

文章编号:1674-8190(2013)03-369-07

双模态超燃冲压发动机隔离段性能的需求分析

徐杰,陈玉春,王晓东,李洁,黄兴
(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710072)

摘要:为研究双模态超燃冲压发动机的燃烧室-隔离段共同工作过程,分析不同模态下燃烧室对隔离段的性能需求,在基于集总参数方程的超燃冲压发动机性能计算模型的基础上,提出计算燃烧室-隔离段流量平衡的临界能量法,并编制相应的计算程序,实现双模态超燃冲压发动机各种模态的隔离段和燃烧室的流量平衡计算,计算在不同的模态下隔离段和燃烧室的一维流动参数,进而获得隔离段的性能需求,计算飞行马赫数4.0到7.0时的临近堵塞边界的最大供油量与隔离段最大激波链长度。结果表明:临界能量法正确有效,能完成燃烧室-隔离段流量匹配计算;高飞行马赫数下的堵塞模态的隔离段激波链长度较长,应作为隔离段的工程设计中所参考的重要因素。

关键词:双模态超燃冲压发动机;隔离段;工作模态;集总参数方程;临界能量法

中图分类号:V235.113

文献标识码:A

Analysis of Isolator Performance Requirement for Dual-mode Scramjet

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

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

Abstract: For studying combustor-isolator matching of dual-mode Scramjet and analyzing the performance requirement of isolator in different mode, based on lumped parameter equations for performance computation of scramjet, the critical energy method is presented for computation of mass flow balance between isolator and combustor, the computation model of Scramjet is built, and the corresponding computer program is developed, the dual-mode Scramjet performance and mass flow balance in different mode are computed and analyzed, one dimension flow parameters of isolator and combustor are gained and studied in different mode, and the isolator performance requirement of Scramjet are found. The maximum fuel mass flow and isolator separate length near choking margin is computed when flight Mach number $Ma_0 = 4.0 \sim 7.0$. The computation results show that critical energy method is correct and effective and it can be used for computation of mass flow balance between isolator and combustor, the isolator shock wave chain length is much longer when the Scramjet operates in choking mode at high flight Mach number, and it should be taken into consideration for engineering design of isolator.

Key words: dual-mode Scramjet; isolator; operation mode; lumped parameter equations; critical energy method

0 引言

隔离段是双模态超燃冲压发动机(Dual-Mode Scramjet)十分重要的部件之一^[1-3],位于进气道和燃烧室之间,通常设计为等截面或微扩张构型。隔

离段的主要作用是承受下游燃烧的反压变化而不影响上游进气道的流态,避免进气道不起动现象。隔离段、燃烧室设计和性能模拟的核心技术是隔离段与燃烧室的流量匹配计算^[4-7]。在不同飞行马赫数和模态下,准确计算隔离段激波链长度,是隔离段性能需求分析的核心,对于超燃冲压发动机的性能计算和设计具有十分重要的意义。

出于工程问题的实际需要,国内外均对隔离段开展了相应研究^[8-15]。P. J. Waltrup等^[4-6]实验研

收稿日期:2012-09-06; 修回日期:2012-10-23

通信作者:徐杰,xu0550@163.com

究了圆管内激波结构,给出了激波链长度与反压来流马赫数及附面层动量损失厚度之间工程拟合式。D. A. Bement 等^[7]实验证实该公式也适用于矩形管道。P. Lin 等^[8]用数值仿真的方法,研究了二元等面积隔离段内正激波链流动特征,研究了不同反压、附面层厚度和马赫数条件下激波链特性和参数,计算得到的激波链长度与 P. J. Waltrup 给出的拟合式吻合很好。梁化成等^[9-11]根据实验结果,对 P. J. Waltrup 拟合式进行了修正,给出了考虑隔离段进口负面层非对称性的激波链位置拟合式。

国内外对隔离段研究主要集中在激波链长度公式的实验验证以及流场分析方面。目前,国内尚未检索到详细介绍如何给定隔离段的出口反压,如何设计隔离段激波链长度等问题的相关文献。因此本文采用基于集总参数方程的性能计算模型,分别对不同模态下的燃烧室-隔离段匹配进行计算与分析,从发动机总体角度出发,对隔离段的性能(长度)需求进行详细研究。该研究对于燃烧室-隔离段流量匹配计算以及隔离段性能需求分析具有一定的参考意义与应用价值。

1 数学模型

1.1 隔离段壁压分布与激波链长度计算模型

P. J. Waltrup 等^[4]对其实验数据进行了统计,提出了针对矩形截面隔离段内激波链压力分布同流场参数之间的经验关系式(式(1)),该关系式也可用于圆截面隔离段。

$$L \cdot \frac{(Ma^2 - 1)Re_\theta^{1/4}}{h^{1/2}\theta^{1/2}} = 50 \left(\frac{p_e}{p_i} - 1 \right) + 170 \left(\frac{p_e}{p_i} - 1 \right)^2 \quad (1)$$

式中: L 为激波链长度; Ma 为波前马赫数; θ 为动量附面层厚度; h 为矩形隔离段高度; Re_θ 为以动量厚度为尺度的雷诺数; p_e/p_i 为隔离段出口静压与激波链前端静压的比值。下标*i*和*e*分别为控制体进口和出口。

由于隔离段在整个双模态超燃冲压发动机工作过程中的重要性,仅得到沿壁面的压力分布规律是不够的,还需确定燃烧室反压 p_e ,进而确定合理的隔离段长度。如隔离段长度偏短,静压升高使激波链长度大于隔离段,激波链头部将会进入进气道

出口,导致进气道不起动,达不到隔离效果;如隔离段长度偏长,则尺寸和重量偏大。

1.2 集总参数方程计算模型

隔离段长度主要由隔离段反压决定,而隔离段反压随着燃烧室的供油量变化,因此燃烧室模型计算的准确性和精度将直接影响隔离段的性能需求分析。传统燃烧室微分方程模型在亚燃模态时,热力喉道处会出现0/0型奇异点难以解决^[16]。本文采用基于集总参数方程的燃烧室性能计算模型进行计算,可以有效规避微分方程的弊端,提高计算程序的可靠性和准确性,该模型如图1所示。

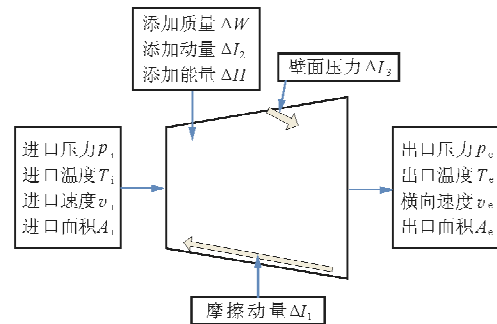


图1 0D控制体简图

Fig. 1 Sketch of 0D control volume

基于控制体的零维(0D)积分形式的流量连续方程、动量守恒方程以及能量守恒方程^[17]为

$$\frac{p_e}{R_e T_e} v_e A_e = \frac{p_i}{R_i T_i} v_i A_i + \Delta W \quad (2)$$

$$W_e v_e + p_e A_e = W_i v_i + p_i A_i + \Delta I \quad (3)$$

$$W_e (H_e + v_e^2/2) = W_i (H_i + v_i^2/2) + \Delta H \quad (4)$$

马赫数定义:

$$Ma = v / \sqrt{kRT} \quad (5)$$

式中: 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)。动量增量 ΔI 又可分为:摩擦动量增量 ΔI_1 (摩擦管流,贴壁时可按达西公式^[1]计算,分离时可忽略)、燃料掺混动量增量 ΔI_2 (掺混管流)及壁面压力产生的动量增量 ΔI_3 (即变截面管流的壁面压力的积分)。将超燃冲压发动机的隔离段和燃烧室分为若干个计算站,将式(2)~式(5)应用于两个计算站之间求解,可以得到隔离段和燃烧室的沿程气动参数分布,分布规律可以体现出一维(1D)效应。故式(2)~式(5)称为基

于集总参数方程的1D计算模型,具体求解分两种情况:(1)对于贴壁流动,当气流未分离时,流量连续方程和动量守恒方程中的 A 均为几何面积 A_g 。上述四个方程可以根据已知的进口参数和 ΔW 、 ΔI 、 ΔH ,求出出口参数 p 、 T 、 v 以及其它气动参数。(2)对于分离流动,流量连续方程中的 A 为核心流面积 A_c ,动量守恒方程中的 A 为几何面积 A_g 。气流分离时,也可以根据已知的进口参数和 ΔW 、 ΔI 、 p 、 ΔH ,求出出口参数 A_c 、 T 、 v 以及其它气动参数。

可以将集总参数法用于计算等截面隔离段气流参数及核心流截面积 A_c ,或者辅之以简单的两相流和化学动力学模型,也可以计算燃烧室1D流动参数及核心流面积。当求解等截面隔离段的核心流截面积 A_c 时,假设激波链的起始位置为气流分离区的起始位置,并假定分离区中的压力(由式(1)求出)等于核心流的压力。

1.3 燃烧室—隔离段匹配计算中的不同模态

在隔离段进口条件和燃烧室供油量相应变化时,若流场中存在分离流动或热力学喉道,超燃冲压发动机的隔离段和燃烧室将会通过隔离段反压 p_3 进行匹配,并影响隔离段中的激波链及燃烧室内热力参数分布。其燃烧模态主要为五种。

(1)未分离超燃模态:供油量比较小时,燃烧室内部的静压升高不足以导致气流分离,整个燃烧室内气流均为超声速流动。

(2)分离超燃模态:随供油量增加,燃烧室内某个点的静压升高到满足气流分离条件,导致气流流动产生分离,分离气流通过附面层传递到燃烧室进口,引起隔离段分离并产生斜激波链,从燃烧室进口到气流重新附着壁面之间近似认为是等压燃烧。

(3)临界超燃模态:随供油量增加,燃烧室内部的超声速气流在某一点达到临界,其他地方均为超声速流动,热力学喉道开始对质量流量平衡起到约束作用。

(4)跨燃模态:在临界超燃模态供油量的基础上增加燃油流量,气流将会出现从 $Ma > 1.0$ 到 $Ma < 1.0$,然后到 $Ma > 1.0$ 的所谓跨燃模态,跨燃模态中具有两个热力学喉道,第一个热力学喉道(处

于气流分离区)前为超声速流动,两个热力学喉道之间为亚声速流动,第二个热力学喉道(处于气流贴壁后)后为超声速流动,气流通过自动移动两个热力学喉道位置,及调整隔离段出口静压 p_3 来实现不同供油量下的流量平衡。

(5)亚燃模态:当供油量继续增加,跨燃模态的第一个热力学喉道会逐渐靠近燃烧室进口,再增加供油量,就会出现亚燃模态,此时隔离段产生正激波链,燃烧室进口气流流速为亚声速,气流通过自动移动热力学喉道(跨燃模态剩下的第二个喉道)位置,及调整隔离段出口静压 p_3 来实现不同供油量下的流量平衡。

1.4 临界能量法计算模型

由式(2)~式(5)可知,如果计算站是热力学喉道,方程组有唯一解;如果不是,则存在双解;加热量过高出现堵塞时无解。为解决双解和无解的问题,提出临界能量法:

(1)假设出口截面为临界状态: $Ma = 1.0$,式(2)~式(5)可确定唯一的加热量,称为临界能量 ΔH_{cr} ;

(2)如果进口气流为超声速,当加热量 $\Delta H < \Delta H_{cr}$,则出口取超声速解;

(3)如果进口气流为亚声速,当加热量 $\Delta H < \Delta H_{cr}$,则出口取亚声速解;

(4)无论进口气流为亚声速或声速,当加热量 $\Delta H > \Delta H_{cr}$,则出口取 $\Delta H = \Delta H_{cr}$,进行热力学喉道计算,直到 $\Delta H < \Delta H_{cr}$ 后,出口取超声速解。

因此,对于亚燃模态来说,热力学喉道处必须构建考虑热力学喉道的流量平衡迭代方程:

$$ERR(p_3) = |\Delta H - \Delta H_{cr}| / \Delta H \leq \epsilon \quad (6)$$

式中: ϵ 为平衡迭代收敛精度。

对于式(6),只需采用合理的迭代方法来改变隔离段出口静压 p_3 使迭代平衡,即完成了燃烧室—隔离段流量匹配计算。

2 算例与分析

2.1 超燃冲压发动机几何模型

超燃冲压发动机几何模型如图2所示,由混压式超声速进气道、隔离段、燃烧室及超声速尾喷管

组成。

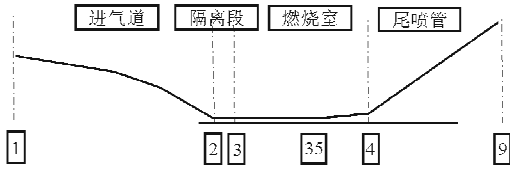


图2 双模态超冲压发动机几何模型
Fig. 2 Geometry model of dual-mode scramjet

发动机设计点为高度 $h=28.6$ km、飞行马赫数 $Ma_0=7.0$ (对应动压头 $q=50$ kPa), 空气流量为 1.658 kg/s; 两点供油(航空煤油): 第一点在3截面处(燃烧室等直段进口), 第二点在35截面处(燃烧室扩张段进口), 两段供油比例为 $1/4$, 油滴初始直径 $50 \mu\text{m}$, 燃油初始温度 500 K, 垂直于 x 方向喷射, 燃烧效率取 0.75 。

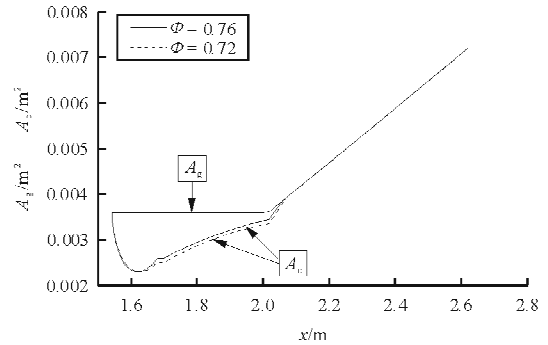
2.2 燃烧室—隔离段匹配计算结果

根据以上几何模型, 采用“三外一内”斜激波系计算进气道出口参数, 通过变比热激波参数计算与摩擦损失计算结合的方法, 可计算出进气道出口参数作为燃烧室—隔离段匹配计算的边界条件, 如表1所示。

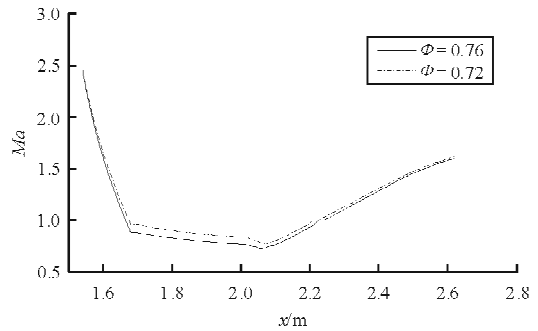
表1 进气道出口参数
Table 1 Flow parameters at inlet exit

方案	Ma_0	Ma_2	T_2/K	P_2/Pa	$v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
1	4.0	1.96	518.4	75 264	891.7
2	4.5	2.18	570.8	77 392	1 036.5
3	5.0	2.37	626.7	80 787	1 180.1
4	5.5	2.55	686.0	85 139	1 323.1
5	6.0	2.71	748.3	90 267	1 465.8
6	6.5	2.86	813.7	96 063	1 608.4
7	7.0	3.00	882.0	102 450	1 751.0

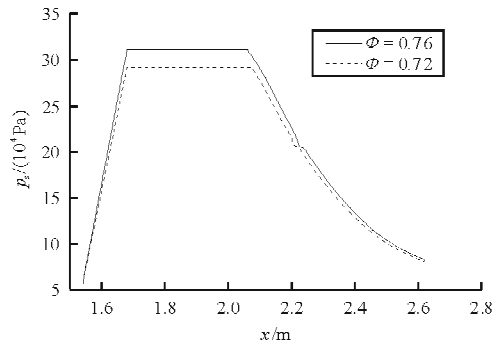
按照集总参数法计算模型, 对不同模式下的燃烧室—隔离段进行联算, 计算结果为: 当 $\Phi=0 \sim 0.55$ 时为无分离的超燃模式; 当 $\Phi=0.56 \sim 0.59$ 时为分离超燃模式; 当 $\Phi=0.60 \sim 0.70$ 时为跨燃模式; 当 $\Phi=0.71 \sim 0.76$ 时为亚燃模式。在 $Ma_0=5.0$ ($Ma_2=2.60$), 总油气当量比 $\Phi=0.72$ 和 $\Phi=0.76$ 的条件下, 对亚燃模式进行计算, 计算结果如图3所示。



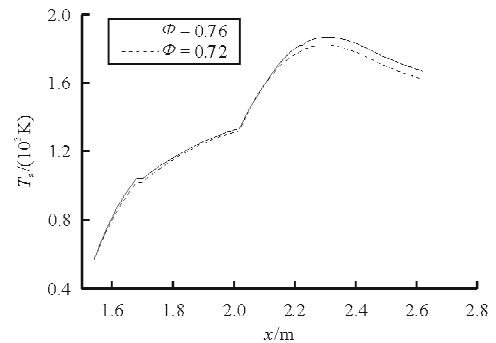
(a) 面积



(b) 马赫数



(c) 静压



(d) 静温

图3 亚燃模式的参数分布

Fig. 3 Distribution of flow parameters of subsonic combustion mode

从图3可以看出, 在供油量较多的情况下, 燃

烧室处于亚燃模态,此时隔离段产生正激波链,燃烧室进口气流流速为亚声速,气流通过调整隔离段出口静压 p_3 (和热力学喉道位置)来实现不同供油量下 ($\phi=0.72$ 和 $\phi=0.76$) 的流量平衡。

当量比 $\phi=0.76$ 时,隔离段反压 p_3 的迭代过程计算如图 4 所示。

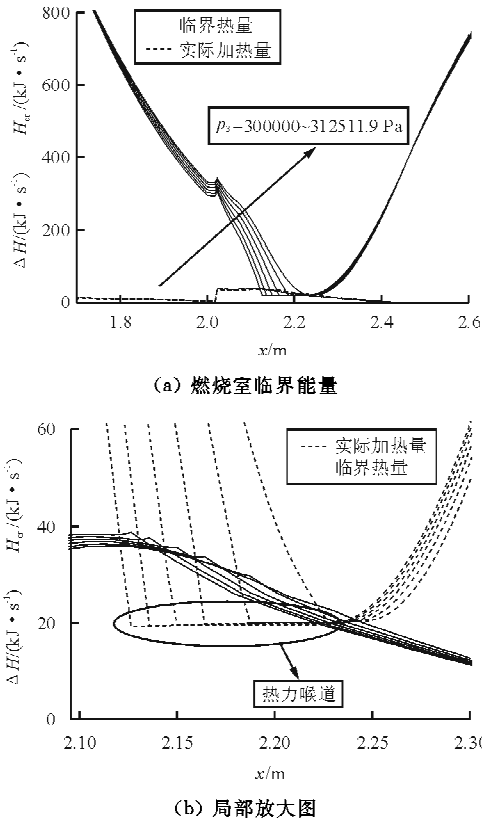


图 4 捕捉热力喉道的临界能量法
Fig. 4 Critical energy method of thermal throat computation

从图 4 可以看出 p_3 的迭代计算过程特点:(1) 当隔离段出口压力 p_3 较小时,加热量超过临界能量,气流将会产生热堵塞,为了使 ERR 减小至精度范围内,将增加隔离段出口压力 p_3 使精度满足;(2) 当给定的初值隔离段出口压力 p_3 过大时,临界能量 ΔH_{cr} 和加热量 ΔH 没有交点,程序无解,需要减小 p_3 ;(3) 在 p_3 由小到大的迭代过程中,会产生一段虚拟的热力喉道,该段气流的马赫数为 1.0,气动参数均为临界参数,随着收敛过程,虚拟的喉道不断变窄,当临界能量线与实际加热量线相切即达到迭代精度,热力喉道为一个计算站点,通过以上迭代过程,即完成了燃烧室—隔离段流量匹配计算。

2.3 给定飞行马赫数下的最大供油量计算

从式(1)可以看出,在几何和进口条件一定的情况下,最高反压 p_e (即 p_3) 决定隔离段激波链最大长度,而最高反压 p_3 由燃烧室最大供油量(即处于堵塞模态时)决定,因此需要准确计算不同飞行马赫数下的堵塞模态。给定飞行马赫数 $Ma_0 = 5.0$,总当量比 $\phi=0.75 \sim 0.80$ 进行燃烧室—隔离段计算,迭代过程中不同当量比 ϕ 下热力喉道长度 (L_{th}) 随反压 p_3 变化的情况如图 5(a) 所示;为了更清晰地观察和捕捉堵塞模态,对当量比 $\phi=0.78$ 和 $\phi=0.79$ 的情况进行对比,结果如图 5(b) 所示。

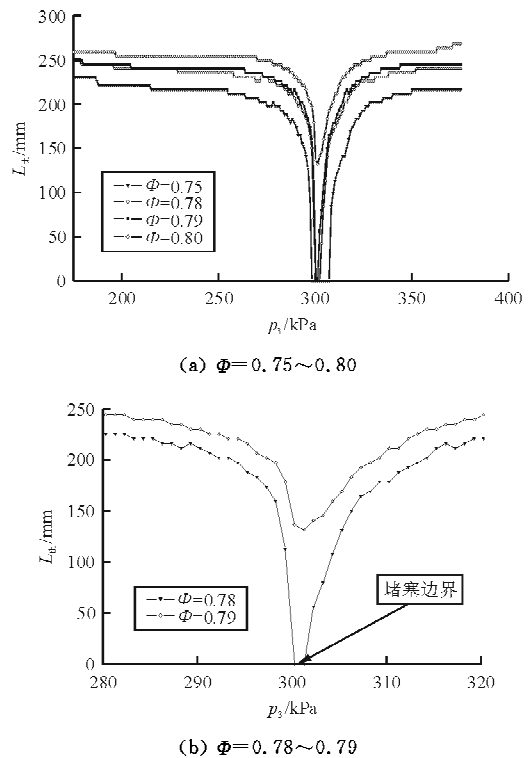


图 5 捕捉堵塞模态的迭代计算过程
Fig. 5 Iterating process of choking margin

从图 5 可以看出:(1) 在捕捉堵塞模态的迭代计算过程中, ϕ 为定值时,增加 p_3 会使 L_{th} 先减小到 0 再增大,其中 $L_{th}=0$ 段表示当 p_3 处于该范围内时,燃烧室内没有堵塞点,临界能量 ΔH_{cr} 永远大于 ΔH ,供油量可以继续增加至临界,因此该 ϕ 并非堵塞边界的最大供油量;(2) 当 ϕ 从 0.75 增加到 0.78 的过程中,改变 p_3 会找到 $L_{th}=0$ 段,而当 ϕ 从 0.79 到 0.80 变化的过程中,改变 p_3 不能找到解,即在高 ϕ 下燃烧室已经处于堵塞模态,可以

认为 $\Phi = \Phi_{\max} = 0.78$ 为堵塞边界内的最大供油量；(3) 亚燃模态中随着 Φ 的增加，将引起隔离段反压 p_3 增加，使隔离段激波链长度增加，理论上，只要隔离段长度足够长，就足以产生与一道正激波相同的 p_3 。但是，当 Φ 超过 Φ_{\max} 时，无论隔离段长度多长，激波链将会被推出隔离段直至进气道进口，造成进气道不起动，这一特点值得重视。因此，在某一固定的飞行马赫数下，当 $\Phi = \Phi_{\max}$ 时燃烧室对于隔离段分离段长度的需求最严格，隔离段设计不得低于该长度。

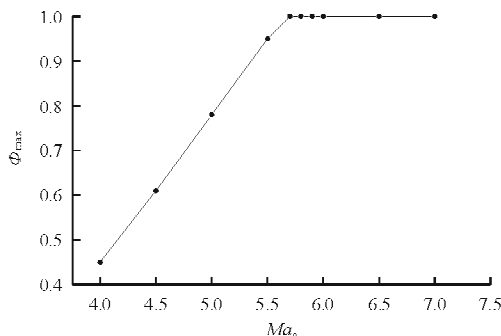
2.4 不同飞行马赫数下的隔离段激波链长度比较

在 Ma_0 下， Ma_2 均随着 Ma_0 的下降而下降。对十组不同的 Ma_0 进行了计算，分别得出该马赫数下对应的隔离段进口条件，通过集总参数法和临界能量法计算燃烧室—隔离段并获得最大供油量 Φ_{\max} ，及隔离段激波链长度 L 。计算结果如表 2 和图 6 所示。

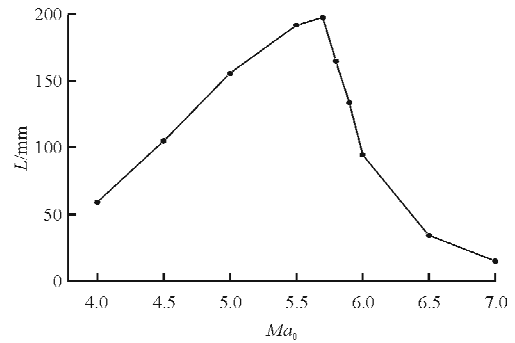
表 2 隔离段激波链长度和相关参数的计算结果

Table 2 Computing results of shock wave chain length of isolator and correlative parameters

方案	Ma_0	Ma_2	Φ_{\max}	P_3/Pa	L/mm
1	4.0	1.96	0.45	235 914	59.13
2	4.5	2.18	0.61	326 467	104.86
3	5.0	2.37	0.78	428 932	155.49
4	5.5	2.55	0.95	540 639	191.62
5	5.7	2.62	1.00	570 603	197.30
6	5.8	2.65	1.00	556 330	164.61
7	5.9	2.68	1.00	527 884	133.66
8	6.0	2.71	1.00	490 367	94.54
9	6.5	2.86	1.00	359 781	34.26
10	7.0	3.00	1.00	322 607	15.06



(a) 最大供油量



(b) 隔离段激波链长度

图 6 最大供油量和隔离段激波链长度的计算结果

Fig. 6 Results of the maximum of fuel mass flow and shock wave chain length of isolator

从表 1 和图 6 可以看出：(1) 当 $Ma_0 \leq 5.7$ 时，随着 Ma_0 的增加，最大供油量 Φ_{\max} 的值不断增加至 1.0， L 也随之增加；(2) 当 $Ma_0 > 5.7$ 时，随着 Ma_0 的增加， $\Phi_{\max} = 1.0$ ，燃烧室逐渐从亚燃模态、跨燃模态向分离超燃模态过渡， L 也随之不断减小，当 $Ma_0 \geq 6.5$ 时，燃烧室处于分离超燃模态，隔离段对“隔离”的需求降低。综上，出现堵塞模态的最高 Ma_0 附近的隔离段分离长度 L 最大。

对堵塞模态的 L 随 Ma_0 增加的原因如下：由式(1)可知， L 主要取决于 Ma_2 和 p_3 。 Ma_0 较高时 Ma_2 较高， L 应较短，但对于堵塞模态， Ma_0 增加允许 Φ_{\max} 增加， p_3 升高明显超过了低 Ma_0 的 p_3 ， p_3 升高和 Ma_2 增加对 L 的综合影响，使 L 在高 Ma_0 时更长。

3 结 论

(1) 求解基于集总参数方程的超燃冲压发动机性能计算模型的临界能量法正确有效，能够快速并准确地完成燃烧室—隔离段流量匹配计算，并获得隔离段反压 p_3 及隔离段激波链长度 L ，并且给出隔离段设计长度的合理参考值；

(2) 在较低飞行马赫数的亚燃模态下，随着供油当量比 Φ 的增加，隔离段反压 p_3 增大，激波链长度 L 增加，至接近堵塞模态时 L 最大；

(3) 不同飞行马赫数下堵塞模态的最大当量比 Φ_{\max} 的准确计算对于隔离段设计非常重要，因此设计隔离段长度时，必须考虑全飞行包线内的发动机工作模态。隔离段的设计长度不得低于任何飞行马赫数下堵塞模态的隔离段分离长度，以满足双

模态超燃冲压发动机在各种飞行条件下对隔离段隔离性能的需求。

参考文献

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. AIAA Education Series, 1994.
- [2] Segal C. The scramjet engine: processes and characteristics [M]. UK: Cambridge University, 2009.
- [3] Chiang-Hwa Ren. A computer based model for the performance analysis of a scramjet propulsion system [D]. USA: Massachusetts Institute of Technology, 1989.
- [4] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [5] Billig F S, Sullins G A. Optimization of combustor-isolator in dual-mode scramjets[R]. AIAA-93-515, 1993.
- [6] Billig F S. Research on supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-513.
- [7] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W. Measured operating characteristics of a rectangular combustor/inlet isolator[R]. AIAA-90-2221, 1990.
- [8] Lin P, Raog V R, O' Connor G M. Numerical analysis of normal shock train in a constant area isolator[R]. AIAA-91-2162, 1991.
- [9] 梁化成, 梁德旺, 郭容伟, 等. 反压作用下等直隔离段性能估算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2421-2428.
Liang Huacheng, Liang Dewang, Guo Rongwei, et al. Predicting method for the performance of constant area isolator under back pressure [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2421-2428. (in Chinese)
- [10] 王成鹏, 张堃元, 程克明. 非对称来流隔离段流动特性研究[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 436-440.
Wang Chengpeng, Zhang Kunyuan, Cheng Keming. Aerodynamic performance analysis of scramjet isolator under asymmetric supersonic flow [J]. Journal of Propulsion, 2006, 27(5): 436-440. (in Chinese)
- [11] 李博, 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道等直隔离段的反压特性研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 78-83.
Li Bo, Yuan Huacheng, Liang Dewang. Research on characteristics of back pressure performance for constant area isolator of a hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 78-83. (in Chinese)
- [12] Kyle Charles Markell. Exergy methods for the generic analysis and optimization of hypersonic vehicle concepts[D]. USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [13] Dessornes O, Scherrer D. Tests of the JAPHAR dual mode ramjet engine [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(3): 211-221.
- [14] Corbin C R. Design and analysis of a mach 3 dual mode scramjet combustor[R]. AIAA-2008-02644, 2008.
- [15] Tran K. One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths[D]. USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [16] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow(Vol. 1)[M]. New York: Ronald Press, 1953.
- [17] 陈玉春, 刘小勇, 黄兴, 等. 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, et al. A model based on lumped parameter method for scramjet performance computation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 840-846. (in Chinese)

作者简介:

徐杰(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

陈玉春(1967—),男,教授,博导。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。

王晓东(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

李洁(1991—),女,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

黄兴(1983—),男,博士研究生。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。

(编辑:张杰)