

超燃冲压发动机流量匹配机理

黄 兴, 陈玉春, 王晓东, 李 洁, 蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用基于集总参数方程的燃烧室性能计算模型, 辅以临界面积法, 应用于隔离段和燃烧室的一维流场计算, 实现了双模态超燃冲压发动机各种模式下的隔离段和燃烧室的流量匹配计算, 并分析了流量匹配工作机理。结果表明: 在未分离超燃模式与分离超燃模式下, 增加燃烧室供油流量, 隔离段和燃烧室流量匹配是通过流道中的喉道处马赫数降低来实现的; 在跨燃模式与亚燃模式下, 增加燃烧室供油流量, 流量匹配主要是通过提高燃烧室流道中热力喉道处的总压来实现的。

关 键 词: 双模态超燃冲压发动机; 集总参数方程; 临界面积法; 流量匹配; 总压

中图分类号: V235.113

文献标志码: A

Mechanism of mass flow matching in scramjet

HUANG Xing, CHEN Yu-chun, WANG Xiao-dong,
LI Jie, CAI Yuan-hu

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

Abstract: Combustor performance computing model based on lumped parameter equations was used to simulate the 1-D flow field in the isolator and combustor along with the critical area method. The simulation of mass flow matching between isolator and combustor at every mode in dual-mode scramjet was achieved, and the mechanism of mass flow matching was analyzed. The results show that at the non-separation supersonic mode and the separation supersonic mode, the mass flow matching between isolator and combustor is achieved by lowering the Mach number at the throat when the fuel mass flow increases in combustor, while at the transonic mode and the subsonic mode, it is achieved by increasing the total pressure at the throat when the fuel mass flow increases in combustor.

Key words: dual-mode scramjet; lumped parameter equations; critical area method; mass flow matching; total pressure

双模态超燃冲压发动机(dual-mode scramjet)是近年来受到广泛重视的研究热点^[1-5]。在高且宽的飞行马赫数范围内, 双模态超燃冲压发动机既可以亚燃模式工作, 也可以超燃模式工作, 通常用燃烧模式来表征其工作模式, 这源自于在宽马赫数范围飞行中的燃烧组织的特殊性, 是双模态超燃冲压发动机区别于其他吸气式发动机的基本特征, 反映了其工作模式的特殊性。为了在宽马赫数范围获得高的推力和比冲, 须综合考虑各种

约束(结构、材料等)来对燃烧工作模式进行优化, 这需要充分揭示双模态超燃冲压发动机在各种模式下的流量匹配机理。

在性能模拟方面, 美国已开发形成了一系列的计算分析软件^[2-8], 但这些软件均采用基于微分方程的模型且详细方法尚未公开, 对双模态超燃冲压发动机的流量匹配机理分析较少。为此, 本文采用基于集总参数方程的超燃冲压发动机性能计算模型^[1-2], 辅以临界面积法^[2], 获得燃烧室与隔

离段流量匹配后的隔离段与燃烧室沿程气流总参数及核心流面积参数,应用总参数形式的流量平衡分析方法,获得了隔离段与燃烧室在不同模式下的流量匹配机理,为双模态超燃冲压发动机转模态控制、控制规律设计、方案设计及其优化提供了良好的参考。

1 数学模型

1.1 隔离段气动参数计算模型

在计算所采用的等截面隔离段时,选取如图1所示的控制体^[9]。图中 v_2 和 v_3 分别表示进、出口的速度。

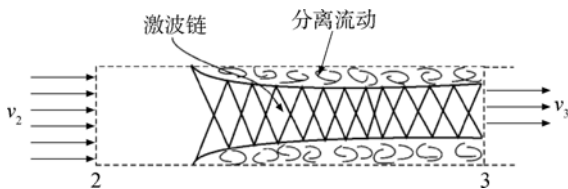


图1 等截面隔离段控制体

Fig.1 Control volume of same area isolator

假定忽略壁面摩擦和质量附加,由于隔离段为等截面直管,则壁面对隔离段不产生 X 方向的轴向力,所以有冲量函数

$$I = pA + WV = \text{const} \quad (1)$$

对于超声速压缩过程,可以假设截面3出口压力 p_3 均匀,有

$$I_3 = I_{\text{sep}} + I_{\text{core}} = I_2 \quad (2)$$

其中

$$I_{\text{sep}} = p_3(A_2 - A_{3c}) + 0 \quad (3)$$

$$I_{\text{core}} = p_3 A_{3c} + WV_3 \quad (4)$$

由2-3截面能量守恒得

$$c_{p2} T_2 + \frac{V_2^2}{2} = c_{p3} T_3 + \frac{V_3^2}{2} \quad (5)$$

由2-3截面流量连续得

$$\rho_2 V_2 A_2 = \rho_3 V_3 A_{3c} \quad (6)$$

联立式(1)~式(6),在已知隔离段出口反压 p_3 时可以求出截面3的参数,由于流量匹配计算与隔离段内部具体参数分布无关,本文不再赘述隔离段的具体计算模型,详见文献[10-11]。

1.2 燃烧室数学模型

本文燃烧室划分成数个小段,每个小段是一个零维控制体,定义该控制体进口角标为 i,出口角标为 e,那么该控制体的积分形式流量连续方程、动量守恒方程以及能量守恒方程^[2,12-16]如下:

$$\frac{p_e}{R_e T_e} V_e A_e = \frac{p_i}{R_i T_i} V_i A_i + \Delta W \quad (7)$$

$$W_e V_e + p_e A_e = W_i V_i + p_i A_i + \Delta I \quad (8)$$

$$W_e (H_e + V_e^2/2) = W_i (H_i + V_i^2/2) + \Delta H \quad (9)$$

式(7)~式(9)中 ΔI 为动量增量, ΔH 为能量增量, ΔW 为流量增量, H 为静焓。式(8)中的动量增量 ΔI 可以分为壁面摩擦动量增量 ΔI_1 、燃料掺混动量增量 ΔI_2 以及壁面压力动量增量 ΔI_3 。

当控制体进出口面积变化相差不大时,控制体壁面压力可近似等于进出口压力平均值,则其产生的动量增量 ΔI_3 为

$$\Delta I_3 = \int_i^e p dA \approx \frac{p_i + p_e}{2} \Delta A$$

将式(7)~式(9)应用于燃烧室的各个零维控制体,从而获得燃烧室沿程气流参数,称该模型为基于集总参数方程的一维计算模型^[2],其具体解法如下:

1) 对于分离流动,补充进出口压力相等,即 $p_i = p_e$ 方程,求解方程组式(7)~式(9)可以获得控制体出口气流参数和核心流面积 A_{3c} 。

2) 对于贴壁流动,直接求解方程组式(7)~式(9)可以获得控制体出口气流参数。

1.3 基于流量平衡迭代的隔离段和燃烧室匹配工作模型

在隔离段进口条件和燃烧室供油流量相应变化时,隔离段和燃烧室将会通过 p_3 进行流量匹配,并同时影响这两个部件的热力参数分布^[2]。因此,必须合理地构建双模态超燃冲压发动机的热力学喉道流量平衡迭代方程^[2]

$$\max[f(p_3)] =$$

$$\max[(A_{cr} - A_g)/A_g] \in [0, \epsilon] \quad (10)$$

式中 ϵ 表示计算精度, p_3 为燃烧室进口静压(也是隔离段出口反压), A_g 为燃烧室某处的几何面积, A_{cr} 为该处相应的临界面积^[2],通过对式(10)的求解,可以获得一个 p_3 使得临界面积 A_{cr} 与几何面积 A_g 的相对误差的最大值满足收敛精度,鉴于篇幅所限,本文不详细叙述其具体含义,具体含义见文献[2]。

迭代求解隔离段出口反压 p_3 使得方程式(10)成立,获得相应的隔离段与燃烧室的沿程气流参数。

2 计算算例及分析

2.1 隔离段和燃烧室几何模型及计算条件

本文所研究的隔离段和燃烧室的几何尺寸如

下:隔离段长度为 0.2 m,宽度为 0.12 m,高度为 0.025 5 m;第 1 段燃烧室为等直构型,长度为 0.34 m,宽度和高度与隔离段一致;第 2 段燃烧室为扩张构型,长度为 0.505 m,宽度为 0.12 m,面积扩张 2 倍.燃料采用航空煤油,供油方式为两点供油:第 1 点在第 1 段燃烧室进口;第 2 点在第 2 段燃烧室进口后 0.02 m 处(如图 2 所示).第 1 点和第 2 点的供油流量比例为 $W_{f1}/W_{f2}=1/4$ 且固定不变,燃油初始温度为 500 K,初始直径为 50 μm ,燃烧效率为 0.85.隔离段进口条件如下:静温为 1245.8 K,静压为 1.08 MPa,马赫数为 2.358.燃烧室划分为 200 站,流量平衡迭代的计算精度 ϵ 取为 10^{-4} .

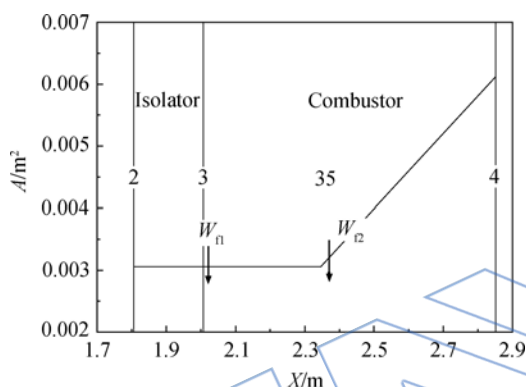


图 2 隔离段和燃烧室的几何模型

Fig. 2 Geometrical model of isolator and combustor

2.2 隔离段与燃烧室流量匹配机理

在来流马赫数 $Ma_0=5$,动压 $q=50\text{ kPa}$ 时,先通过改变燃烧室总当量油气比 ϕ 获得超燃冲压发动机各种模式下的隔离段与燃烧室的总温、总压和马赫数分布结果,通过分析来获得不同模式下的超燃冲压发动机流量匹配机理.

2.2.1 未分离超燃模式下的流量匹配机理

当燃烧室的供油流量较小时,燃烧室内部静压升达不到气流分离条件,隔离段没有激波链,燃烧室工作在未分离超燃模式下,计算获得隔离段与燃烧室沿程总温 T_t 、总压 p_t 和马赫数 Ma 分布如图 3 所示.

在分析流量匹配机理时,以总参数形式表示流量平衡方程

$$K \frac{p_x^* \times A_x}{\sqrt{T_x^*}} q(Ma_x) = K \frac{p_2^* \times A_2}{\sqrt{T_2^*}} q(Ma_2) + W_f \quad (11)$$

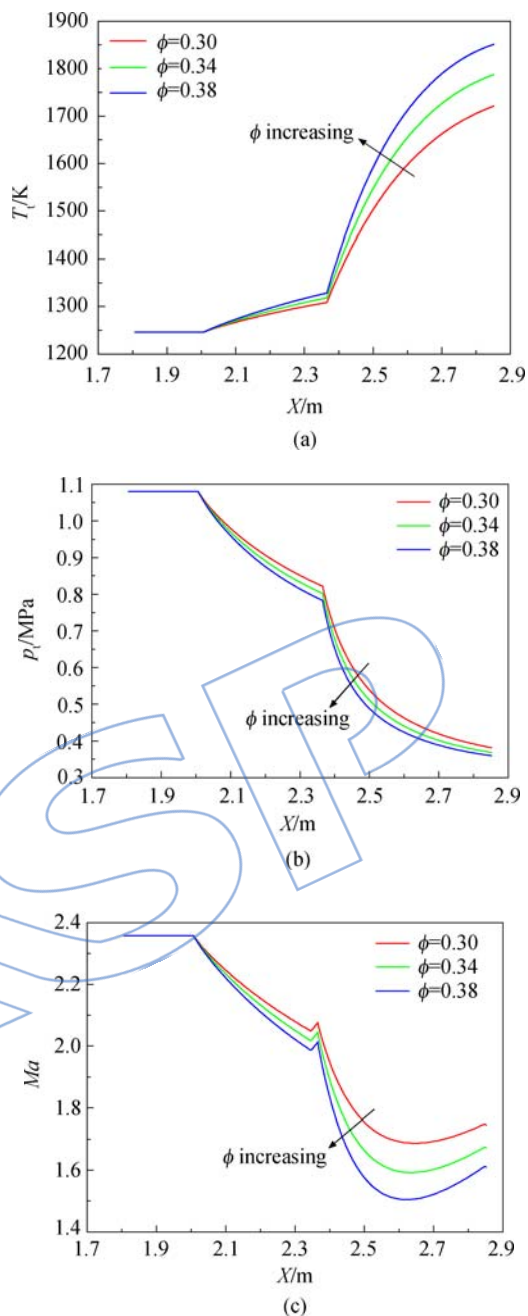


图 3 未分离超燃模式的参数分布

Fig. 3 Distribution of parameters of non-separation supersonic mode

其中下标“2”表示隔离段进口截面,下标“X”表示燃烧室进口后的任意截面,上标“*”表示总参数, $q(Ma)$ 为流量函数, W_f 为加入的燃油流量, $W_f = W_{f1} + W_{f2}$.

在该模式下,当供油流量增加时,如图 3(c) 所示,喉道位置(这里将 Ma 最小处定义为喉道)略微前移,即该处的流通面积变化较小,而相应的总温上升(如图 3(a) 所示),总压下降(如图 3(b) 所示),为了使得等式(11)重新平衡,需增加喉道处的流量函数 $q(Ma)$,即喉道处马赫数下降,符

合图 3(c) 中马赫数下降的结果. 由此得出, 在未分离超燃模式下, 增加燃油后的流量匹配主要是通过降低喉道处的马赫数来实现.

2.2.2 分离超燃模式下的流量匹配机理

进一步增加燃烧室的供油流量, 使得燃烧室内部静压升达到气流分离条件, 此时燃烧室气流产生分离并前传至隔离段出口, 并导致隔离段中产生弱斜激波链, 隔离段出口超声速, 此时燃烧室工作在分离超燃模式, 计算获得隔离段与燃烧室沿程核心流面积 A_{3c} 、总温 T_t 、总压 p_t 和马赫数 Ma 分布如图 4 所示.

在分离超燃模式下, 当供油流量增加时, 如图 4(c) 所示, 喉道位置略微前移, 即该处的流通面积变化较小, 而相应的总温上升 (如图 4(a) 所示), 总压下降 (如图 4(b) 所示), 下降幅度不如未分离

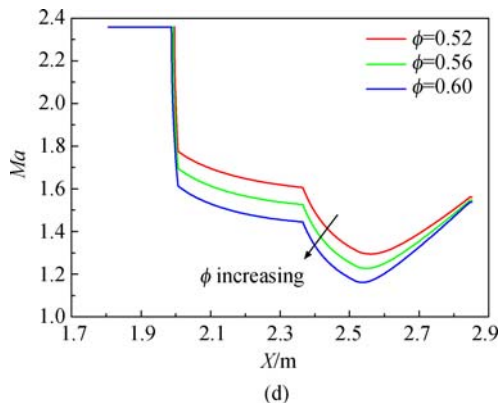


图 4 分离超燃模式的参数分布

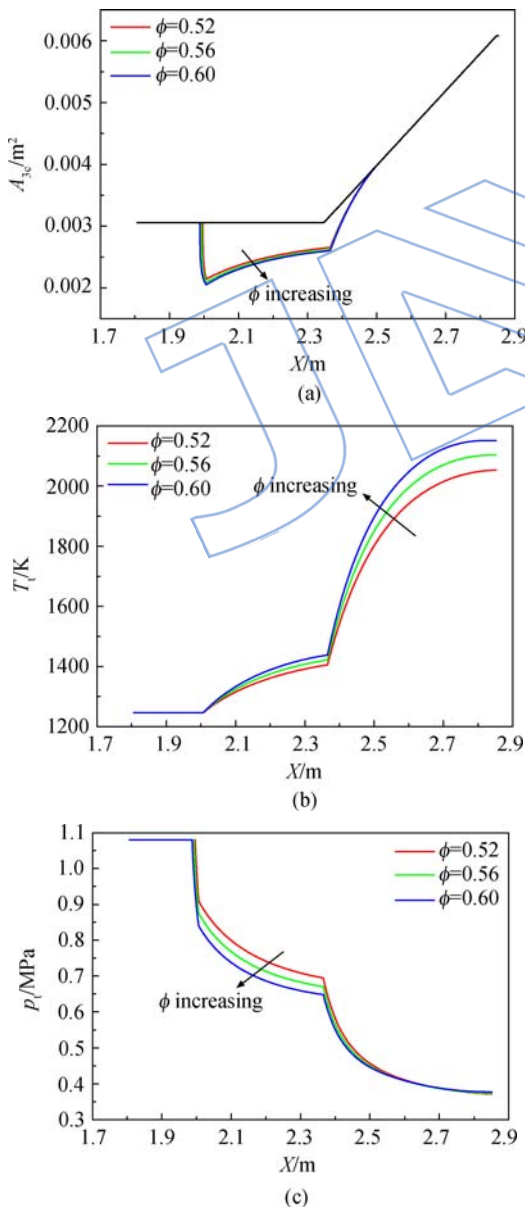
Fig. 4 Distribution of parameters of separation supersonic mode

超燃模式大), 为了使得等式 (11) 重新平衡, 需增加喉道处的流量函数 $q(Ma)$, 即喉道处马赫数下降, 符合图 4(c) 中马赫数下降的结果. 由此得出, 在分离超燃模式下, 增加燃油后的流量匹配也是主要通过降低喉道处的马赫数来实现.

2.2.3 跨燃模式下的流量匹配机理

进一步增加燃烧室的供油流量, 隔离段的斜激波链进一步增强, 出口马赫数进一步降低, 但没有降低到亚声速, 燃烧室先后出现了 $Ma > 1.0 \rightarrow Ma < 1.0 \rightarrow Ma > 1.0$ 过程, 定义该情况为跨燃模式, 计算获得如图 5 的隔离段与燃烧室沿程核心流面积 A_{3c} 、总温 T_t 、总压 p_t 和马赫数 Ma 分布.

在跨燃模式下, 出现了两个热力喉道: 前一个处于分离区中; 后一个在贴壁区内. 现对贴壁区内的热力喉道处进行分析, 在热力喉道处的流量函数 $q(Ma) = 1.0$. 在 $\phi = 0.72$ 时, 假设其喉道位置为 A 处, 当供油流量增加时, 如图 5(c) 所示, 贴壁后的喉道位置 ($Ma = 1.0$) 略微后移, 即此时 A 处的马赫数 Ma_A 小于 1.0 (不再是喉道位置了), 即 $q(Ma_A) < 1.0$, 而相应的总温上升 (如图 5(a) 所示), 为了使得等式 (11) 重新平衡, 必须通过提高此处的气流总压来实现. 正如图 5(c) 所示, 约在横坐标 $X = 2.42$ m 处, $\phi = 0.72$ 与 $\phi = 0.76$ 的总压线发生交叉, 且供油流量越大, 交叉点越向前移动, 在交叉点之后供油流量大的总压反而较大. 这是因为供油流量的增加会使得隔离段出口静压升高 (隔离段激波链强度增强), 隔离段总压损失增加, 出口马赫数降低, 但在燃烧室中, 较小的进口马赫数 (相应的沿程马赫数) 使得其加热损失较小, 不仅弥补了隔离段总压损失, 而且弥补了加热量增加带来的加热损失, 最终导致燃烧室热力喉



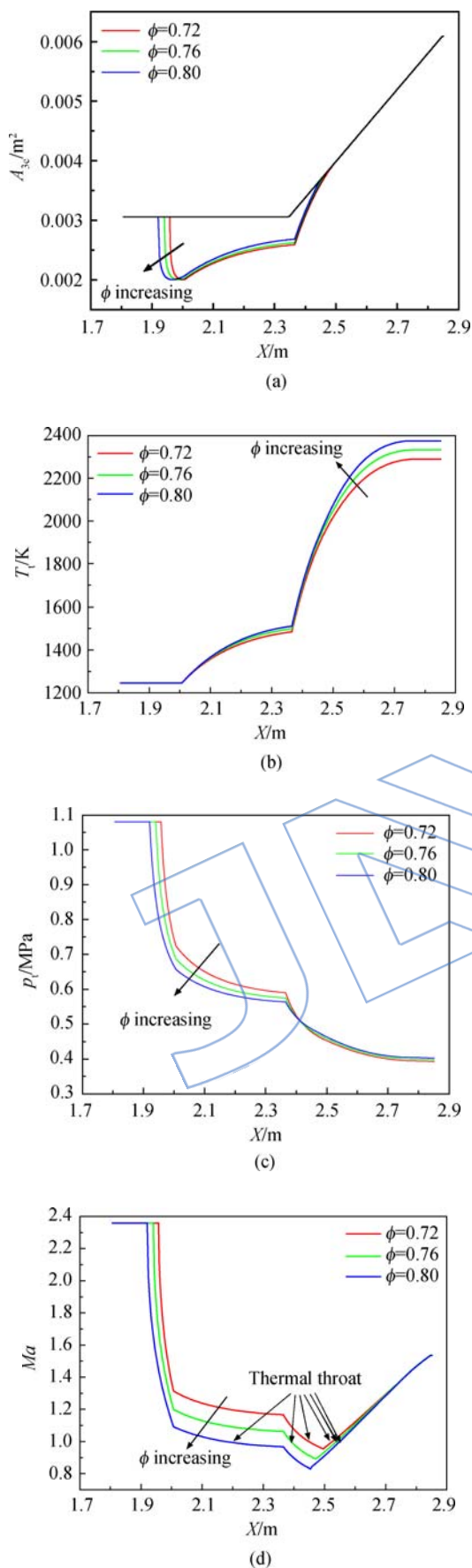


图5 跨燃模式的参数分布

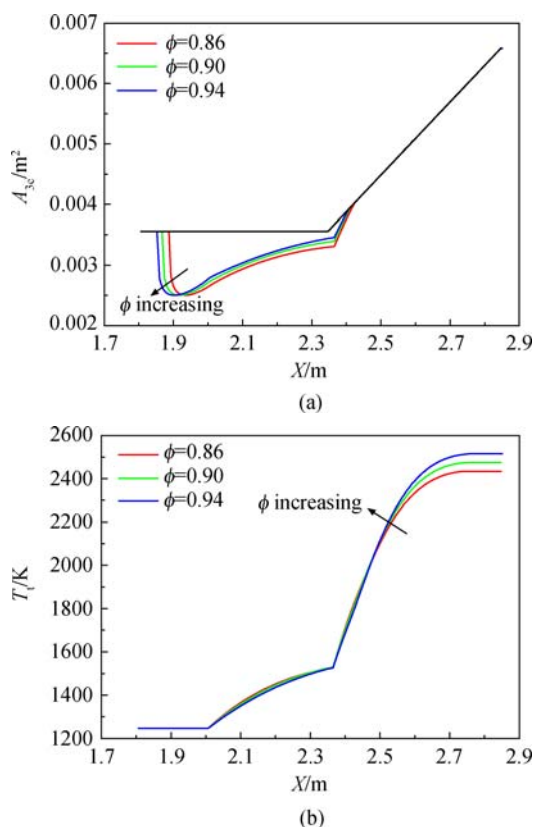
Fig. 5 Distribution of parameters of transonic mode

道处的总压上升. 在图 5(c) 中, 在燃烧室进口 ($X=2.0\text{m}$) 处, $\phi=0.72$ 比 $\phi=0.76$ 的总压高, 其后 $\phi=0.76$ 的总压下降幅度小于 $\phi=0.72$ 的总压下降幅度 (但 $\phi=0.72$ 的沿程总压一直高于 $\phi=0.76$ 的沿程总压), 直至 $X=2.42\text{m}$ 处, 两者总压一致, 其后 $\phi=0.76$ 的总压比 $\phi=0.72$ 的总压大, 这是跨燃模态下流量匹配的特殊之处. 由此得出: 在跨燃模态下, 增加供油流量后的流量匹配主要是通过提高喉道处的气流总压来实现.

2.2.4 亚燃模态下的流量匹配机理

在跨燃模态的基础上, 进一步增加燃烧室的供油流量, 隔离段的斜激波链进一步增强到强斜激波链 (直至正激波链), 出口马赫数降低到 $Ma < 1.0$, 此时燃烧室工作在亚燃模态, 计算获得如图 6 的隔离段与燃烧室沿程核心流面积 A_{3c} 、总温 T_t 、总压 p_t 和马赫数 Ma 分布.

在亚燃模态下, 在贴壁区内存在一个热力喉道, 该处的流量函数 $q(Ma) = 1.0$, 记此时的喉道位置为 B 点, 当供油流量增加时, 燃烧室沿程总温上升 (如图 6(a) 所示), 而此时 B 点处的流量函数 $q(Ma_B)$ 必然小于 1.0, 为了使得等式 (11) 重新平衡, 必须通过改变 B 点处的气流总压来实现. 如图 6(c), $\phi=0.86$ 与 $\phi=0.90$ 的总压线约在横坐标 $X=2.38\text{m}$ 处发生交叉, 但相对于跨燃模态



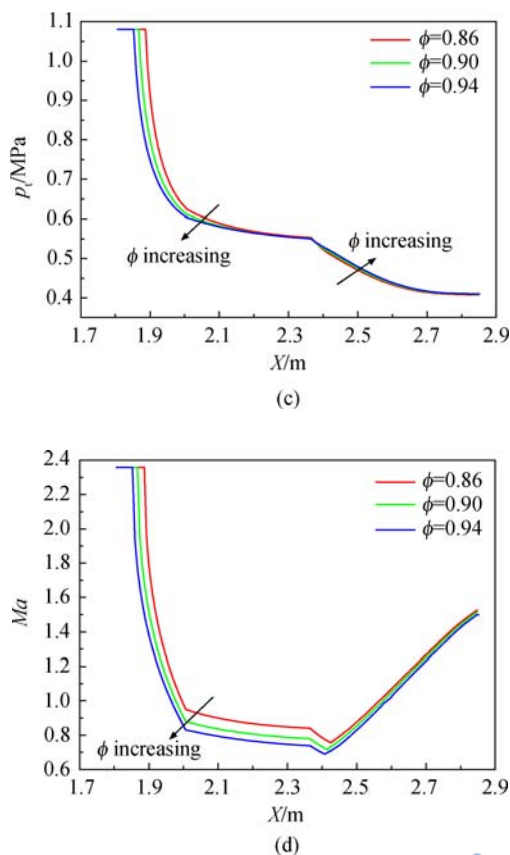


图6 亚燃模式的参数分布

Fig. 6 Distribution of parameters of subsonic mode

而言,其交叉点前移,交叉点之后供油流量大的总压反而变大,其原因与跨燃模式一致.由此得出:在亚燃模式下,增加供油流量后的流量匹配主要也是通过提高喉道处的气流总压来实现.

3 结论

1) 将临界面积法和超燃冲压发动机集总参数方程相结合,分别对超燃冲压发动机的未分离超燃模式、分离超燃模式、跨燃模式和亚燃模式进行了详细的计算,计算结果分析表明隔离段和燃烧室部件的流量匹配工作机理为:在未分离超燃和分离超燃模式下,隔离段和燃烧室流量匹配主要是通过降低喉道处的马赫数来实现;在跨燃模式和亚燃模式下,隔离段和燃烧室流量匹配主要是通过提高热力喉道处的气流总压来实现.

2) 在跨燃模式和亚燃模式下,供油流量增加时热力喉道处总压上升的原因是燃烧室沿程马赫数降低、隔离段激波链增强和加热量增加对流动损失产生的综合影响的结果,这一结论揭示了分离流动中隔离段和燃烧室流量匹配机理的特

殊性.

参考文献:

- [1] 陈玉春,刘小勇,黄兴.基于集总参数方程的超燃冲压发动机性能计算模型[J].推进技术,2012,33(6):840-846.
CHEN Yuchun, LIU Xiaoyong, HUANG Xing. A model based on lumped parameter method for performance computation of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 840-846. (in Chinese)
- [2] 黄兴,陈玉春,李洁,等.双模态超燃冲压发动机流量匹配的临界面积法[J].航空动力学报,2013,28(6):1305-1312.
HUANG Xing, CHEN Yuchun, LI Jie, et al. Critical area method for mass flow match of dual-mode scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1305-1312. (in Chinese)
- [3] O'Brien W F. One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths[D]. Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [4] Smart M K, Stalker R. High speed propulsion: engine design-integration and thermal management[R]. North Atlantic Treaty Organisation Report, EN-AVT-185, 2010.
- [5] Segal C. The scramjet engine processes and characteristics [M]. London: Cambridge University Press, 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] Bradford J E, Olds J R. Improvements and enhancements to SCCREAM: a conceptual RBCC engine analysis tool [R]. AIAA 98-3775, 1998.
- [8] Bradford J E. A technique for rapid prediction of aft-body nozzle performance for hypersonic launch vehicle design [D]. Georgia, US: Georgia Institute of Technology, 2001.
- [9] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington, US: AIAA Education, 1994.
- [10] Billig F S, Sullins G A. Optimization of combustor-isolator in dual-mode scramjets[R]. AIAA 93-515, 1993.
- [11] Billig F S. Research on supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-513.
- [12] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow[M]. New York: Ronald Press, 1953.
- [13] Markell K C. Exergy methods for the generic analysis and optimization of hypersonic vehicle concepts[D]. Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [14] Corbin C R. Design and analysis of a Mach 3 dual mode scramjet combustor[R]. AIAA-2008-2644, 2008.
- [15] Biasca R J. Chemical kinetics of SCRAMJET propulsion [D]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 1988.
- [16] Ren C H. A computer based model for the performance analysis of a SCRAMJET propulsion system[D]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 1989.