

文章编号:1674-8190(2013)02-204-07

超燃冲压发动机流量匹配的临界流量法

李 舫, 陈玉春, 黄 兴, 李 洁, 王晓东

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了使用基于积分方程的超燃冲压发动机性能计算模型模拟跨燃、亚燃工作模态,用临界流量法建立用于表征燃烧室热壅塞程度的残差方程,并以隔离段出口静压为独立变量,通过牛顿迭代法迭代求解残差方程,模拟了燃烧室内存在临界截面(即喉道)但不出现热壅塞的实际跨燃、亚燃工作状态。结果表明:该方法能够确定有喉道的超燃冲压发动机燃烧室一维参数分布,并具有计算精度高、计算速度快、收敛性好等优点,可以为基于积分方程的超燃冲压发动机性能计算模型求解提供一定的参考。

关键词: 双模态超燃冲压发动机; 隔离段; 燃烧室; 流量匹配; 临界流量法

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

Model Critical Mass Flow Method Based on Flow Matching of Scramjet

Li Bo, Chen Yuchun, Huang Xing, Li Jie, Wang Xiaodong

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to simulate the transonic and subsonic modes using the scramjet engine performance computational model which based on the integral equations, the residual equation is established by critical mass flow method with an independent variable of static pressure at the outlet of isolator. This equation which expresses the extent of thermal chock is iterated by Newton-Raphson method to simulate the working condition of the transonic and subsonic modes on which there is a critical cross-section and no thermal chocks, i. e. a thermal throat, in the combustor. The results show that the distribution of one-dimension parameters with a thermal throat in the combustor can be simulated with this method. Meanwhile, this method is of high accuracy, fast computing speed and good convergence. It contributes much to the solving of the scramjet engine performance computational model.

Key words: dual-mode scramjet; isolator; combustor; matching of mass flow; critical mass flow method

0 引 言

一维(1D)超燃冲压发动机总体性能模拟技术是分析发动机部件匹配工作机理、工作模态、模态转换的重要工具,也是发动机控制规律研究、特性计算和方案设计的基础。在开发一维超燃冲压发动机总体性能计算程序的过程中,遇到的一个主要的困难是跨燃/亚燃模态的工作模态捕捉、喉道位置确定和总体性能计算。目前国外已经开发出的

许多一维超燃冲压发动机总体性能计算程序中只有少数能够完成转模态性能计算,而且均不公开源代码^[1-6]。国内目前应用最为广泛的一维计算模型是将流量连续方程、动量守恒方程以及能量守恒方程应用于一维微元控制体,推导出描述超燃冲压发动机的隔离段和燃烧室的一维微分方程组^[1]。但是基于一维微分方程组的计算模型存在一些不足之处,尤其是在热力学喉道处,微分形式的流量方程奇异,即出现0/0的不定式,热力学喉道处及附近的高精度数值计算难以完成^[2,7-8]。

为了在燃烧室出现喉道的模态下求解基于积分方程的一维超燃冲压发动机总体性能模型,经过

收稿日期:2012-07-11; 修回日期:2012-09-19

通信作者:李舫,bbreborn@mail.nwpu.edu.cn

对隔离段与燃烧室共同工作机理的理论分析,提出临界流量法以求解热力学喉道和隔离段出口流量平衡,并编制相应的计算程序。

1 一维性能计算模型

1.1 基于积分方程的性能计算模型

尝试采用基于控制体的零维(0D)积分方程来进行隔离段和燃烧室一维计算,定义控制体进口为*i*,出口为*e*,基于控制体的0D积分形式的流量连续方程、动量守恒方程和能量平衡方程为

$$\frac{p_e}{R_e T_e} v_e A_e = \frac{p_i}{R_i T_i} v_i A_i + \Delta w \quad (1)$$

$$w_e v_e + p_e A_e = w_i v_i + p_i A_i + p_m \cdot (A_e - A_i) + \Delta I \quad (2)$$

$$w_e (H_e + v_e^2/2) = w_i (H_i + v_i^2/2) + \Delta H \quad (3)$$

式中: p 为静压; v 为速度; T 为静温; R 为气体常数; A 为流道面积; H 为静焓; p_m 为控制体内静压的平均值,在计算步长较小时,可以取 $p_m = 0.5(p_i + p_e)$; w 为质量流量; Δw 为质量流量增量(供油量、漏气等引起); ΔI 为动量增量; H 为静焓; ΔH 为能量增量(燃料释放的热量、壁面传热等引起)。

Δw 、 ΔH 、 ΔI 可以通过燃油雾化蒸发模型、化学动力学平衡模型、磨擦模型,由控制体进口计算获得,也可使用工程估算方法获得。

对于有磨擦、变截面、热交换的管流,上述三个主方程并不封闭,需要针对不同的发动机部件或工作模态,补充一个控制方程使方程组封闭,才能求解。

(1) 未分离区域补充方程

未分离区域,给定的内流道面积即是一个补充方程: $A_e = A(x)$ 。其中, $A(x)$ 是给定的流道面积分布。

(2) 燃烧室分离区补充方程

目前针对分离区的一维计算,通常都是在假设分离区静压分布的基础上进行计算,主要假设有两种^[1],即等静压假设 p (常数)和给定静压分布 $p A \epsilon^{\frac{1}{\gamma}}$ (常数),其中 ϵ 为表征燃烧室静压变化的因子,计算方法不在本文研究范围内。为便于计算,采用前者作为补充方程。

1.2 跨燃/亚燃工作模态描述

在跨燃/亚燃模态,由附面层在反压作用下分离并在隔离段内形成激波链^[9-10],分离的附面层在燃烧室内重新贴壁。将燃烧室中附面层分离的部分叫做分离区,未分离的部分叫做贴壁区,分离区与贴壁区的计算方法不同。

1.2.1 分离区

联立式(1)~式(3),结合等压假设得到分离区计算方程组

$$v_e = \frac{w_i}{w_i + \Delta w} \cdot v_i + \frac{\Delta I}{w_i + \Delta w} \quad (4)$$

$$H_e = H_i + \frac{1}{2} v_i^2 + \Delta H - \frac{1}{2} v_e^2 \quad (5)$$

$$A_e = \frac{w_e \cdot R_e \cdot T_e}{p_e \cdot v_e} \quad (6)$$

式中:出口静压 p_e 为已知参数; H_e 和 T_e 之间通过变比热方法换算。在已知来流条件和 ΔW 、 ΔH 、 ΔI 的情况下,出口参数的解唯一。

由式(4)可知,在分离区内由于燃油加入的质量与摩擦力对动量的影响都不大,故 $v \approx$ 常数;由式(5)可知,燃油放热使得静温 T 随静焓 H 上升,因此分离区内的马赫数始终下降。同时,由式(6)可知,分离区内的主流面积 A_e 随静温 T 升高而增加。

由以上分析可得燃烧室分离区内气流参数变化的两条规律:

(1) 沿气流流动方向,燃油燃烧逐渐放出热量,气流马赫数下降,分离区内主流面积 A_e 增加。当加热量较大时,气流从超声速减速到亚声速,直到 A_e 等于燃烧室的几何面积,分离区重新贴壁,此后气流马赫数上升。因此从亚声速到超声速所跨过的喉道只可能出现在贴壁区。

(2) 在分离区内,气流从超声速到亚声速所跨过的喉道,可以通过对式(4)~式(6)和 p (常数)的联立求解唯一确定,这比贴壁区内出现的喉道的求解要容易得多。

1.2.2 贴壁区

对于贴壁流动,联立式(1)~式(3)得到下式

$$w_e \left(1 - \frac{A_e + A_i}{4A_e} \frac{w_e R}{C_p} \right) v_e^2 -$$

$$\left[w_1 v_1 + \frac{1}{2} (A_1 + A_e) p_1 + \Delta I \right] v_e + \frac{A_e + A_1}{4A_e} \frac{w_e R}{C_p} \left(H_1 + \frac{1}{2} v^2 + \Delta H \right) = 0 \quad (7)$$

式中:定压比热容 $C_p = H/T$; $A_e = A(x)$ 为已知函数。

式(7)是一个关于 v_e 的一元二次方程,因此,式(1)~式(3)是一个二阶方程组。定义当地气流等熵膨胀或压缩到声速时通过当地流道面积的流量为临界流量,即

$$w_{cr} = K \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A \quad (8)$$

式中: $K = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$, 定组份的气体在定比热计算中比热比 k 和气体常数 R 是定值,因此 K 为常数; T_t 为总温; p_t 为总压; 临界流量 w_{cr} 为当地总温总压下能够通过当地面积的最大流量。

流道内的临界流量 w_{cr} 随加热量 ΔH 、加热损失和流道面积 A 的变化而变化,使式(1)~式(3)的解分为三种:

(1) 当 $w < w_{cr}$ 时,式(1)~式(3)有一个超声速解和一个亚声速解。这两个解分别是,与进口气流同为超声速或亚声速的气动参数连续的解,和与进口气流之间存在一个正激波的气动参数间断的解。

当进口气流 $Ma \neq 1.0$ 时,取气动参数连续的解。当进口气流 $Ma = 1.0$ 即进口是燃烧室热力喉道时,由于尾喷管出口静压很低,喉道后的扩张流路工作在超临界状况,出口参数取超声速解。

(2) 当 $w = w_{cr}$ 时,式(1)~式(3)的解是一个声速解,该解所指代的是燃烧室的热力喉道。

(3) 当 $w > w_{cr}$ 时,发生加热壅塞,式(1)~式(3)无解。

如气流在分离区重新贴壁的位置是超声速,在此位置后气流将继续加速至燃烧室出口。这是由分离区贴壁位置的判断方法决定的,本文不再赘述。如果气流在分离区重新贴壁的位置是亚声速,在此位置之后随燃油燃烧放热, w_{cr} 逐渐减小,气流马赫数逐渐增大。如果放热持续到某个位置,出现 $w > w_{cr}$, 则此时燃烧室发生热壅塞。

当热壅塞发生时,壅塞位置的静压上升,并且经过上游的亚声速区和分离区内的亚声速分离流

将静压上升向前传递,使得隔离段内的激波链由于反压升高而增强,激波链造成的总压损失增大^[9-10];同时,壅塞位置到燃烧室进口之间的静压上升引起马赫数下降,热阻减小,总压损失减小。通常,热阻损失减小造成的总压升高大于激波链造成的总压下降,因此热壅塞处的总压上升。此处的 w_{cr} 增大,即热壅塞程度随激波链增强而减轻。如果静压前传与激波链增强达到某一程度,恰好使得燃烧室内总压能够上升到确保燃烧室全长内仅出现 $w < w_{cr}$ 和一小段 $w = w_{cr}$ 的情况,则此时燃烧室内气流由亚声速跨过喉道加速到超声速进入尾喷管,燃烧室正常工作。

在相同飞行条件下,燃油流量越大,使隔离段与燃烧室流量匹配的激波链强度越大,在亚燃模态,分离区面积随之减小,贴壁位置前移。贴壁点提前会使壁面摩擦力增大,造成总压损失增大,当总压损失抵消热阻损失减小带来的收益时,此供油量下,激波链继续增强会因为壁面摩擦损失的增强而使总压损失上升,不会使热壅塞减轻,即无法产生能够使隔离段与燃烧室流量匹配的激波链。此时发动机进入堵塞模态,无法正常工作。

1.3 喉道存在时的发动机工作模态计算方法与临界流量法

当燃烧室内出现热壅塞时,找到匹配燃烧室热力喉道的隔离段激波链强度,是正确获得燃烧室内工作状态的关键。

本文取隔离段出口静压 p_3 作为隔离段激波链强度的表征参数。同时,需找到一种方法来衡量燃烧室热壅塞时的壅塞程度,以此为依据来进行求解 p_3 的快速迭代,即找到牛顿迭代法的残差函数。因此,本文引入临界流量法。

发生热壅塞的位置,式(1)~式(3)无解,燃烧室一维计算无法进行。为得到表征整个燃烧室流道内堵塞程度的参数,必须人为地修改气流参数为临界参数,从计算流程上完成热壅塞情况下的燃烧室一维计算。考虑到热壅塞的实质是实际流量大于临界流量引起的流量不平衡,用实际流量与当地临界流量的相对差值 $|(w - w_{cr})/w|$ 即可表示当地热壅塞程度,在整个燃烧室内该相对差值的最大值 $|(w - w_{cr})/w|_{\max}$ 即是燃烧室壅塞程度的表征参

数,这就是临界流量法。

当 $|(w-w_{cr})/w|_{\max}=0$ 时,燃烧室内存在一个热力喉道,使气流从亚声速加速到超声速。

以 p_3 作为自由变量,以 $|(w-w_{cr})/w|_{\max}=0$ 为残差方程,运用牛顿迭代法即可解出当前工作状态下激波链强度,并确定燃烧室喉道位置。

2 算例与分析

2.1 超燃冲压发动机隔离段与燃烧室流路模型

超燃冲压发动机隔离段与燃烧室流路如图 1 所示,以隔离段进口的下底板端点为坐标原点。图中,2 截面为隔离段进口,3 截面为燃烧室进口,35 截面为燃烧室扩张段进口,4 截面为燃烧室出口。两点供油(航空煤油)位置分别在 3 截面处和 35 截面后 0.02 m 处,两段供油比例为 1:4,油滴初始直径 50 μm ,燃油初始温度 500 K,燃烧效率取 0.85。

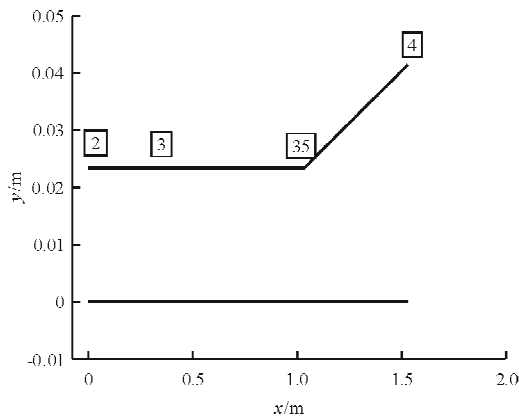
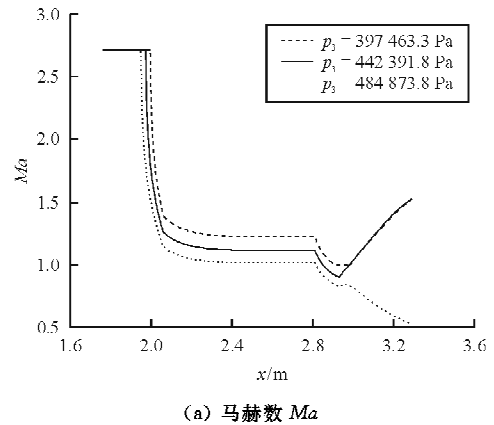


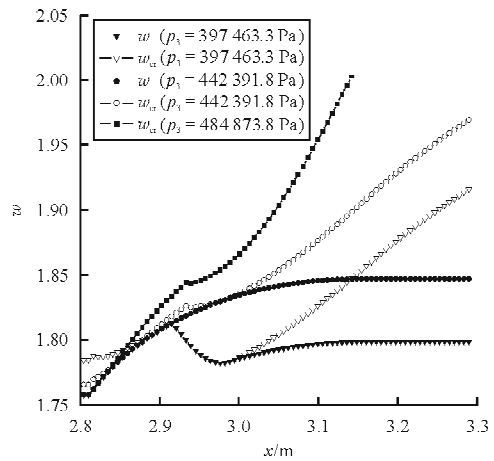
图 1 超燃冲压发动机隔离段与燃烧室流路模型
Fig. 1 Model of isolator and combustor in scramjet

2.2 跨燃模态流量平衡迭代过程

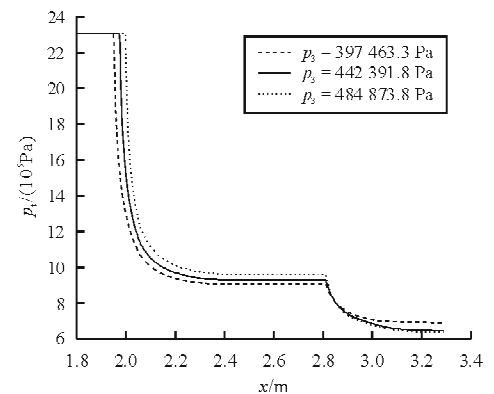
给定 2 截面进口条件和供油条件:静温 $T=748.2\text{ K}$,静压 $p=90\ 614.3\text{ Pa}$,马赫数 $Ma=2.71$,总当量油气比 $\phi=0.95$,两个喷嘴的供油比为 1:4。记录迭代过程中隔离段和燃烧室内的一维参数变化,典型的三个隔离段出口静压 p_3 所对应的一维参数分布,如图 2 所示。残差方程正负关系为: $p_3=397\ 463.3\text{ Pa}$ 对应 $(w-w_{cr})/w|_{\max}>0$; $p_3=442\ 391.8\text{ Pa}$ 对应 $(w-w_{cr})/w|_{\max}<0$; $p_3=484\ 873.8\text{ Pa}$ 对应 $(w-w_{cr})/w|_{\max}=0$ 。



(a) 马赫数 Ma



(b) 流量 w 与临界流量 w_{cr}



(c) 总压 p_t

图 2 跨燃模态迭代过程中的隔离段和燃烧室一维参数分布
Fig. 2 Distribution of 1D parameters in the iterative process of transonic mode in isolator and combustor

从图 2(a)(c)可以看出,随着激波链增强, p_3 增加,燃烧室马赫数下降,燃烧室内发生热壅塞位置的总压上升,激波链的增强缓解了燃烧室内的热壅塞。

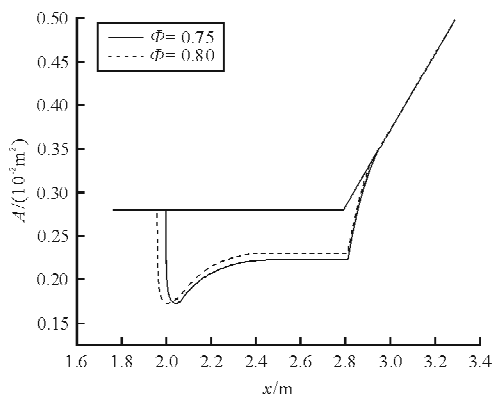
当 $|(w-w_{cr})/w|_{\max} > 0$ 时,从图2(b)可以看出燃烧室流量曲线与临界流量曲线相交,气流从相交点开始发生热壅塞,此处方程组无解,必须将流量人为减小至当地临界流量才能计算。从图2(a)可以看出,在流量修改的位置出现一小段 $Ma=1$ 的部分,这并不是实际的参数分布。出现这种情况时,应该将 p_3 增加,重新计算隔离段与燃烧室。

当 $|(w-w_{cr})/w|_{\max} < 0$ 时,燃烧室中气流处处非临界,因此亚声速气流在加热和流道面积扩张的影响下连续在亚声速区变化,直至以亚声速到达燃烧室出口。在尾喷管出口反压很低的飞行过程中,这种亚声速高静压的流动不可能在燃烧室中存在,因此应该减小 p_3 搜索符合实际工作状态的气动参数分布。

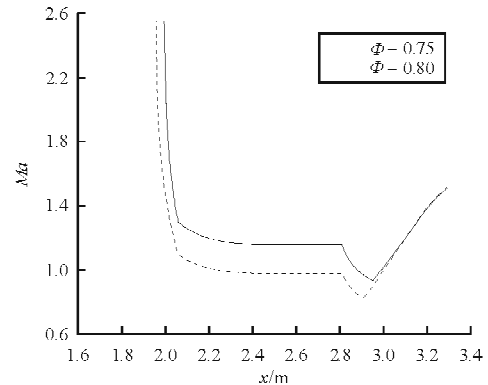
当 $|(w-w_{cr})/w|_{\max} = 0$ 时,从图2(b)可以看出,燃烧室中的流量曲线与临界流量曲线相切,此处为热力喉道 $Ma=1$ 。经过喉道,气流由亚声速加速到超声速,随流道扩张继续加速直到燃烧室出口,即发动机实际工作状态。

2.3 节流条件下的隔离段燃烧室一维参数分布

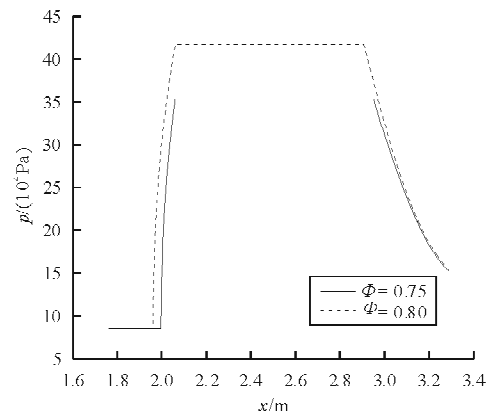
给定2截面参数 $T=685.85\text{ K}$, $p=85\ 393.4\text{ Pa}$, $Ma=2.55$,燃烧室两点供油比例和燃烧效率不变的情况下,改变燃烧室总供油量(以当量油气比 Φ 代表),对2.1节描述的超燃冲压发动机进行跨燃模态和亚燃模态计算,结果如图3和图4所示。



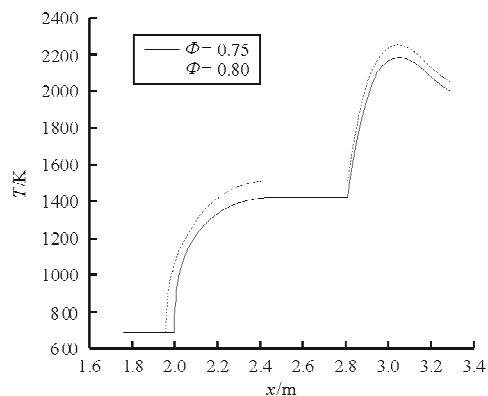
(a) 分离区核心流面积 A



(b) 马赫数 Ma



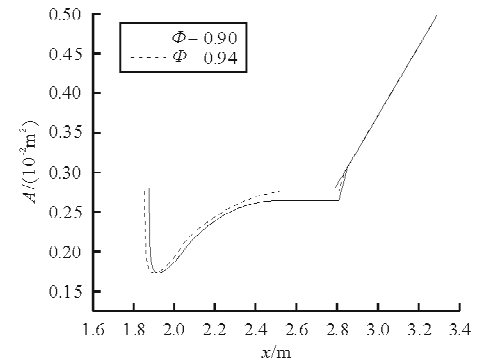
(c) 静压 p



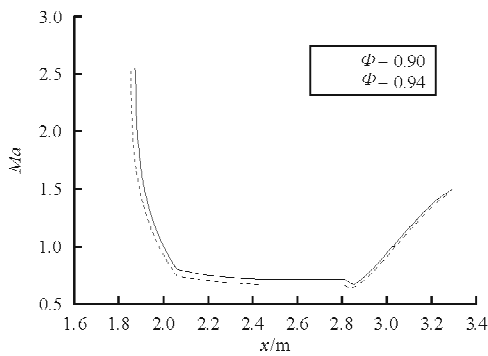
(d) 静温 T

图3 跨燃模态的参数分布

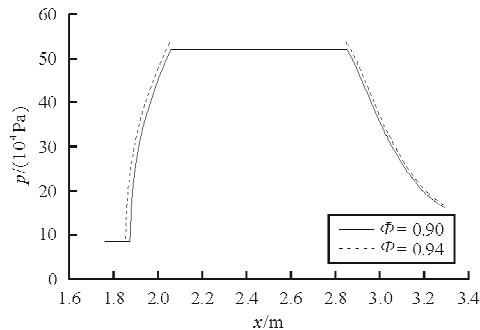
Fig. 3 Distribution of transonic mode parameters



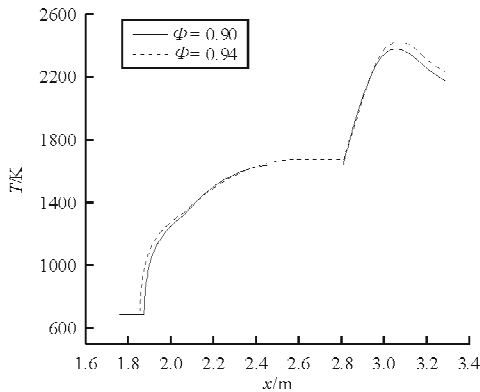
(a) 分离区核心流面积 A



(b) 马赫数 Ma



(c) 静压 p



(d) 静温 T

图 4 亚燃模态的参数分布

Fig. 4 Distribution of subsonic mode parameters

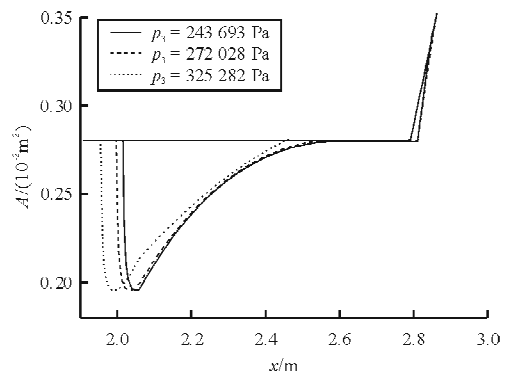
从图 3 和图 4 可以看出,本程序清晰地捕捉到了跨燃、亚燃模态下的热力喉道位置。随供油量增加, p_3 增加,喉道之前马赫数减小,说明隔离段与燃烧室的流量匹配通过激波链增强,减小波后马赫数的方式减小喉道处的总压损失实现。同时,随供油量增加,贴壁点位置前移,造成燃烧室摩擦损失上升,继续加油可能发生燃烧室堵塞。

2.4 堵塞模态判断特征

给定 2 截面进口条件和供油条件:静温 $T = 570.7 \text{ K}$,静压 $p = 77\,491 \text{ Pa}$,马赫数 $Ma = 2.18$,总当量油气比 $\Phi = 0.83$,两个喷嘴的供油比为 1:4。记录迭代过程中隔离段和燃烧室内的一维参数变化,典型的三个隔离段出口静压 p_3 所对应的一维参数分布,如图 5 所示。

从图 5(b)中 $p_3 = 325\,282 \text{ Pa}$ 的总压曲线可以看出, $x = 2.2 \text{ m}$ 之前由于激波链最强所以 p_t 最小; $x = 2.2 \sim 2.6 \text{ m}$ 之间由于马赫数较小,热阻损失小,总压 p_t 曲线比 $p_3 = 272\,028 \text{ Pa}$ 的总压曲线要高;由于分离区在 $x = 2.44 \text{ m}$ 的位置贴壁,在 $x = 2.6 \text{ m}$ 之后位置,热阻减小的收益被核心区气流贴壁流动带来的摩擦损失抵消,总压 p_t 又变为最低,热壅塞程度反而随激波链的增强而加深。

在 p_3 从小到大的迭代过程中,随 p_3 的增加,热壅塞位置的总压 p_t 先增加,当 p_3 增加使得贴壁位置大幅前移时,在热壅塞位置的总压 p_t 开始减小。因此, w_{cr} 曲线随 p_3 增加而先增加后减小,此时无论如何改变 p_3 都不能找到使 $|(w - w_{cr})/w|_{\max} = 0$ 的解。



(a) 分离区核心流面积 A

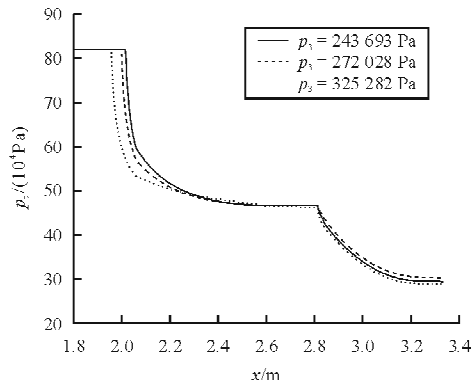
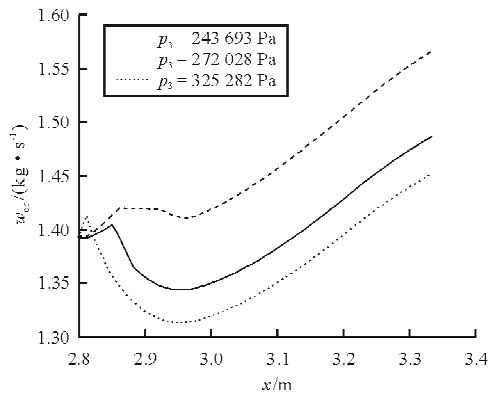
(b) 总压 p_t (c) 临界流量 w_{cr}

图5 堵塞模式迭代过程中的隔离段和燃烧室一维参数分布

Fig. 5 Distribution of 1D parameters in the iterative process of choke mode in isolator and combustor

3 结论

(1) 针对基于积分方程的超燃冲压发动机性能计算模型,建立了求解燃烧室热力学喉道与隔离段出口流量平衡的临界流量法,以解决跨燃模式和亚燃模式的工作模式捕捉,喉道位置的确定和一维性能计算问题。

(2) 临界流量法可以判断出使燃烧室发生堵塞的最大供油量,为超燃冲压发动机最大控制规律设计提供了依据。

(3) 临界流量法的建立,拓宽了基于积分方程的超燃冲压发动机隔离段燃烧室一维性能计算模型的求解范围,能够快速、稳定地确定超燃冲压发动机跨燃、亚燃工作模式,精确捕捉热力喉道位置。

同时具有收敛性好和收敛精度高的优势,为超燃冲压发动机特性计算的积分方程模型求解提供了参考。

参考文献

- [1] Tran K. One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths[D]. Blacksburg, Virginia Polytechnic Institute and State University. 2010.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion(volume 1)[M]. Washington, DC; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [3] Corbin C R, Wolff J M, Eklund D R. Design and analysis of a mach 3 dual mode scramjet engine[R]. AIAA-2008-2644, 2008.
- [4] Riggins D, Tackett R, Taylor T, et al. Thermodynamic analysis of dual-mode scramjet engine operation and performance[R]. AIAA-2006-8059, 2006.
- [5] Willard M, Giel D, Raffoul C N. Scramjet/ramjet design and integration trade studies using srheattm[M]. AIAA-2009-5184, 2009.
- [6] Olds J R, Bradford J E. SCCREAM(Simulated Combined-Cycle Rocket Engine Analysis Module)-A conceptual RBCC engine design tool[R]. AIAA-97-2760, 1997.
- [7] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow[M]. New York; Ronald Press, 1953.
- [8] Cui Tao, Yu Daren, Bao Wen. Solution method for singular initial value problems of one-dimensional steady transonic flow in a dual-mode scramjet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(2): 97-101.
- [9] Billig F S, Sullins G A. Optimization of combustor-isolator in dual-mode scramjets[R]. AIAA-93-515, 1993.
- [10] Billig F S. Research on supersonic combustion[R]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-513.

作者简介:

李 舶(1987-),男,硕士研究生。主要研究方向:超燃冲压发动机总体设计。

陈玉春(1967-),男,教授,博导。主要研究方向:航空发动机总体性能、总体结构设计,超燃冲压发动机总体设计。

黄 兴(1983-),男,博士研究生。主要研究方向:超燃冲压发动机总体性能设计、高超声速飞行器一体化设计。

李 洁(1991-),女,硕士研究生。主要研究方向:超燃冲压发动机总体性能设计。

王晓东(1988-),男,硕士研究生。主要研究方向:高超声速飞行器一体化设计。

(编辑:张杰)