型马赫数燃烧效率均在 0.6 ~ 0.9 之间。

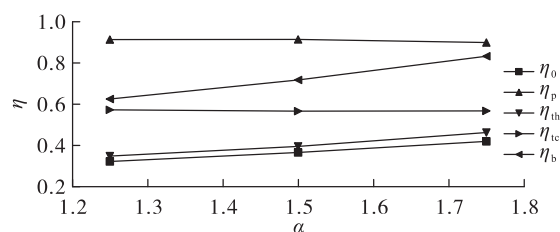


图11 6 Ma 状态工作效率随余气系数变化

Fig. 11 Variation of working efficiency with α at 6 Ma condition

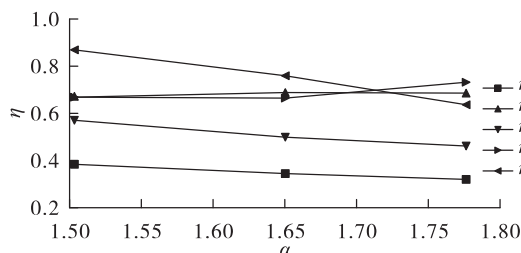


图 12 4 Ma 状态工作效率随余气系数变化

Fig. 12 Variation of working efficiency with α at 4 Ma condition

从余气系数的影响角度看,发动机热循环效率和推进效率影响很小,在较窄的余气系数范围内,发动机总释热变化较小,而释热总量对循环性能敏感性较低,同时这两个参数与燃烧效率无关,因此表现出与余气系数关系不大的规律。相反,总效率和热效率变化趋势均与燃烧效率相同,这两个参数与燃烧效率成正比($\eta_0 = \eta_{th}\eta_p = \eta_{ic}\eta_b\eta_p$),而燃烧效率随余气系数变化程度大,主导了这两个参数的变化规律。燃烧效率与燃烧组织有关,不同余气系数下供应油量不同,供油量直接影响雾化、掺混以及当地真实的余气系数分布,因而燃烧效率与余气系数关系密切。

3.2 有效能分析

图 13、图 14 给出了发动机沿程有效能(即焓, E_x)分布。

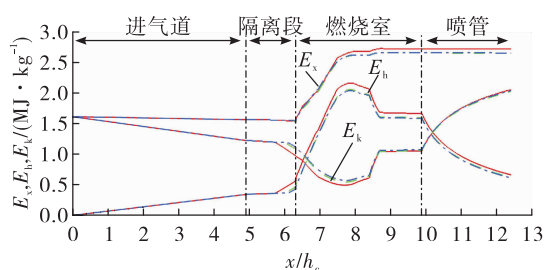


图 13 6 Ma 状态热力学有效能沿程变化

Fig. 13 Exergy variation along engine axis at 6 Ma condition

图 13 中红色、绿色、蓝色线分别表示 $\alpha = 1.25$ 、1.50、1.75;图 14 中红色、绿色、蓝色线分别表示 $\alpha = 1.51$ 、1.65、1.77。发动机的机械有效能(动能, E_k)经进气道压缩气流减速而减小,在燃烧过程中受反压影响气流快速滞止而快速减小,之后扩张影响增大,气

流加速后逐渐增大,经过突扩后存在突然增大,然后在微扩通道中略有增加,在喷管中快速增大。热力学有效能(焓, E_h)变化规律相反。两者之和为总有效能(E_x),在压缩过程中轻微下降,释热过程总有效能迅速增大,释热结束后轻微减小。

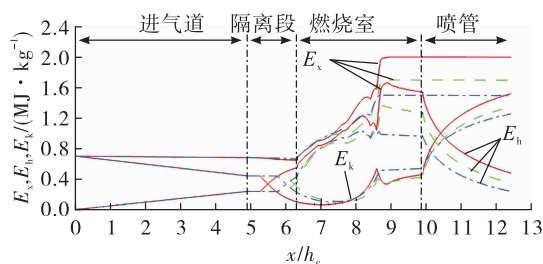


图 14 4 Ma 状态热力学有效能沿程变化

Fig. 14 Exergy variation along engine axis at 4 Ma condition

从热力学第二定律角度出发,发动机可用的能量仅是发动机气流中存在的有效能。热力学有效能向机械能转化才会产生推力。发动机有效能的增加主要来自燃烧室的释热,因此可以引入参数有效能产生率(有效能与供应燃油量的热值之比)作为发动机燃烧释热过程的性能评价参数,该参数反映了理论最大释热中转化为可利用能量的比例。实际上有效能在释热过程中产生时还会受不可逆因素影响而减小,从沿程变化看,燃烧室中不可逆因素的影响很小,故以燃烧室进出口的总有效能增量作为释热热能中的有效能部分。图 15 给出了发动机有效能增加量和有效能产生率随余气系数的变化,可见 6 Ma 状态释热产生的有效能约为 1.1 MJ/kg,而产生率在 0.5 ~ 0.66 范围。4 Ma 状态释热产生的有效能在 0.8 ~ 1.3 MJ/kg 范围,产生率在 0.5 ~ 0.69 范围。由此可见,释热热能中可用的有效能比例在 70 % 以下,有超过 30 % 的热能中一部分因为没有燃烧而浪费,一部分排入大气(出口排气温度高于环境温度)。

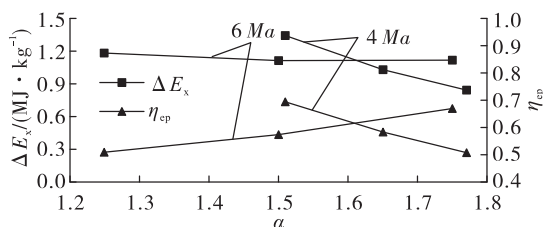


图 15 发动机有效能增量和产生率

Fig. 15 Exergy variation and generation rate of engine

发动机燃烧释热是有效能的唯一来源,而其他部件工作过程中由于不可逆带来的损失,也需要消耗有效能来补偿。如进气道工作过程中由于激波、摩擦、分离等不可逆因素会产生很大的熵增,气流中有效能会有一定损失。另外,部分有效能转化为气流的机械能,这部分是产生推力的,也是发动机的目的。还有一部分排入大气,即喷管出口燃气中还存在部分有效能没有利用。图 16 给出了几部分占总有效能的比例。可见,进气道中损失的有效能比例约为 4%~7%,喷管中损失比例很小,在 0.5% 以下,转化为机械能的比例约为 37%(6 Ma)和 62%(4 Ma),损失在排气中比例约为 55%(6 Ma)和 33%(4 Ma),由此可见,发动机有效能主要损失在发动机出口排气中,出口排气仍然有较强的做功能力。实际上受环境压力影响,排气气流温度一般均高于环境温度,这部分有效能无法利用。另外进气道中虽然有波系、摩擦、分离等造成的损失,但其总损失只占有效能的 7% 以下,相对较小。喷管中主要是摩擦带来的流动损失,数值上极小。

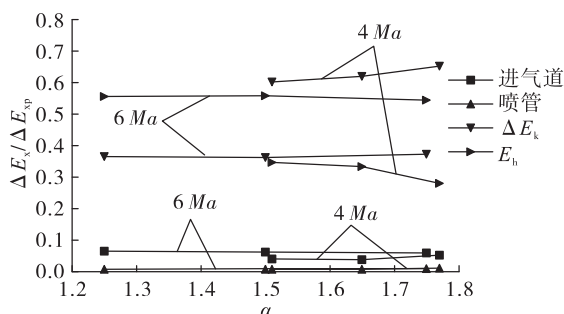


图 16 各部分有效能比例随余气系数变化

Fig. 16 Variation of each exergy proportion with α

从有效能损失的几个方面看,为了提升循环效率和发动机性能,主要途径主要有:

- 1) 提高发动机释热过程中的有效能产生率,从而增大发动机可用能;
- 2) 减小进气道的不可逆损失;
- 3) 优化循环过程,减小排气中的有效能损失。

从各部分占的比例看,途径一和途径三潜力大,是主要优化方向。

4 结论

本文基于 RBCC 发动机试验研究数据,结合一

维气动理论建立发动机性能分析模型,对 6 Ma、4 Ma 冲压模态进行了分析,并研究了有效能的变化情况,结果表明:

- 1) 基于发动机试验研究数据,建立的一维性能分析方法具有良好的计算精度,与试验结果误差在 10% 以内;
- 2) 发动机的真实热力循环与理想的布雷顿循环尚有差异,流道与释热匹配没有达到等压释热的理想状态;
- 3) 发动机冲压模态 4~6 Ma 范围的有效能产生率大概在 0.5~0.7 之间;
- 4) 提高发动机释热过程中的有效能产生率和优化循环减少排气中的有效能是发动机性能优化的主要方向。

参考文献:

- [1] BARTHELEMY R. The national aero-space plane program[C]//Maintainability of Aerospace Systems Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [2] ODEGAARD E A, STROUP K E. Ejector ramjet engine tests (phase I) [R]. AFAPL-TR-67-118.
- [3] STROUP K E, PONTZER R W. Ejector ramjet system demonstration [R]. AFAPL-TR-67-118.
- [4] JR EHRlich F. Early studies of RBCC applications and lessons learned for today [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [5] HYDE E, ESCHER W, RODDY J. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [6] BULMAN M, NEIL T, YAM C. Strutjet RBCC engine performance [Z]. Los Angeles: Joint Propulsion, 1999.
- [7] KRIVANEK T M, ROCHE J M, RIEHL J, et al. Affordable flight demonstration of the GTX air-breathing SSTO vehicle concept [R]. NASA/TM-2003-212315.
- [8] KATO K, KANDA T, KUDO K, et al. Mach-8 tests of a combined-cycle engine combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1018-1022.
- [9] 黄生洪, 何国强, 何洪庆. 支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动 (I): 瞬时掺混燃烧流场的数值模

- 拟[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 160-165.
- [10] 黄生洪, 何洪庆, 何国强. 支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动(II): 二次燃烧及构型的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 259-264.
- [11] 石磊, 赵国军, 杨一言, 等. 中心支板式 RBCC 发动机引射模态流动与燃烧研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2292-2301.
- [12] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 引射/亚燃模态过渡点选择[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 500-505.
- [13] 何国强, 徐朝启, 秦飞, 等. 基于直扩流道构型的 RBCC 发动机亚燃模态高效燃烧组织研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1064-1070.
- [14] 徐朝启, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 发动机亚燃模态一次火箭引导燃烧的实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 567-572.
- [15] 魏祥庚, 秦飞, 石磊, 等. RBCC 用变工况气氧/煤油引射火箭发动机设计和试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(3): 558-564.
- [16] 董泽宇, 李大鹏, 王振国, 等. 燃油分配对引射模态下 RBCC 发动机的性能影响[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(4): 730-737.
- [17] 董泽宇, 李大鹏, 王振国. 基于分析法的 RBCC 引射模态能量利用规律[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1787-1792.
- [18] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于 RBCC 动力系统的思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.
- ZHANG M Z, LI B, WANG J, et al. Thinking about RBCC propulsion system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1): 1-7.
- [19] 张蒙正, 张玫, 严俊峰, 等. RBCC 动力系统工作模态问题[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 1-6.
- ZHANG M Z, ZHANG M, YAN J F, et al. Discussion about work modal of RBCC power system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 1-6.
- [20] 严俊峰, 张蒙正, 路媛媛. 基于分层燃烧的 RBCC 发动机热力循环浅析[J]. 火箭推进, 2017, 43(4): 29-33.
- YAN J F, ZHANG M Z, LU Y Y. Brief analysis on thermodynamic cycle of RBCC engine based on stratified combustion [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(4): 29-33.
- [21] 张留欢, 杜泉, 张蒙正. RBCC 发动机火箭-冲压模态理想热力循环优化分析[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 21-25.
- ZHANG L H, DU Q, ZHANG M Z. Optimum analysis on ideal thermodynamic cycle of RBCC engine at special rocket-ramjet mode [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 21-25.
- [22] 张留欢, 周建平, 杜泉, 等. RBCC 发动机热力/推进效率计算及影响因素研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(6): 31-35.
- ZHANG L H, ZHOU J P, DU Q, et al. Calculation and analysis on thermodynamic and propulsive efficiencies of RBCC engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(6): 31-35.
- [23] 刘昊, 王君, 张留欢. SMC 模式下 RBCC 发动机 4 Ma 工况性能仿真[J]. 火箭推进, 2021, 47(2): 27-31.
- LIU H, WANG J, ZHANG L H. Performance simulation of 4 Ma operating condition under SMC mode for RBCC engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(2): 27-31.
- [24] SMART M K. Advances on propulsion technology for high-speed aircraft[R]. RTO-EN-AVT-150.