

文章编号: 1000-8055(2009)12-2756-07

基于推力连续准则的小型涡轮冲压组合 发动机模态转换过程分析

黄红超, 王占学, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于数值模拟方法开展了小型涡轮冲压组合发动机性能计算与匹配性分析, 给出了详细的性能计算流程、设计点参数确定准则和模态转换过程参数计算方法。根据涡喷发动机压气机进口、涡轮出口的总静压参数沿飞行轨迹的变化规律, 确定了涡轮模态向冲压模态转换的合理区间。根据冲压燃烧室进口参数和静压平衡等约束条件, 确定了小型涡轮冲压组合发动机关键截面几何参数。分析了不同的流量调节阀开度对模态转换过程参数变化的影响。按照推力连续的准则, 确定了模态转换过程流量调节阀开度随马赫数的变化规律。最后给出了沿飞行轨迹的涡轮冲压组合发动机推力、比冲和喷管喉道面积的变化。

关 键 词: 涡轮冲压组合发动机; 模态转换; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标识码: A

Analysis of mode transition with thrust smoothing of small turbine/ramjet combined cycle engine

HUANG Hong-chao, WANG Zhan-xue, CAI Yuan-hu

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The goal of this study is to establish mathematical model for computing performance and analyzing the thermodynamic parameters variation of turbine/ramjet combined cycle engine during mode transition. Firstly, the computed flow charts of performance and thermodynamic parameters of combined engine, and the criteria of determining design parameters of combined engine were given. Secondly, according to computed performance and thermodynamic parameters along flight trajectory and design limitations, such as the Mach number at ramjet burner entrance < 0.3 , the reasonable mode transition periods were optimized, and geometry parameters of critical section were given. Thirdly, the effects of opening area of mode transition valve on thermodynamic parameters, especially the relations of total and static pressure, were analyzed. The quantitative opening area of mode transition valve along flight trajectory were given for satisfying the criteria of thrust smoothing. At last, the thrust and specific impulse of turbine/ramjet combined cycle engine were calculated along flight trajectory.

Key words: turbine/ramjet combined cycle engine; mode transition;
numerical simulation

收稿日期: 2008-12-10; **修订日期:** 2009-02-21

基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划

作者简介: 黄红超(1973-), 男, 四川邻水人, 博士生, 主要从事航空发动机总体设计和试验技术研究。

不同的推进系统都有各自最优的工作范围限制,决定了不同类型的飞行器必须采用不同类型的发动机.对于飞行包线范围非常宽的高速远程飞行器来说,还没有一种吸气式发动机能独立完成推进任务,必须采用组合的吸气式推进系统^[1-2].对飞行马赫数在 4~6 范围内的高速飞行器,比较可行的两种组合方式是火箭/冲压发动机(RRE)的组合,以及涡轮/冲压发动机(TRE)的组合.虽然火箭具有很好的加速性,但是火箭的比冲和航程参数较小,因此,火箭/冲压发动机的组合动力不能满足高速飞行器远程飞行的要求.由于涡轮发动机在低马赫数的比冲高、航程参数大的特点,涡轮/冲压发动机的组合在满足飞行器远程、高速方面具有明显的优势.基于目前的亚燃冲压发动机技术,采用涡轮/冲压发动机为动力的飞行器最大飞行马赫数可以达到 5 以上.当超燃冲压发动机技术有了实质性的突破以后,采用涡轮/冲压(亚、超燃)组合发动机,可以将飞行器的飞行马赫数提高到 8 以上^[3].

基于远程高速飞行器对涡轮基组合动力的需求,本文开展了小型涡轮冲压组合发动机设计技术研究,发展了串联式涡轮冲压组合发动机性能计算模型,分析了沿飞行轨迹的涡轮、冲压发动机的参数变化规律,基于沿飞行轨迹的热力参数变化规律,确定了涡轮冲压模态转换区间.基于推力连续的准则,计算分析了涡轮冲压组合发动机模态转换过程性能和调节参数沿飞行轨迹的变化.

1 涡轮冲压组合发动机性能计算方法

1.1 涡轮冲压组合发动机布局

从结构布局来考虑,涡轮和冲压发动机主要有两种组合方式.第一种是串联布局,另一种是并联式布局.串联式布局方式,结构紧凑,附加阻力小,但是,由于这种结构采用加力/冲压燃烧室共用模式,因此,在模态转换过程,如何保证燃料在加力/冲压燃烧室稳定燃烧,如何防止气流从冲压管道回流,如何防止涡轮发动机出现气动不稳定等问题,使得从涡轮模态向冲压模态及冲压模态向涡轮模态转换成为这一布局的最大技术难点.并联式布局方式,迎风面积大,但这种排列能够很大程度避免串联布局结构所引起的模态转换对发动机稳定工作影响的难题^[4].

本文主要是针对串联的小型涡轮冲压组合发动机性能和调节参数变化规律进行研究.结合串

联式涡轮冲压组合发动机的工作特点,确定的串联式涡轮冲压组合发动机总体计算流程如图 1 所示.

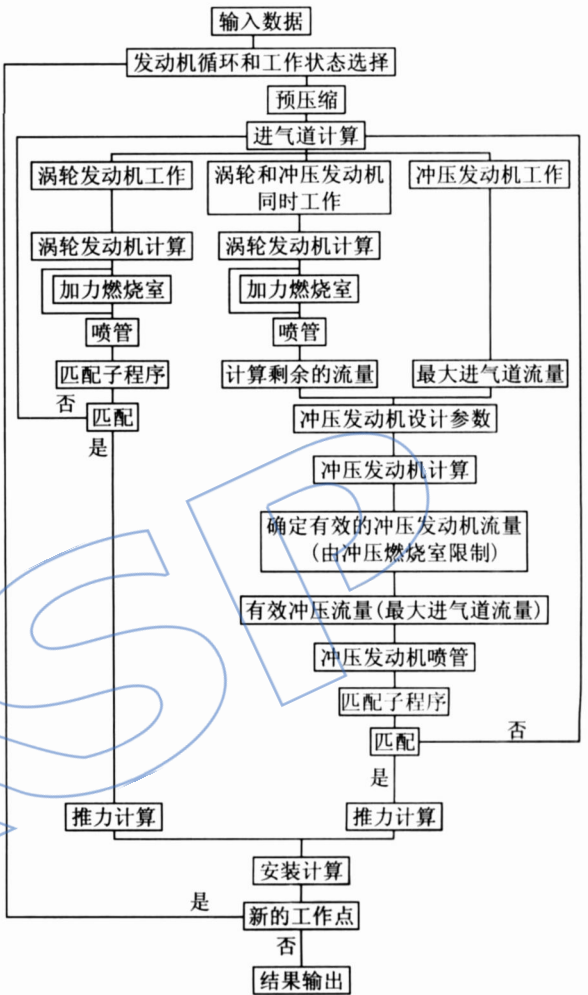


图 1 涡轮冲压组合发动机性能模拟计算流程

Fig. 1 Chart of computing performance of turbine/ramjet combined cycle engine

1.2 涡轮冲压组合发动机设计参数确定准则

在串联式涡轮冲压组合发动机中,冲压发动机涵道作为涡轮发动机外涵道的一部分.同时,冲压发动机的燃烧室与涡轮发动机的加力燃烧室共用,如图 2 所示,因此,决定了串联组合方式下冲压发动机的设计参数确定准则比单一的冲压发动



图 2 串联式涡轮冲压组合发动机

Fig. 2 Sketch of tandem turbojet/ramjet combined cycle engine

机设计参数确定准则更复杂.因此,在确定涡轮和冲压发动机设计参数时,不仅需要满足常规涡轮发动机和冲压发动机设计参数确定准则,而且还需要综合考虑涡轮发动机、冲压发动机甚至是进气道、排气喷管等多个模块的相互耦合的影响.

对涡轮发动机来说,其主要设计参数为:涵道比(涡扇发动机)、增压比、涡轮前温度.当接通加力时,加力温度也是一项主要设计参数^[5-6].对冲压发动机来说,确定其设计参数时需要考虑的因素包括:①设计点冲压/加力燃烧室进口马赫数不应太高,本研究冲压/加力燃烧室进口马赫数小于0.3;②考虑在模态转换过程,涡轮发动机和冲压发动机同时工作,为防止外涵道回流现象发生,涡轮发动机出口和冲压涵道出口静压需保持平衡;③在任何工作状态,冲压发动机涵道出口马赫数不应大于1.0,在涡轮发动机外型尺寸确定的前提下,这一限制条件决定了冲压发动机涵道的面积;④设计点,冲压发动机进气道、燃烧室、喷管三者的面积比应该满足

$$\frac{A_0}{A_6} = \sigma_n \cdot \sigma_{\text{diff}} \cdot \frac{q(\lambda_6)}{q(\lambda_0)}, \quad \frac{A_8}{A_6} = \frac{\sqrt{\delta}}{\sigma_c \cdot \sigma_n} \cdot q(\lambda_6)$$

1.3 涡轮冲压组合发动机模态转换过程参数计算方法

模态转换过程是涡轮发动机和冲压发动机同时工作的过程,此时,流过涡轮涵道的燃气流和流过冲压涵道的纯空气流在冲压/加力燃烧室前的混合段进行混合.在这一模态转换区间,必须保证涡轮发动机的工作状态不受影响.另外,还必须保证混合段进口的涡轮涵道和冲压涵道的压力平衡关系.在模态转换过程热力循环参数和性能计算步骤为:

- 1) 根据模态转换区间的高度、马赫数和给定的涡喷发动机控制规律,基于部件匹配关系,计算涡轮发动机热力循环参数;
- 2) 根据涡轮发动机涡轮出口的静压和进气道出口的总压,计算冲压涵道出口的速度;
- 3) 根据流量调节阀的开度和计算得到的冲压涵道出口速度,计算流过冲压涵道的纯空气流量;
- 4) 根据涡轮发动机涡轮出口参数和冲压涵道出口参数,计算混合段出口参数;
- 5) 根据混合段出口参数和冲压/加力燃烧室供油规律,根据冲压/加力燃烧室和喷管出口参数计算方法,得到冲压/加力燃烧室出口参数和喷管

出口参数,并计算模态转换过程组合发动机的性能参数.

2 计算结果与分析

本文以文献[7]给出的小型涡喷发动机为基础组合成小型串联式的涡轮冲压组合发动机.基于上述参数确定准则和性能计算流程,计算分析了小型涡轮冲压组合发动机沿飞行轨迹的参数变化规律和保持推力连续前提下的模态转换过程参数调节规律.其中,飞行轨迹参考文献[6]给出的STARRUNNER概念机的沿等动压飞行轨迹,在计算时选取动压为100 kPa等 q 线进行计算分析.

图3和图4给出了某小型涡喷发动机加力状态推力和比冲沿飞行轨迹的变化.沿飞行轨迹推力减小的原因是:由于该发动机的压气机出口温度限制,在给定的计算范围,压气机出口温度一直保持最大温度限制值,也就是说,在这一给定的飞行轨迹,实际发动机的控制是保持压气机出口温

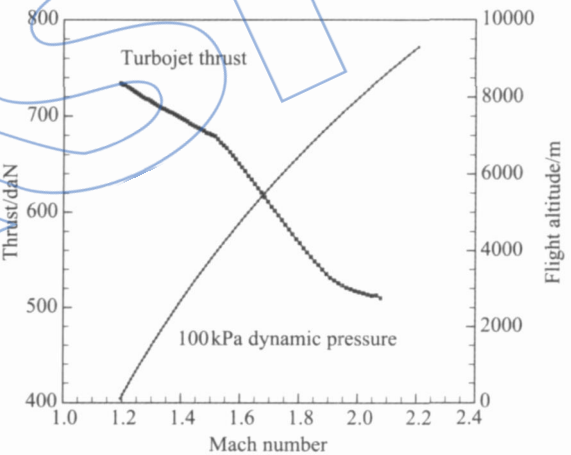


图3 沿飞行轨迹涡喷发动机推力变化
Fig. 3 Thrust of turbojet along flight trajectory

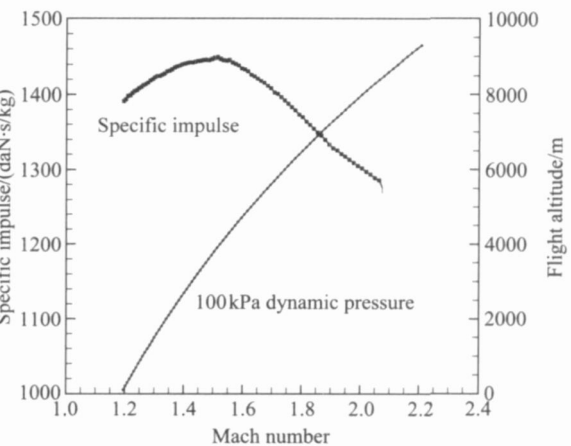


图4 沿飞行轨迹涡喷发动机比冲变化
Fig. 4 Specific impulse of turbojet along flight trajectory

度不超限,沿飞行轨迹,压气机进口温度是逐渐增加的,相应的压气机出口超温程度越严重,因此,沿给定的飞行轨迹,必须降低发动机供油量,发动机推力逐渐降低。

图 5 和图 6 给出了沿飞行轨迹发动机关键截面总温及总、静压的变化。可以看出,沿给定的飞行轨迹,压气机进口的总压、静压呈现出先减小后增加的趋势,而涡轮出口的总、静压则呈现出逐渐减小的趋势。这里,我们必须注意的是,当马赫数低于某一马赫数时,涡轮出口的总、静压明显高于压气机进口的总、静压。只有当马赫数增加到某一马赫数时,才会出现压气机进口总、静压大于涡轮出口总、静压。正是由于这两个关键截面压力的上述变化规律,才使得在进行涡轮发动机和冲压发动机匹配时必须仔细考虑从涡轮模态向冲压模态转换时的压力是否平衡、是否会出现回流、压气机

工作是否稳定、冲压/加力燃烧室是否能够稳定燃烧等诸多问题。

在对沿飞行轨迹小型涡喷发动机性能和热力循环参数变化规律分析的基础上,需要重点对涡轮冲压组合发动机匹配性进行分析。而涡轮冲压组合发动机匹配性分析的前提是准确确定涡轮冲压组合发动机的涡轮工作模态向冲压工作模态转换的飞行马赫数。因此,有必要对图 6 进行仔细分析。

从图 6 可以看出,沿给定的飞行轨迹,随飞行马赫数的增加,涡轮出口总压、静压逐渐降低,压气机进口(进气道出口)总压、静压逐渐增加,就本文给定的飞行轨迹而言,当马赫数小于 1.63 时(对应高度 5 000 m),涡轮出口静压大于压气机进口(进气道出口)总压,若在此工作阶段打开如图 7(本文设想的涡轮冲压组合发动机布局方式)所示的冲压涵道上的流量调节阀,则涡轮后的高温燃气会经过冲压涵道回流到压气机进口,即形成了燃气倒流现象。因此,为防止模态转换起始阶段出现燃气倒流现象,必须准确确定沿飞行轨迹的最小模态转换马赫数。

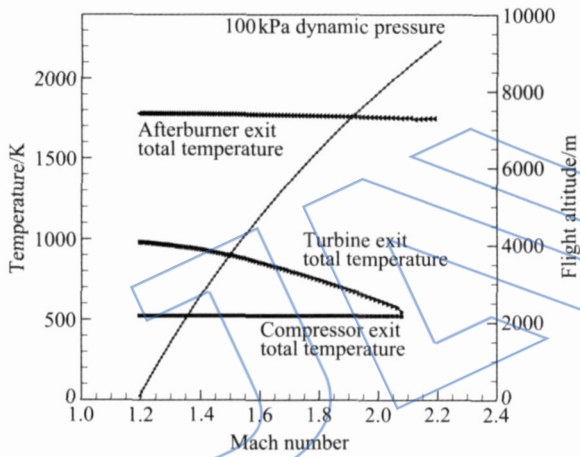


图 5 沿飞行轨迹涡喷发动机关键截面温度变化
Fig. 5 Temperature at several inside stations of turbojet along flight trajectory

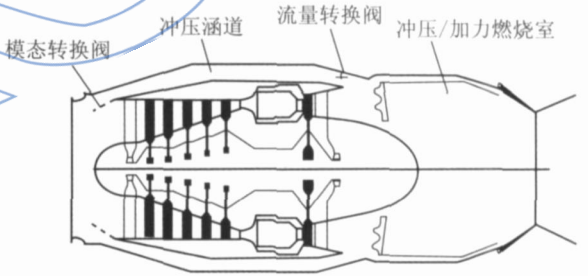


图 7 涡轮冲压组合发动机结构

Fig. 7 Sketchy structure of turbojet/ramjet combined cycle engine

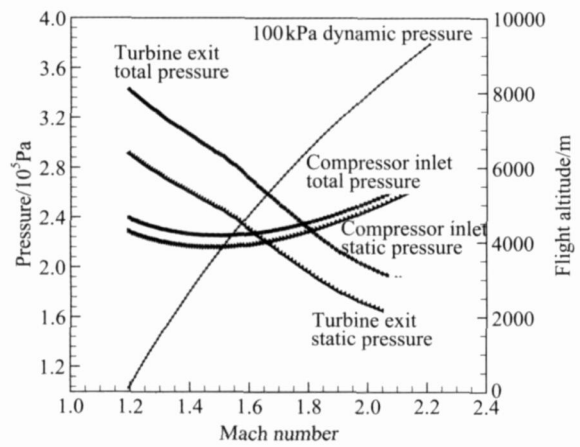


图 6 沿飞行轨迹涡喷发动机关键截面压力变化
Fig. 6 Perssure at several inside stations of turbojet along flight trajectory

根据涡轮涵道和冲压涵道的静压平衡关系,随飞行马赫数的增加,压气机进口(进气道出口)的总压逐渐增加到大于涡轮出口静压时,冲压涵道的气流从前至后的流动就会建立起来,此时,流量调节阀的开度起到控制冲压涵道流量的作用,即通过控制流量调节阀的开度,控制冲压涵道的流量,实现模态转换过程关键性能参数的连续变化(如保证推力或流量的连续变化)。

根据部件匹配关系,为保证模态转换过程涡轮发动机的部件平衡工作关系不受影响,在冲压涵道阀门打开时,应该预打开喷管喉道面积,保证涡轮涵道和冲压涵道的气流能够通过喷管而不至于发生堵塞现象。

为防止冲压涵道出现气流堵塞,冲压涵道的几何尺寸的确定应该是保证在飞行轨迹的任一工作点冲压涵道的最小几何截面处的马赫数不大于 1.0.

为使涡轮发动机能够在模态转换结束时平稳退出工作,在模态转换过程,应逐渐减小涡轮发动机主燃烧室供油量,降低发动机转子转速,直至涡轮发动机处于慢车状态,使涡喷发动机退出工作.

因此,模态转换过程是涡轮冲压组合发动机最为关键的工作过程,在这一工作过程,必须防止燃气倒流,保证涡轮发动机平稳工作,以及涡轮发动机能够平稳退出工作状态.

就本文所给定的 100 kPa 等动压飞行轨迹,根据图 6 给出的压气机进口(进气道出口)和涡轮出口的总、静压计算结果分析,可以看到,当马赫数达到 1.63 时,压气机进口(进气道出口)总压大于涡轮出口静压,因此,模态转换区间的最小马赫数不应低于 1.63(对应高度 5000 m).考虑到气流在冲压涵道的流动损失,确定模态转换区间的最小马赫数为 1.65(对应高度 5200 m).而最大马赫数的确定则是根据现有涡轮发动机的极限工作能力确定的.由于受压气机出口温度的限制,当马赫数达到 2.08(对应高度 8500 m),最大状态涡轮发动机的推力已经接近零,此时,燃烧室进出口温度基本相等,基于现有涡轮发动机的工作极限考虑,确定模态转换区间的最大马赫数为 2.0(对应高度 8000 m),并且涡轮发动机始终以加力状态工作.

根据上述分析分析及现有的某小型涡喷发动机几何参数,确定涡轮冲压组合发动机的关键几何参数为:

- 1) 涡轮发动机最大截面直径 330 mm,则对应的冲压涵道最大截面直径必须大于 330 mm,根据模态转换过程静压平衡条件和加力冲压燃烧室进口参数条件,可以计算出冲压涵道外壁最大截面内径最小值为 385 mm,本文计算中取 390 mm;
- 2) 涡轮出口直径为 294 mm,混合器进口直径不小于 294 mm;
- 3) 尾喷管喉道面积可调,以保证模态转换过程平稳实现.

在初步确定了涡轮冲压组合发动机的关键几何参数后,有必要分析沿飞行轨迹的涡轮冲压组合发动机气动热力循环参数的变化,尤其是模态转换过程的参数变化.本研究在计算分析涡轮冲压组合发动机模态转换过程的参数变化时,采用

了保持推力基本连续变化的控制准则.

图 8 给出了沿飞行轨迹的涡轮和冲压发动机的推力,马赫数为 1.65 时,涡轮发动机的推力是 630 daN,马赫数为 2.0 时,冲压发动机推力是 855 daN.因此,如果保持模态转换过程推力的连续变化,必须通过调节流量调节阀和喷管喉道面积实现推力从 630 daN 向 855 daN 的平稳过渡.

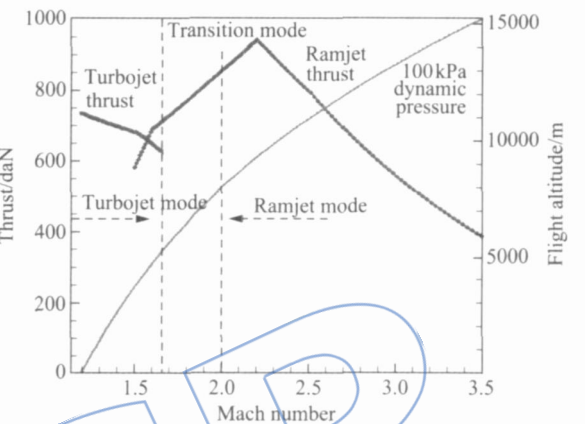


图 8 沿飞行轨迹涡轮和冲压发动机推力

Fig.8 Thrust of turbojet and ramjet along flight trajectory

为确定实现推力平稳过渡的流量调节阀开度,图 9 给出了不同流量调节阀开度(对应冲压涵道出口截面积)时组合发动机的推力.可以看出,不同的流量调节阀开度所对应的推力是不同的.因此,正如前面的分析,通过调节流量调节阀开度,可以实现从涡轮模态向冲压模态的平稳过渡.经过大量的数值计算分析,最终确定模态转换区间流量调节阀的开度(冲压涵道出口面积)变化规律如图 10 所示.根据这一控制规律,可以实现从涡轮模态向冲压模态推力的平稳过渡,如图 11 所示.

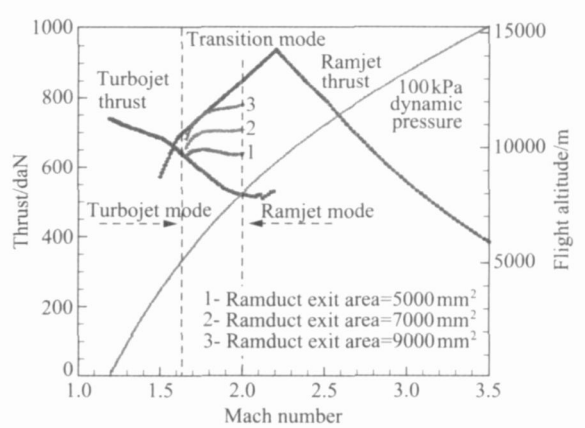


图 9 不同调节阀开度(冲压涵道面积)时的推力

Fig.9 Effect of opening area of mode transition valve on transition thrust

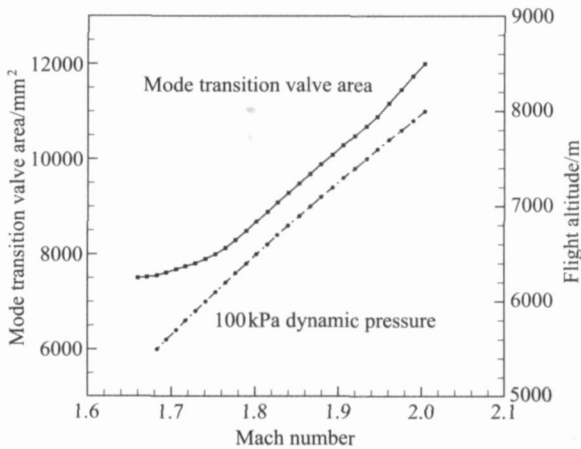


图 10 模态转换区间调节阀开度变化规律
Fig. 10 Opening area of mode transition valve along flight trajectory

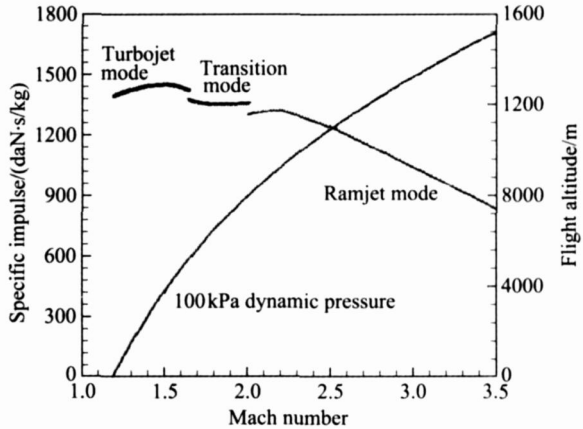


图 12 沿飞行轨迹涡轮冲压组合发动机比冲变化
Fig. 12 Specific impulse of turbojet/ramjet combined cycle engine along flight trajectory

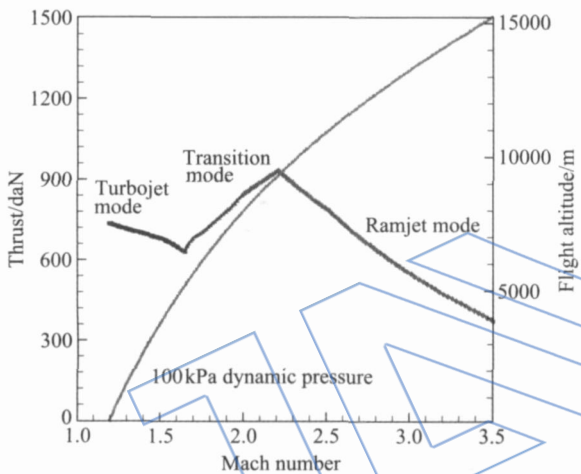


图 11 沿飞行轨迹涡轮冲压组合发动机推力变化
Fig. 11 Thrust of turbojet/ramjet combined cycle engine along flight trajectory

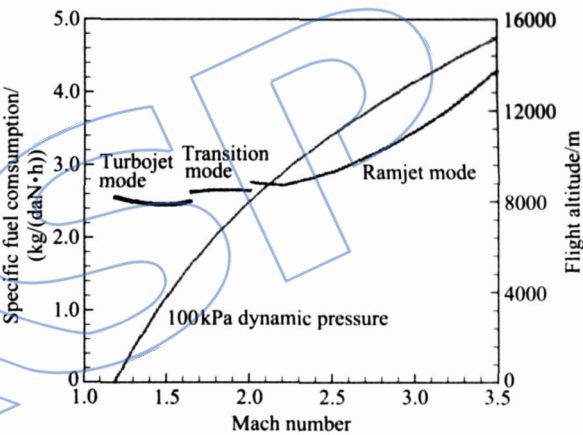


图 13 沿飞行轨迹涡轮冲压组合发动机耗油率变化
Fig. 13 Specific fuel consumption of turbojet/ramjet combined cycle engine along flight trajectory

与推力变化相对应的是比冲和耗油率变化规律,图 12 给出了涡轮冲压组合发动机比冲沿飞行轨迹的变化,图 13 给出了涡轮冲压组合发动机耗油率沿飞行轨迹的变化。

与沿飞行轨迹涡轮冲压组合发动机推力的连续变化不同的是,比冲和耗油率的变化在模态转换的起始和结束点出现了不连续的现象,这也意味着燃料消耗量的不连续变化。而引起燃油量不连续变化的原因是,本文计算涡轮冲压组合发动机性能是通过控制冲压/加力燃烧室的当量比来控制供油量的。因此,引起上述诸多参数的不连续变化的原因应该是流过涡轮冲压组合发动机的空气流量的不连续变化。从图 14 给出的沿飞行轨迹空气流量可以看出,在涡轮发动机工作模态,沿飞行轨迹发动机吸入的空气流量是逐渐减少的。而

在冲压发动机工作模态,当马赫数小于 2.2 时,沿飞行轨迹流入发动机的空气流量是增加的,而当马赫数大于 2.2 时,由于受进气道限制(冲压发动机进气道设计马赫数为 2.2),流过发动机的流量是减少的。在模态转换阶段,由于流量调节阀的逐渐开大,空气流量(涡轮涵道 + 冲压涵道)是逐渐增加的。在从涡轮模态向冲压模态转换的起始点,由于冲压涵道有空气流过,涡轮涵道的燃气流和冲压涵道的空气流在涡轮后的混合段混合必然引起掺混损失,使发动机推力降低,因此,为保证推力的连续变化,冲压涵道的流量会有一个突然增加的过程,产生了模态转换起始段流量的不连续。从涡轮冲压共同工作模态向冲压模态转换时的不连续则是由于涡轮发动机在此时仍然产生推力,与涡轮发动机完全不工作时相比,相同的空气流量流过冲压燃烧室所产生的推力大,为保证推力的连续变化,则在模态转换结束点流过涡轮涵道

的燃气和冲压涵道的空气之和应该小于涡轮发动机不工作时流过冲压涵道的流量,因此,在模态转换结束段也产生了推力不连续.正是由于为保证模态转换段推力的连续变化,使得流过发动机的空气流量不连续变化,同时由于控制当量比等于常数的假设,使得冲压/加力燃烧室的供油量、比冲、耗油率的不连续变化.

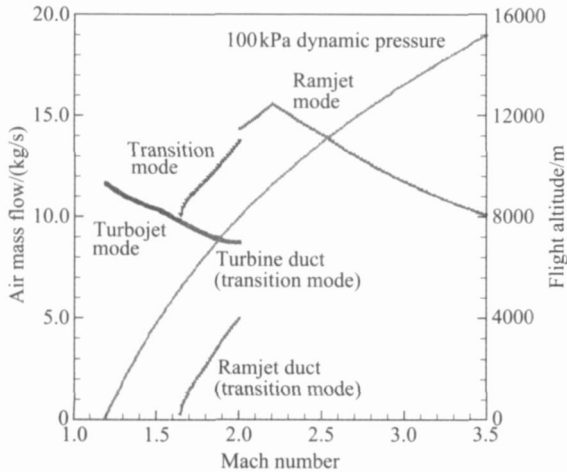


图 14 沿飞行轨迹涡轮冲压组合发动机空气流量变化

Fig. 14 Air mass flow of turbojet/ramjet combined cycle engine along flight trajectory

为保证涡轮冲压组合发动机模态转换的平稳实现,相应的关键截面几何的调节也是必须清楚的.图 15 给出了为保证模态转换的平稳实现,涡轮冲压组合发动机喷管喉道面积的变化规律.可以看出,与流过涡轮冲压组合发动机空气流量的变化规律是一致的,喷管喉道面积在模态转换的起始点也出现不连续变化的现象,即在打开流量调节阀之前,必须预打开喷管喉道到所要求的面积.在模态转换阶段,随着总的空气流量增加,喷

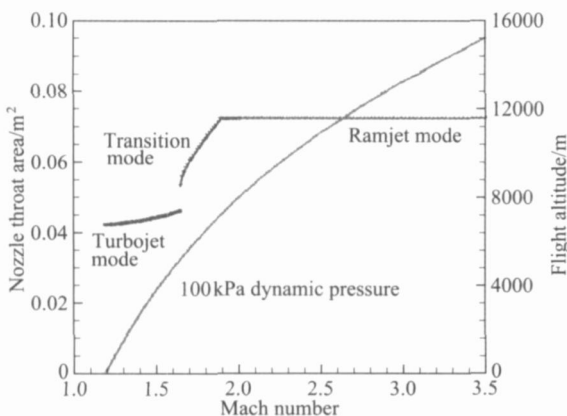


图 15 沿飞行轨迹组合发动机喷管喉部面积变化

Fig. 15 Nozzle throat area of turbojet/ramjet combined cycle engine along flight trajectory

管喉道面积逐渐增加,当喷管喉道面积增加到冲压发动机的最大喉道面积时,则保持此面积不变.

3 结 论

本文基于文献[7]给出的小型涡喷发动机,开展了小型涡轮冲压组合发动机性能计算与匹配性分析.给出了涡轮冲压组合发动机详细的性能计算流程、设计点参数确定准则和涡轮冲压组合发动机模态转换过程参数计算方法.沿给定的飞行轨迹,计算分析了加力状态涡喷发动机的性能和热力循环参数变化规律,特别是涡喷发动机压气机进口、涡轮出口的总静压参数沿飞行轨迹的变化.根据涡喷发动机压气机进口、涡轮出口的总静压参数沿飞行轨迹的变化规律,确定了涡轮模态向冲压模态转换的合理区间.根据冲压发动机燃烧室进口参数和静压平衡等约束条件,确定了小型涡轮冲压组合发动机关键截面几何参数.分析了不同的流量调节阀开度对模态转换过程参数变化规律的影响.按照模态转换过程保持推力连续的准则,确定了模态转换过程的流量调节阀开度随马赫数的变化规律.最后给出了沿飞行轨迹的涡轮冲压组合发动机推力、比冲和喷管喉道面积的变化.

参考文献:

- [1] Eklund D R. A turbine-based combined cycle solution for responsive space access[R]. AIAA 2005-4186, 2005.
- [2] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [R]. AIAA 2005-3250, 2005.
- [3] Messersmith D N. Future high Mach propulsion [R]. AIAA 2003-2613, 2003.
- [4] Bartolotta P A. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access [R]. AIAA 2003-6943, 2003.
- [5] 朱大明, 陈敏. 高超声速涡轮/冲压组合发动机方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 263-266.
ZHU Daming, CHEN Min. Over-under concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 263-266. (in Chinese)
- [6] 王占学. 空天飞机/吸气式推进系统一体化性能模拟[J]. 推进技术, 1999, 20(6): 70-74.
WANG Zhanxue. Simulation of integrated performance of aerospace plane/air-breathing propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(6): 70-74. (in Chinese)
- [7] Rodgers C. Advances in small turbopropulsion engine technology[R]. AIAA 97-3289, 1997.