

吸气式旋转爆震组合循环发动机性能

计自飞¹, 李天琦², 张会强²

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015; 2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要:提出一种基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机系统方案, 整体采用并联式布局, 可根据飞行器的工作条件在 3 种模式之间转换, 从而满足全速域、跨空间高超声速飞行器的动力需求。针对涡轮单元和冲压单元的性能特征, 提出一种等推力等流量模态转换策略, 进一步揭示了模态转换规律及过渡模态总体性能特征。结果表明: 旋转爆震技术的应用能够显著改善燃气涡轮发动机的高速性能以及冲压发动机的低速性能; 模式转换起始马赫数越高, 过渡模式比推力越小, 比冲越高。

关键词: 旋转爆震; 爆震推进; 组合循环发动机; 模式转换

中图分类号: V439 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2021)06-0086-07

Performance analysis of rotating detonative airbreathing combined cycle engine

Ji Zifei¹, Li Tianqi², Zhang Huiqiang²

(1. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;
2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: An over-under configuration of the rotating detonative airbreathing combined cycle engine is presented in this study. Two propulsion units are merged to achieve three different operating modes, which provides a favorable propulsion choice for advanced full range and trans-aerosphere hypersonic vehicles. Based on the steady state characteristics of turbine and ramjet units, a mode transition strategy with equal thrust and equal mass flowrate is proposed for the combined cycle engine, which further reveals the mode transition strategy and overall performance of the transition mode. The results indicate that the rotating detonation ramjet engine shows potential for improving the overall performance in low flight Mach number regime, and the rotating detonation turbojet engine shows potential for improving the overall performance in high flight Mach number regime. The higher the initial Mach number of mode transition, the lower the specific thrust and the higher the specific impulse during the transition mode.

Keywords: rotating detonation; detonative propulsion; airbreathing combined cycle engine; mode transition

0 引言

涡轮基组合循环发动机(TBCC)是最典型的吸气式组合循环发动机,在过去的几十年里,国内外学者通过理论分析、数值仿真以及整机和部件实验等手段开展了大量研究工作,并取得了一系列重要成果^[1-4]。然而,由于常规涡轮的高速性能以及常规冲压的低速性能均较差,常规 TBCC 发动机在模态转换期间存在“推力间隙”问题^[5-6]。为了解决上述问题,往往需要引入复杂系统或热力循环。西安航天动力研究所提出了预冷空气涡轮火箭发动机(PATR)方案^[7]。受压气机出口温度限制,常规的 ATR 发动机最高飞行马赫数仅为 3.5 左右^[8],PATR 发动机的进气道与压气机之间设置有预冷器,可降低高马赫数条件下压气机出口温度,从而具有更宽广的工作包线。北京动力机械研究所提出的涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(TRRE)则是通过将并联式 TBCC 发动机的冲压燃烧室替换为火箭冲压复合燃烧室来实现涡轮模态与冲压模态的平稳接力^[9]。英国反作用发动机公司的吸气火箭协同式发动机(SABRE)是一类特殊的预冷空气涡轮发动机,该发动机存在吸气和火箭两个工作模块,涉及液氮、氢、空气、富燃燃气等 4 种工质的循环,工作过程相当复杂^[10]。

旋转爆震是一种超声速增压燃烧方式,同时具有熵增小、反应强度高、放热速率快等优势,将爆震技术引入推进系统可显著提升发动机的推力和油耗特性,同时使得发动机结构更加紧凑^[11-13],因而,旋转爆震发动机是最具潜力的新型航空航天动力装置之一。旋转爆震技术在燃气涡轮发动机和冲压发动机等单一循环动力系统中应有的优势已得到验证,用基于旋转爆震的涡轮动力单元和冲压动力单元分别代替组合循环发动机中的常规涡轮动力单元和冲压动力单元,将可能在不增加系统和循环复杂度的条件下改善吸气式组合循环发动机在过渡模态的性能。然而,目前有关旋转爆震发动机的研究主要是针对单一循环方式,有关基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机的研究十分匮乏。

本文以吸气式组合循环发动机为研究对象,提出了一种基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机系统方案,能够充分发挥每种组成单元在不同飞行

条件下的性能优势,实现飞行器的全速域、跨空间的快速飞行。随后,建立了参数化总体性能分析模型,在此基础上研究了发动机在不同飞行参数下的总体性能特征。

1 数学物理模型

1.1 旋转爆震燃烧室低阶计算模型

旋转爆震过程具有显著的时空非定常效应,针对常规燃烧方式的低阶模型不再适用,建立连续旋转爆震过程的低阶模化方法,是开展旋转爆震发动机参数化总体性能分析的关键环节。旋转爆震燃烧室的典型二维流场结构如图 1 所示,其中的热力学过程可看作是旋转爆震过程紧跟着膨胀过程。在静止坐标系中,由于膨胀波的影响,爆震波前预混气具有一定的周向速度分量,因而,爆震波面并不与喷注面垂直。CJ 速度 v_{CJ} 与进气速度 v_{inj} 以及爆震波的周向传播速度 U_{CJ} 之间的关系可由图 1(b)所示的速度三角形表征。

对于旋转爆震过程,若来流参数 p_{inj} 、 T_{inj} 已知,利用 MATLAB 软件耦合 Shock and Detonation Tool Box 以及 CANTERA 软件基于一维 ZND 理论可以求解爆震波后参数 p_{CJ} 、 T_{CJ} 以及理论速度 v_{CJ} 。假定新鲜混合气等速进入燃烧室,则爆震波面与新鲜混气和产物的分界面垂直。Sichel 等基于特征线方法得到了在爆震波传播方向上距离其 x 处的压力与无量纲长度 ξ 的关系,其中 ξ 是位置坐标 x 与爆震波头的高度 h_{det} 的比值^[14]。本模型选用 Sichel 等^[14]的研究结论,结合一维 ZND 理论和爆震波后压力的衰减模型,可以得到喷注面的压力分布 $p(\theta)$ 。根据 $p(\theta)$ 可以得到进气区的范围 $\Delta\theta_{inj}$ 。燃烧室的压力从爆震波所处的角向位置 θ_{det} 开始沿周向衰减,在某一角向位置 θ_{inj} 处压力衰减到喷注总压 p_p ,可燃混气开始进入爆震室,从此处开始燃烧室压力等于新鲜混气的压力。相关研究表明,附体斜激波的强度较弱,由于斜激波造成的熵增相比于爆震过程的熵增非常小,同时,由斜激波造成的总压损失与加热造成的总压损失相比也非常小^[15],因此,爆震产物的膨胀过程可按照等熵过程处理^[16]。图 2 给出了根据本模型计算的燃烧室压力与角度坐标的函数关系和数值计算结果^[17-18]的对比情况,可见本模型的预测结果与数值仿真的结果吻合很好。

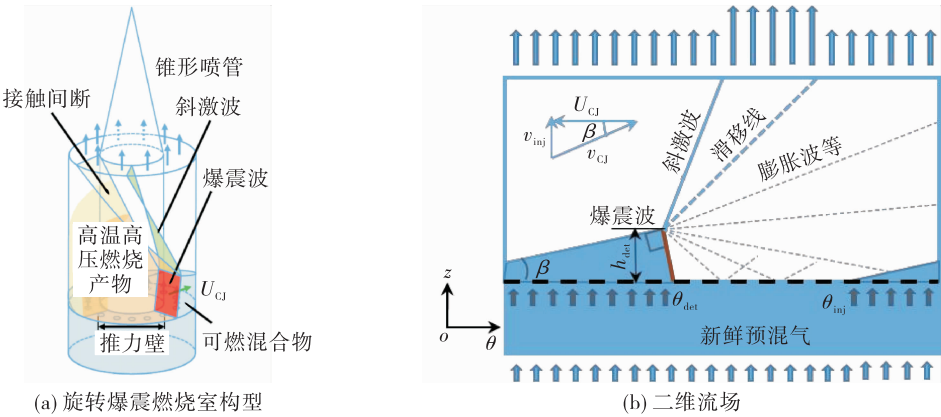


图 1 旋转爆震燃烧室典型流场示意图

Fig. 1 Schematic diagram of typical flow field in rotating detonation combustor

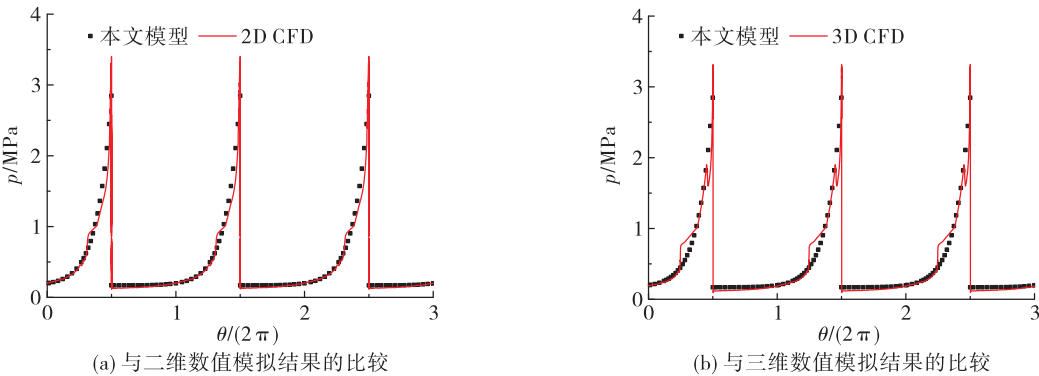


图 2 旋转爆震燃烧室低阶模型计算结果与数值模拟结果的比较

Fig. 2 Comparison of low-order model calculation results with numerical simulation results for rotating detonation combustor

对于进气道、压气机、涡轮、尾喷管中的气动热力过程采用常规航空燃气涡轮发动机的通用方法计算和分析,具体模型此处不再赘述。

1.2 系统布局与工作原理

涡轮基组合循环发动机的布局有串联式和并联式两种,由于串联式布局在单元匹配工作方面存在较大困难,本文选用并联布局。考虑到旋转爆震燃烧室的工作特性及其与进排气部件的匹配工作要求,本文提出一种基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机系统方案,如图 3 所示。整体采用双通道布局,旋转爆震冲压通道位于旋转爆震燃气涡轮通道的外侧,两个通道共用进气道和尾喷管膨胀段。在进气道部分设有模式选择阀,通过调节其位置可

以实现组合发动机在不同工作模式间的转换。在尾喷管部分设有尾喷管调节阀,通过调节该阀门的位置实现单元间的匹配工作。

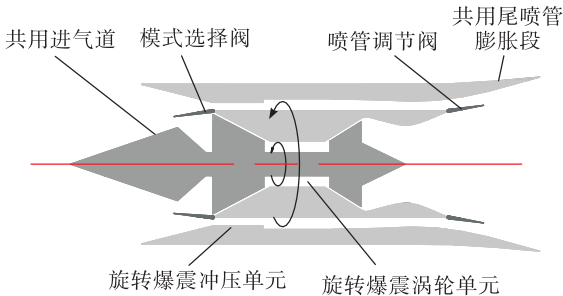


图 3 基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机系统方案
Fig. 3 Turbine-based combined cycle engine based on rotating detonation

根据高超声速飞行器在不同飞行条件下对动力系统的需求,该组合循环发动机可实现3种不同的工作模式:①涡轮模式,当飞行马赫数较低时,组合循环发动机以涡轮模式工作,如图4(a)所示,调节模式选择阀使得双通道均处于打开状态,然而仅有旋转爆震涡轮单元起动工作;②过渡模式,随着飞行马赫数的增大,涡轮单元的性能显著下降,当其推力难以满足飞行器需求时,冲压通道点火,此后涡轮单元的推力占比逐渐减小,直至完全关机,如图4(b)所示;③冲压模式,当飞行马赫数较高时,组合循环发动机以冲压模式工作,如图4(c)所示,调节模式选择阀使得涡轮单元通道处于关闭状态,仅冲压单元启动工作。

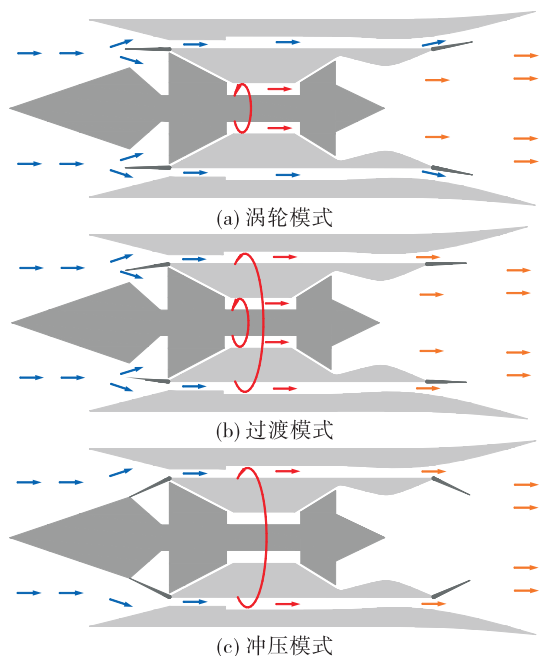


图4 组合循环发动机的工作模式

Fig. 4 Operating mode of combined cycle engine

2 结果与讨论

2.1 旋转爆震涡轮发动机总体性能特征

在前文建立的旋转爆震燃烧室低阶模型基础上可以建立旋转爆震涡轮发动机参数化总体性能分析模型。本节开展旋转爆震涡轮发动机与常规燃气涡轮发动机的性能比较,以验证旋转爆震技术在改善燃气涡轮发动机总体性能方面的优势。当

保持11 km的飞行高度时,循环参数($\pi_c = 10, T_4^* = 1800$ K)相同的旋转爆震涡轮发动机和常规燃气涡轮发动机的性能差异随飞行马赫数(Ma_0)的变化规律如图5所示。可见,随着 Ma_0 的增大,两类燃气涡轮发动机的比推力 F_s 和比冲 I_{sp} 均单调减小,且在宽广的 Ma_0 变化范围内,旋转爆震涡轮发动机的性能均具有显著优势。在相同的压缩部件增压比条件下,由于旋转爆震燃烧室的增压效应,旋转爆震涡轮发动机的等效总压比更高,这有助于提高循环热效率。根据燃气涡轮发动机原理,单位推力和比冲均与循环热效率正相关。因此,旋转爆震燃烧室的总压增益是导致两类燃气涡轮性能差异的根本原因。

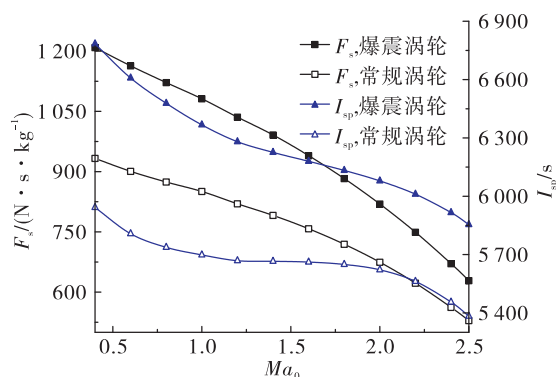


图5 旋转爆震涡轮发动机与常规涡轮发动机的性能比较

Fig. 5 Performance comparison between rotating detonation turbine engine and traditional turbine engine

同时,随着 Ma_0 的增大,旋转爆震涡轮发动机的比推力优势和比冲优势均单调减小,且比推力优势的变化趋势比比冲优势更为明显。比冲的变化规律由比推力、燃烧室当量比和内外流道混合比共同决定。当压气机增压比 π_c 和涡轮前温度 T_4^* 保持不变时,随着 Ma_0 的增大,燃烧室入口总温、总压增大,导致燃烧室当量比减小。此外,由于压气机出口空气总温随 Ma_0 的增大而增大,冷却能力下降,当 T_4^* 不变时,内外流道混合比增大。当量比和混合比随 Ma_0 的变化规律削弱了比推力对比冲的影响,最终使得比冲优势的变化幅度小于比推力。

2.2 旋转爆震冲压发动机总体性能特征

本节验证旋转爆震技术在改善冲压发动机总

体性能方面的优势。当进气道循环静温比 φ 和燃烧室出口温度 T_4^* 恒定时,旋转爆震冲压发动机与常规冲压发动机的性能差异随 Ma_0 的变化规律如图 6 所示。可见,随着 Ma_0 的增大,两类冲压发动机的比推力和比冲均先增大后减小,且比冲取最大值对应的 Ma_0 高于比推力最大对应的 Ma_0 。同时,在宽广的 Ma_0 变化范围内,旋转爆震冲压发动机的比冲具有显著优势,且随着 Ma_0 的增大,比冲优势单调减小。仅在低 Ma_0 条件下,旋转爆震冲压发动机的比推力才具有优势,随着 Ma_0 的增大,比推力优势单调减小直至消失。

当 T_4^* 不变时,导致两类发动机性能差异的原因有两方面:一是旋转爆震燃烧室与常规燃烧室增压比的差异;二是两类发动机当量比的差异。当 T_4^* 相同时,旋转爆震冲压发动机的当量比小于常规冲压发动机。由于这两个方面的差异均随着 Ma_0 的增大而减小,导致发动机性能指标的差异随着 Ma_0 的增大而减小。当 Ma_0 较低时,旋转爆震燃烧室的增压比显著高于常规燃烧室,因而,旋转爆震冲压发动机的比推力具有明显优势,随着 Ma_0 的增大,由于燃烧室入口静温升高,导致旋转爆震燃烧室的总压增益逐渐减小,当其不足以克服低当量比的影响时,旋转爆震冲压发动机的比推力优势消失。此外,从图 6 中可以明显看出,旋转爆震冲压发动机最大比推力对应的 Ma_0 小于常规冲压发动机,印证了旋转爆震技术能够有效改善冲压发动机的低速性能的结论。

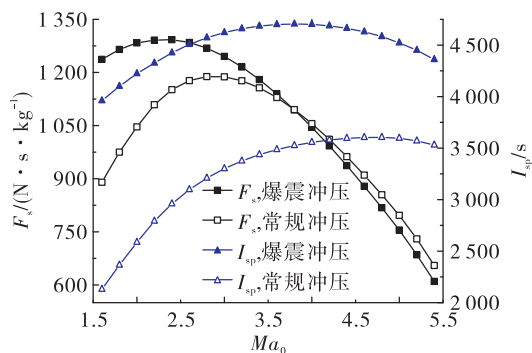


图 6 旋转爆震冲压发动机与常规冲压发动机的性能比较

Fig. 6 Performance comparison between rotating detonation ramjet engine and traditional ramjet engine

2.3 旋转爆震组合循环发动机总体性能特征

由 2.1 节和 2.2 节的结论可知,在 Ma_0 较低时,爆震涡轮模式的比推力和比冲均具有显著优势,随着 Ma_0 的增大,爆震涡轮模式的比推力优势逐渐被爆震冲压模式取代,然而,前者的比冲仍高于后者。若在某一固定马赫数下完成模态转换,模态转换马赫数过小,则比冲偏低,模态转换马赫数过大,则比推力偏小。考虑到上述问题,本文提出一种等推力等流量模态转换策略,即模态转换在一个速度区间内完成,在该区间内,组合发动机处于过渡工作模态,且推力和进气流量恒定。这种模态转换策略可兼顾涡轮单元比冲高和冲压单元比推力高的优势。按照等推力模态转换策略,在模态转换期间,通过调节涡轮单元和冲压单元的供油规律和喷管调节阀的位置,实现在模态转换期间推力和流量保持不变。定义涡轮通道的空气流量占组合循环发动机总进气流量的比例为流量分配系数,用符号 Λ 表示,其表达式为

$$\Lambda = \frac{F_{sr} - F_s}{F_{sr} - F_{st}} \quad (1)$$

式中 F_s 表示过渡模态比推力的设计值。

根据吸气式发动机比冲的定义,组合循环发动机在过渡模态的等效比冲可由 Λ 、涡轮单元比冲 I_{spt} 和冲压单元比冲 I_{spr} 表示为

$$I_{sp} = \frac{[F_{st}\Lambda + F_{st}(1-\Lambda)]I_{spt} - I_{spr}}{F_{st}\Lambda I_{spr} + F_{st}(1-\Lambda)I_{spt}} \quad (2)$$

不同飞行高度对应的旋转爆震组合循环发动机过渡模态性能特征如图 7 所示。可见,不同飞行高度条件下,相同的模式转换起始马赫数 (Ma_{t1}) 对应不同的终止马赫数 (Ma_{t2}), H 越大,过渡模式对应的速度区间越小。由于冲压模式的比推力随飞行高度 H 的变化不如涡轮模式显著,因而,相同 Ma_{t1} 对应的 Ma_{t2} 随 H 的增大而减小。从图 7 中可以看出, H 越大,相同 Ma_{t1} 对应的过渡模式的比推力越大。涡轮单元和冲压单元的比冲均随 H 的增大而增大,但是,涡轮单元流量占比 Λ 随 H 的增大而减小,在两者的共同作用下,在过渡模式的起始阶段,等效比冲几乎不随 H 而变化,如图 7(b) 所示。此外,由于 11 ~ 20 km 为标准大气的等温层,因此,发动机在 15 km 和 20 km 的性能非常接近。

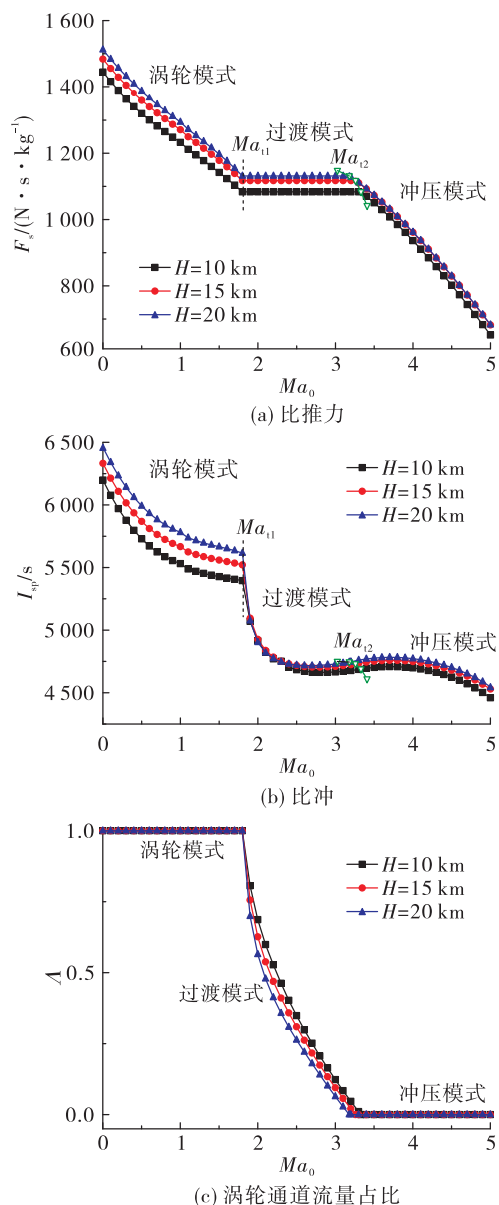


图7 定高巡航工况下 H 取值对组合循环发动机总体性能和进气道流量分配的影响

Fig. 7 Influence of H value on the overall performance of combined cycle engine and the inlet flow distribution under the constant height cruise condition

3 结论

通过热力循环分析方法研究了旋转爆震涡轮发动机和旋转爆震冲压发动机的总体性能特征,与相同使用条件的基于常规燃烧方式的发动机性能对比表明,在宽广的飞行马赫数范围内,旋转爆震涡轮发动机的比推力和比冲均有明显优势,且这些

优势随着 Ma_0 的增大而减小;在低 Ma_0 工况下,旋转爆震冲压发动机的比推力和比冲具有优势,随着 Ma_0 的增大,比推力优势逐渐减小直至消失。

建立了基于旋转爆震的涡轮基组合循环发动机参数化总体性能分析模型,针对爆震涡轮单元和爆震冲压单元的性能特征,提出一种等推力等流量模态转换策略,并研究了在定高巡航飞行方式下,模态转换对应的飞行马赫数范围以及过渡模态性能特征,结果表明,当模态转换起始马赫数相同时,模态转换终止马赫数随飞行高度的增大而减小;随着飞行高度的增大,相同 Ma_0 对应的比推力单调增大,涡轮单元流量占比单调减小,在过渡模式的起始阶段,等效比冲几乎不随高度而变化。

参考文献:

- [1] SNYDER L, ESCHER D, DEFRANCESCO R, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [2] DISSEL A F, KOTHARI A P, LEWIS M J. Investigation of two-stage-to-orbit airbreathing launch-vehicle configurations [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(3): 568-574.
- [3] GUO S, XU J L, MO J W, et al. Fluid-structure interaction study of the splitter plate in a TBCC exhaust system during mode transition phase [J]. Acta Astronautica, 2015, 112: 126-139.
- [4] 计自飞,王兵,张会强. 组合循环推进系统燃料消耗模型及优化分析[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2017, 57(5): 516-520.
- [5] 王兵,计自飞. 航空宇航推进理论[M]. 北京:科学出版社, 2018.
- [6] 邹正平,刘火星,唐海龙,等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [7] 朱岩,马元,张蒙正. 预冷空气涡轮火箭发动机氮循环系统的参数特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 2016-2024.
- [8] 李敬,赵巍,赵伟,等. 换热器预冷的空气涡轮火箭性能分析研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(2): 302-307.
- [9] 韦宝禧,凌文辉,江强,等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.

- [10] ZHANG J Q, WANG Z G, LI Q L. Thermodynamic efficiency analysis and cycle optimization of deeply precooled combined cycle engine in the air-breathing mode[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138:394-406.
- [11] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1125-1142.
- [12] JI Z F, ZHANG H Q, WANG B. Performance analysis of dual-duct rotating detonation aero-turbine engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92:806-819.
- [13] 计自飞, 张会强, 谢峤峰, 等. 连续旋转爆震涡轮发动机热力过程与性能分析[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2018, 58(10):899-905.
- [14] SICHEL M, FOSTER J C. The ground impulse generated by a plane fuel-air explosion with side relief[J]. *Acta Astronautica*, 1979, 6(3/4):243-256.
- [15] YI T H, LOU J, TURANGAN C, et al. Propulsive performance of a continuously rotating detonation engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1):171-181.
- [16] BRAUN E M, LU F K, WILSON D R, et al. Airbreathing rotating detonation wave engine cycle analysis[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1):201-208.
- [17] SCHWER D, KAILASANATH K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2):2195-2202.
- [18] SCHWER D, KAILASANATH K. Fluid dynamics of rotating detonation engines with hydrogen and hydrocarbon fuels[Z]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013.

~~~~~  
(上接第 61 页)

- [11] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的建模及特征研究[J]. *固体火箭技术*, 2006, 29(5):317-319.
- [12] 陈湘, 陈玉春, 屠秋野, 等. 空气涡轮火箭发动机的性能研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2009, 29(2):162-165.
- [13] MINATO R, HIGASHINO K, TANATSUGU N. Design and performance analysis of bio-ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [14] MIRANDA I R, FERNÁNDEZ VILLACÉ V, PANIAGUA G. Modeling, analysis and optimization of the air-turbo-rocket expander engine [C]//18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [15] PEEBLES C. Learning from experience: case studies of the hyper-X project[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [16] DAVIS M C, SIM A G, RHODE M, et al. Wind-tunnel results of the B-52B with the X-43A stack[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(4):871-877.