

文章编号: 1002-8055(2009)11-2242-08

反压作用下等直隔离段性能估算

袁化成, 梁德旺, 郭荣伟, 李 博

(南京航空航天大学 能源与动力学院 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 对不同来流马赫数及不同反压下等直隔离段的出口温度、压力和马赫数进行了分析. 通过曲线拟合, 得到了不同反压下隔离段出口温度、压力及马赫数间的拟合式, 据此给出了预估任意反压下, 隔离段出口马赫数和温度的方法; 研究了隔离段最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数的关系, 分别给出了均匀来流和非均匀来流时隔离段最大承受反压的拟合关系式, 为最大反压比的估算提供了方法; 同时还给出了均匀来流条件下等直隔离段长高比的工程选取拟合式.

关 键 词: 高超声速推进系统; 隔离段; 隔离段性能预估; 最大承受反压

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Predicting method for the performance of constant area isolator under back pressure

YUAN Huacheng, LIANG De2wang, GUO Rong2wei, LI Bo

(Internal Flow Research Center, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flow filed in the isolator of a typical hypersonic inlet was simulated with uniform and nonuniform (with oblique shock) inflow. The pressure2temperature2Mach number at isolator exit relationship was investigated, the relationship of each other was presented, and all of those were independent of the isolator length. The predicting methods of the performance for constant area isolator under back pressure were studied, and doable predicting method of isolator under back pressure was presented. The concept of maximum pressure capability was developed when the back pressure was greater than the maximum pressure capability with unstaring of inlet. Itps observed that the maximum pressure capability has relationship with the Mach number of the isolator exit with no back pressure. The predicting methods of maximum pressure capability for constant area isolator were presented. The maximum pressure2isolator length relationship was also presented.

Key words: hypersonic propulsion system; isolator;
predicting method of the performance; maximum pressure capability

隔离段是高超声速进气道不可缺少的部分, 是进气道与燃烧室之间的气动热力缓冲段, 其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, 避免进气道出现不起动. Waltrup 和 Billig^[1] 实验研究了圆管内激波结构, 给出了激波串长度与反压、来流马赫数及附

收稿日期: 20081217; 修订日期: 20090207

基金项目: 国家 863 计划(2005AA723020)

作者简介: 袁化成(1979-), 男, 黑龙江佳木斯人, 讲师, 博士, 主要从事内流空气动力学, 高超声速进气道设计、仿真及实验等方面的研究. E2mail: yuanhuacheng@nuaa.edu.cn

面层动量损失厚度之间工程拟合式。Bement^[2]对等面积矩形管进行类似的实验,证实该公式也适用于矩形管道。Pei Lin^[3]用数值仿真的方法,研究了二元等面积隔离段内正激波串流动特征,研究了不同反压、附面层厚度和马赫数条件下激波串特性和参数,计算得到的激波串长度与 Waltrup 给出的拟合式吻合很好。王成鹏^[4]等根据实验结果,对 Waltrup 拟合式进行了修正,给出了考虑隔离段进口附面层非对称性的激波串位置拟合式。Carrol 和 Dutton^[5,6]对来流马赫数为 11.6 和 21.45 的矩形管道内激波串结构进行了实验研究,并对马赫数为 11.6 的状态进行了数值模拟,研究了激波串前附面层厚度对内流场的影响,运用油流显示技术与纹影仪观察了流场结构,其实验结果被广泛作为数值模拟的验证算例。本课题组^[7,8]的前期研究中,给出了均匀来流和非均匀来流下等直隔离段内的反压前传模式,激波串的变化特征,隔离段出口参数的变化规律,提出了最大工作反压的概念并给出了确定方法。

总的来看,已有的研究主要对不同反压下隔离段内的激波串结构、变化特征及影响因素进行了分析,对反压对隔离段出口的温度、马赫数等参数的影响研究的不多。而隔离段出口的上述参数均随反压的变化而变化,并且决定了燃烧室的工作模式及燃烧是否能够顺利进行。设计隔离段时,在保证隔离段具有足够的反压承受能力的同时,其出口温度和马赫数是否也能够满足燃烧室的要求?如何确定不同反压下隔离段出口的温度和马赫数?张晓嘉^[9]给出了无反压作用下隔离段出口参数的估算方法,反压作用下隔离段出口参数还无法确定。为此,本文结合前期的研究工作,在文献[8]研究的基础上,对反压作用下等直隔离段的性能估算进行了研究。

1 不同反压下激波串前后流动参数的关系

前期研究已对数值仿真方法对隔离段流动模拟的可靠性进行了验证^[8],结果显示,计算得到的激波形态和位置均与实验吻合较好(图1)。

1.1 物理模型及网格

本文对均匀和非均匀两种来流条件下的等直隔离段进行研究。均匀来流时选取的隔离段模型为带双侧后台阶的等直隔离段,全长 0.28 m,后台阶高 0.005 m,隔离段长高比为 10。非均匀来流

时选取图2所示的二元高超声速进气道2隔离段模型,三级外压缩角分别为 21.5°, 8°和 11°,水平长度分别为 0.195, 0.142 m 和 0.176 m,隔离段高 0.03 m。详细的几何尺寸见文献[8]。

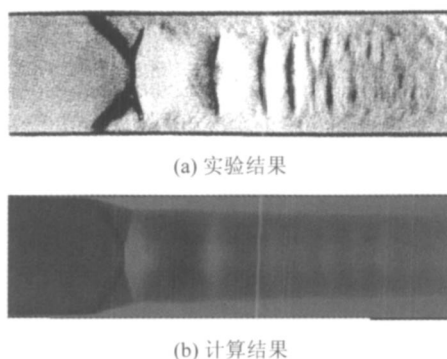


图1 $Ma=1.61, \delta_a/h=0.32$ 时计算、实验图谱对比^[8]

Fig. 1 Comparison of computational and experimental results with $Ma=1.61, \delta_a/h=0.32$ ^[8]

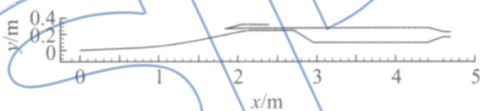


图2 高超声速进气道-隔离段结构图

Fig. 2 Profile of hypersonic inlet-isolator

1.2 均匀来流时激波串前后流动参数的关系

本文作者前期的研究^[8]已给出:随着反压的增加,隔离段出口温度逐渐增大,马赫数逐渐减小,存在某种变化规律且不同来流马赫数的变化规律相似。为了更方便的反映隔离段出口参数的变化规律,本文对计算数据进行了曲线拟合,发现不同反压下隔离段出口温度比、反压比与隔离段出口马赫数可以用拟合式(1)和拟合式(2)来分别描述,其中 T_b, p_b 和 Ma_b 分别表示反压作用下隔离段出口平均温度、压力和马赫数。 T_e, p_e 和 Ma_e 分别表示无反压作用下隔离段出口平均温度、压力和马赫数。

$$\frac{T_b}{T_e} = 1 + 0.0936X + 0.0055X^2 \quad (1)$$

其中

$$X = (41.7627Ma_e - 1) \left[1 - \frac{Ma_b}{Ma_e} \right]$$

$$\frac{p_b}{p_e} = 11.0 + 11.1212X + 0.4701X^2 + 0.3501X^3 \quad (2)$$

其中

$$X = (1 + 0.5896 Ma_e) \left(1 - \frac{Ma_b}{Ma_e} \right)$$

参照式 (1) 和 (2) 的拟合结果, 对隔离段出口反压比和温度比数据进行曲线拟合, 发现反压比与温度比的拟合关系可以用式 (3) 描述.

$$\frac{T_b}{T_e} = \left(\frac{p_b}{p_e} \right)^{\frac{0.0864(4.7627 Ma_e - 1)}{1 + 0.5896 Ma_e}} \tag{3}$$

图 3 分别给出了按式 (1)~ (3) 得到的拟合曲线与仿真结果的对比. 从图可看出, 拟合曲线准确地描述了均匀来流条件下隔离段出口温度比、反压比和马赫数间的关系, 且拟合后, 不同来流马赫数下的数据点均分布在同一条曲线上, 拟合同样明显.

11.3 非均匀来流时激波串前后流动参数的关系

采用与前文相似的方法, 对有斜激波入射时 (非均匀来流) 等直隔离段出口的温度、压力和马赫数间的关系进行了分析 (隔离段长高比 $L/H = 181.54$), 通过曲线拟合, 不同反压下隔离段出口温度比、反压比以及隔离段出口马赫数间的关系可分别用拟合式 (4)~ (6) 描述, 式中符号含义与前文相同.

$$\frac{T_b}{T_e} = 11.0 + 0.1670X + 0.0043X^2 \tag{4}$$

其中

$$X = (21.8074 Ma_e - 1) \left(1 - \frac{Ma_b}{Ma_e} \right)$$

$$\frac{p_b}{p_e} = 11.0 + 0.0803X + 0.1759X^2 \tag{5}$$

其中

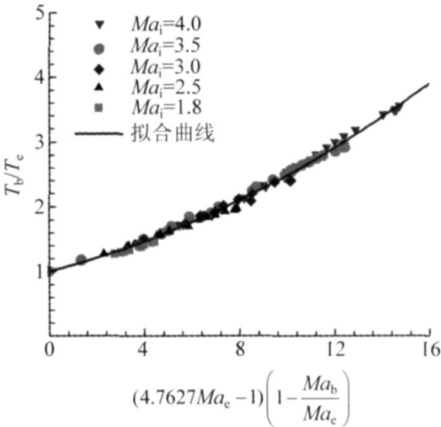
$$X = (1 + 11.5079 Ma_e) \left(1 - \frac{Ma_b}{Ma_e} \right)$$

$$\frac{T_b}{T_e} = -0.11 + 1.1X \tag{6}$$

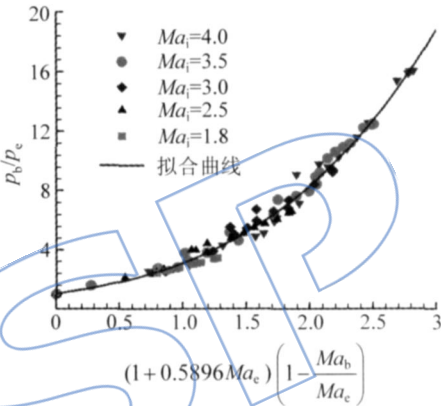
其中

$$X = \left(\frac{p_b}{p_e} \right)^{\frac{0.110(21.8074 Ma_e - 1)}{1 + 11.5079 Ma_e}}$$

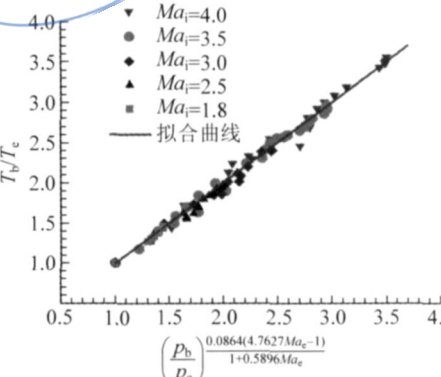
图 4 分别给出了按式 (4)~ (6) 得到的拟合曲线与仿真结果的对比. 从图可见, 拟合曲线准确地描述了隔离段出口温度比、反压比及马赫数间的关系, 且拟合后, 不同来流马赫数下的数据点均分布在同一条曲线上, 拟合同样明显.



(a) 温度比与马赫数



(b) 反压比与马赫数



(c) 温度比与反压比

图 3 均匀来流时隔离段出口温度、压力和马赫数间的拟合关系

Fig. 3 Fitted relationship between the temperature, pressure and Mach number of isolator exit with uniform inflow

前文结果均是在隔离段长高比 $L/H = 181.54$ 时得到的 (此长度下隔离段将激波串完全包含在内). 当隔离段长度改变时, 上述拟合关系式是否还成立呢? 为了探讨是否可将上述拟合关系式应

用到任意长度的隔离段, 将不同隔离段长度下的反压比、温度比和马赫数比与上述拟合曲线进行了对比.

图 5 给出了不同来流马赫数下, 隔离段长高比分别为 $L/H = 131.78$ (隔离段长度与激波串长度相差不大) 和 $L/H = 81.7$ (隔离段长度小于激波

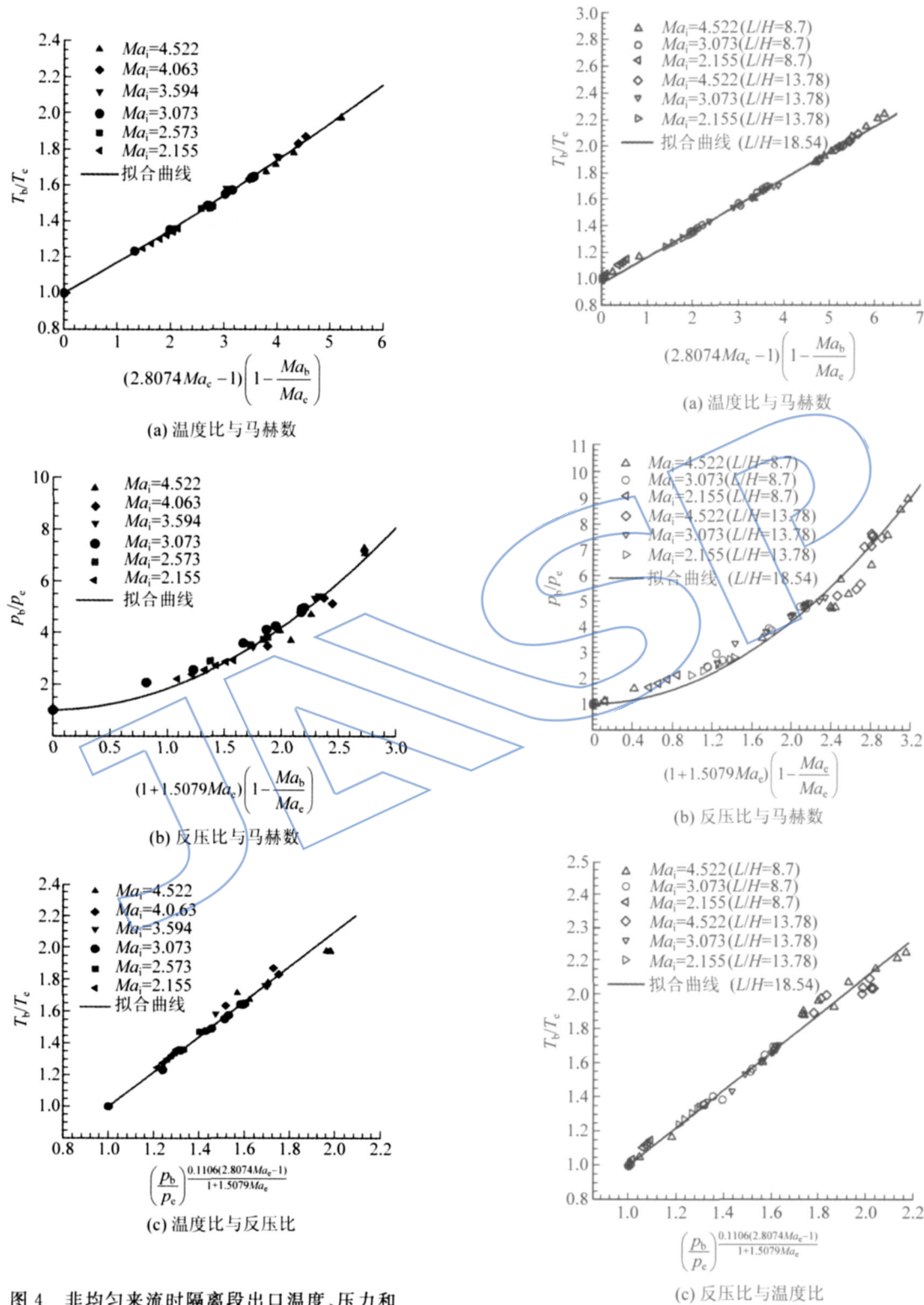


图 4 非均匀来流时隔离段出口温度、压力和马赫数间的拟合关系

Fig. 4 Fitted relationship between the temperature, pressure and Mach number of isolator exit with non-uniform inflow

图 5 不同长高比的隔离段出口参数与拟合式的对比
Fig. 5 Fitted relationship between the temperature, pressure and Mach number of different length isolator exit

串长度)时, 隔离段出口反压比、温度比及马赫数与相应拟合曲线的对比. 由图可见, 当隔离段长度改变时, 计算得到的反压比、温度比及马赫数与相应的拟合曲线吻合较好, 说明前文得到的拟合规律与隔离段长度无关, 即前文按隔离段长高比 $L/H = 181.54$ 所得到的拟合规律, 适用于任意长度的隔离段.

将拟合式(1)~(3)与拟合式(4)~(6)进行对比后发现, 非均匀来流条件与均匀来流条件下得到的等直隔离段出口温度、压力和马赫数间的拟合式的形式基本相同, 仅是部分系数略有调整.

2 反压作用下隔离段性能的估算

根据前文给出的隔离段出口温度、压力及马赫数间的拟合关系式可以预估任意反压下隔离段出口的温度和马赫数. 具体的估算方法如下(以有斜波入射的等直隔离段为例, 均匀来流时的估算方法与其相同):

假设无反压作用下隔离段出口的温度(T_e)、压力(p_e)和马赫数(Ma_e)已知(文献[9]已给出无反压时隔离段出口参数的估算方法). 首先, 对拟合式(4)和(6)进行变换得到式(7)和(8), 对于任意给定的反压 p_b , 由 p_b/p_e , Ma_e 和 T_e , 根据式(7)可求得 p_b 作用下隔离段出口的温度 T_b ; 再由 T_e , Ma_e , T_b 及式(8)求得 p_b 作用下隔离段出口马赫数 Ma_b , 这样就得到了任意反压作用下隔离段出口的温度和马赫数.

$$Ma_b = Ma_e \left(1 - \frac{X}{21\,807.4 Ma_e - 1} \right) \tag{7}$$

$$\frac{T_b}{T_e} = 11.1 \left[\frac{p_b}{p_e} \right]^{\frac{0.11106(2\,807.4 Ma_e - 1)}{1 + 11.507\,96 Ma_e}} - 0.1 \tag{8}$$

其中

$$X = -19\,418.6 + 151\,249.9 \sqrt{\frac{T_b}{T_e}} + 0.6215$$

图 6 和图 7 分别给出了隔离段出口温度比和马赫数的误差分析, 其中纵坐标表示数值模拟结果, 横坐标为按拟合式得到的结果. 由图可知, 温度比的误差均在 ±6% 以内, 马赫数误差相对较大, 在 ±8% 之间.

也可由 p_e , Ma_e , p_b 及式(5)迭代求得 Ma_b , 再由 Ma_b , Ma_e , T_e 及式(4)求得 T_b . 也同样可求得任意反压作用下隔离段出口温度和马赫数. 分析发现第二种方法误差较大, 因此建议采用第一种方法估算隔离段出口温度和马赫数.

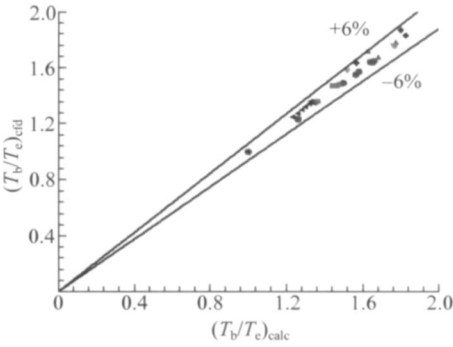


图 6 隔离段出口温度比误差分析图
Fig. 6 Temperature error between computed and computational fluid dynamics (CFD)

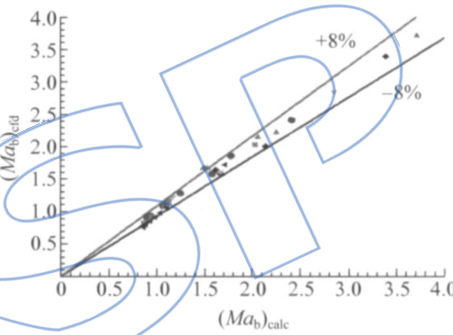


图 7 隔离段出口马赫数误差分析图
Fig. 7 Mach number error between computed and CFD

3 隔离段长度对最大承受反压的影响

隔离段长度对其反压承受能力有重要影响. 通常, 增大隔离段长度能够增加其反压承受能力, 但隔离段也不能取得太长, 过长的隔离段将增加飞行器的质量, 增加流动损失. 因此有必要对如何准确选取隔离段长度进行研究. 为此, 本文对文献[10]给出的隔离段试验数据进行了整理和分析, 给出了最大承受反压随隔离段长高比的变化关系. 如图 8 所示, 横坐标表示隔离段长高比, 纵坐标表示隔离段最大承受反压与隔离段进口压力的比值(p_{bmax}/p_i). 由图可见, 不同来流马赫数下, 隔离段最大承受反压随隔离段长度的变化规律相似, 均随其长度的增加逐渐增大, 且当隔离段长度增加到某一数值时, 其最大承受反压几乎不再随长度的变化而变化. 因此, 可推断存在某一隔离段长度, 当隔离段长度大于此长度时, 隔离段的最大

承受反压不再随其长度的变化而变化, 此长度即为隔离段可获得极限反压的长度. 由于试验的数据点有限, 目前还无法从图 8 上得到该长度, 有待于今后继续研究.

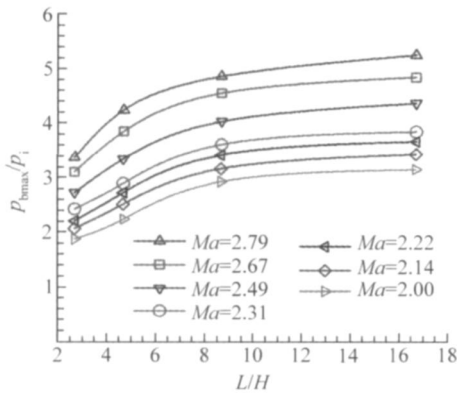


图 8 隔离段长度对最大承受反压的影响
Fig. 8 Length of the isolator effect on the maximum pressure capability

根据 Bement^[2] 给出的等面积矩形管内激波串名义长度 L 与反压 p_b 、来流马赫数 Ma 及进口附面层动量损失厚度 H 之间工程拟合式. 将其应用于本文均匀来流条件隔离段的数值仿真结果, 可求得不同来流马赫数下, 最大承受反压时隔离段的激波串名义长度 L , 且可拟合得到式(9).

图 9 给出了按上述方法得到的最大承受反压时名义激波串长度与无反压作用下隔离段出口马赫数(Ma_e)的关系. 由图可见, 拟合曲线与相应的数据点吻合较好, 说明拟合曲线可较好的描述均匀来流时最大承受反压下激波串名义长度与隔离段出口马赫数间的关系.

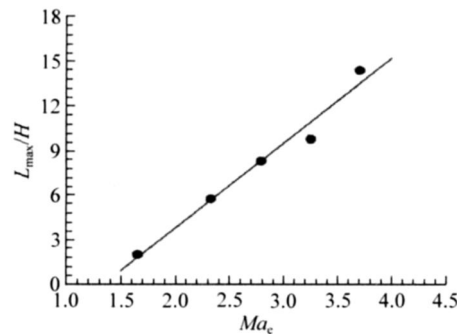


图 9 最大激波串长度与隔离段出口马赫数的关系
Fig. 9 Relationship between the maximum length of the shock train and Mach number of isolator exit

$$\frac{(L/H)(Ma^2-1)Re^{0.2}}{(HH)^{\frac{1}{2}}} = 50 \left(\frac{p_b}{p_a} - 1 \right) + 170 \left(\frac{p_b}{p_a} - 1 \right)^2$$
$$\frac{L_{max}}{H} = 51.88Ma_e - 71.94$$
$$(11.5 [Ma_e] - 4) \quad (9)$$

对比上述两式可见, Bement 给出经验式包含了隔离段进口附面层动量损失厚度、雷诺数等因素, 由其确定最大激波串名义长度在工程中不易确定. 本文给出的隔离段最大承受反压时的激波串名义长度相对较为简单, 由无反压时隔离段出口马赫数唯一确定, 工程中更易于实现. 但此拟合式还有待于实验的进一步验证. 由式(9)可见, 对于隔离段出口马赫数在 2.15~ 3.10 的超燃冲压发动机隔离段, 要达到较大的反压承受能力, 其隔离段长高比建议取在 7~ 10 倍之间为宜.

4 最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数的关系

对于任意形状的隔离段, 当在某一反压作用时, 进气道处于正常起动状态, 此时若稍微增加反压, 激波串将立刻被推出隔离段, 导致进气道不起动, 本文定义这一反压为该隔离段的最大承受反压. 本文研究的隔离段最大承受反压均以隔离段长度将激波串包含在内为前提.

4.1 均匀来流时, 隔离段最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数的关系

已有的隔离段研究结果表明^[8], 对于均匀来流时的等直隔离段, 当达到最大承受反压时, 激波串逐渐转为正激波, 此时隔离段内波系的压缩效果等同于正激波的压缩效果. 因此, 可以根据正激波关系式确定隔离段的最大承受反压.

图 10 给出了隔离段最大承受反压比(即最大承受与无反压时隔离段出口静压的比值)与无反压下隔离段出口马赫数关系, 图中正三角形符号为数值计算结果, 倒三角形符号以隔离段进口马赫数为波前马赫数, 按正激波关系式理论计算得到的数值. 从图可以看到, 二者相差不大. 所以, 以隔离段进口马赫数为波前马赫数, 按正激波理论计算得到的正激波后压力即为均匀来流时等直隔离段的最大承受反压.

由于实际隔离段进口马赫数很难测得, 而隔离段出口的压力和马赫数相对较容易测得且必须

测得. 因此, 对数值模拟得到的最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数进行了拟合, 发现其可用拟合式(10)来描述.

$$\frac{p_{bmax}}{p_e} = 11\,228\,1Ma_e^{11\,9344} \tag{10}$$

本文作者前期研究激波串长度与反压比的关系式时^[8]曾给出当反压比增加到一定数值时, 激波串长度急剧减小, 而此过程中反压比几乎不变. 通过分析后发现, 此压力即为隔离段的最大承受反压, 因此也可以据此给出最大承受反压的拟合关系式, 即

$$C = \frac{p_{bmax}}{p_e} = 11\,190\,5Ma_e^{11\,9545} \tag{11}$$

对比拟合式(10)和(11)可以看出, 两者具有相同的函数形式, 仅是具体的拟合系数略有差异. 图 10 分别给出了按式(10)和(11)计算得到的拟合曲线, 由图可见, 两种不同方法得到的拟合曲线几乎重合, 均准确地描述了最大承受反压比与无反压下隔离段出口马赫数的关系, 说明拟合结果是可信的. 同时注意到, 式(11)得到的最大承受反压结果略小于式(10)得到的结果, 这主要是由于式(10)是按计算得到的最大承受反压值拟合得到的, 而式(11)是按接近最大承受反压时的平均值拟合而来, 其略小于计算得到的最大承受反压值, 考虑到计算及拟合误差的影响, 本文作者认为这两种不同方法得到的隔离段最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数的关系式是等价的. 综合以上因素, 本文作者建议, 实际应用时, 可以采用拟合式(11)来预估均匀来流时等直隔离段的最大承受反压.

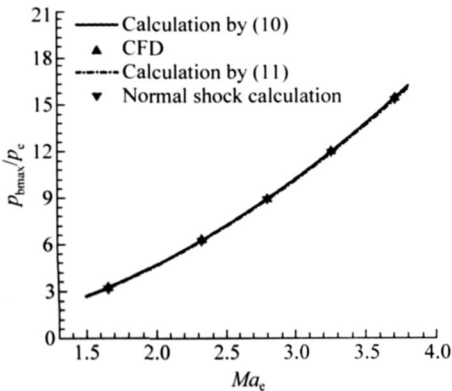


图 10 最大承受反压与隔离段出口马赫数的关系
(均匀来流)

Fig. 10 Fitted relationship between the maximum pressure and Mach number of isolator exit
(uniform inflow)

4.2 非均匀来流时隔离段最大承受反压与无反压下隔离段出口马赫数的关系

通过对数值模拟结果的大量拟合, 有斜激波入射时(非均匀来流)等直隔离段的最大承受反压比和无反压下隔离段出口马赫数的变化关系可以用拟合式(12)来描述.

$$\frac{p_{bmax}}{p_e} = 11\,828\,5Ma_e^{11\,0028} \tag{12}$$

图 11 给出了按式(12)计算得到的曲线, 离散点为隔离段长高比 $L/H = 18.54$ 和 $L/H = 131.78$ 的计算数据(此隔离段长度下, 隔离段均将激波串包含在内). 由图可见, 拟合曲线准确的描述了最大承受反压比与无反压下隔离段出口马赫数的关系, 利用拟合式(12)可简单的预估非均匀来流时等直隔离段的最大承受反压.

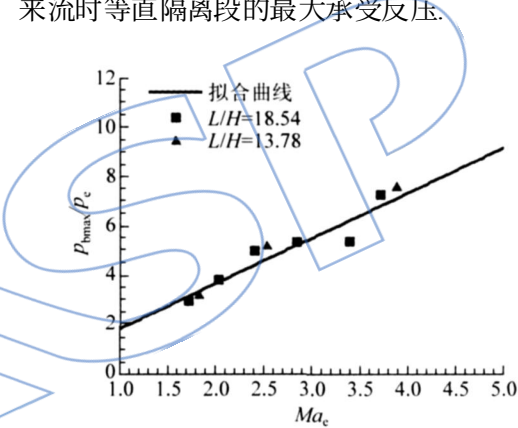


图 11 最大承受反压与隔离段出口马赫数的关系
(非均匀来流)

Fig. 11 Fitted relationship between the maximum pressure and Mach number of isolator exit(nonuniform inflow)

由正激波前后压比关系式可知, 当 $C = 11\,38$ 时, 正激波前后压比可用式(13)表示

$$\frac{p_2}{p_1} = 11\,159\,7Ma_1^2 - 01\,159\,7 \tag{13}$$

图 12 给出了不同隔离段出口马赫数下分别按式(11)~(13)计算得到的最大承受反压比曲线. 从图可以看出, 当隔离段出口马赫数大于 11.7 时, 等直隔离段在均匀来流条件下的最大承受反压比拟合式与正激波前后压比相当, 而斜激波入射的非均匀来流时的最大反压比则小于正激波前后的压力. 可见, 相同的隔离段出口马赫数下, 均匀来流时的隔离段的最大反压承受能力明显大于非均匀来流时的最大反压承受能力, 且马赫数越

大,两者差值越大.

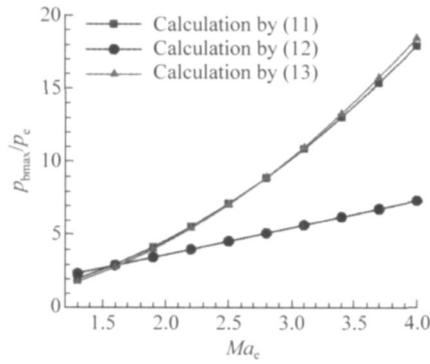


图 12 不同计算方法得到的最大承受反压与隔离段出口马赫数的关系

Fig. 12 Contrasted the maximum pressure with different methods

造成上述现象的原因可能是由于均匀来流时最大承受反压下等直隔离段内形成正激波,而斜激波入射的非均匀来流时最大承受反压下等直隔离段内形成斜激波串^[8],其强度小于正激波.

5 结 论

本文研究,可得如下结论性意见:

- 1) 通过大量拟合,分别给出了均匀和非均匀来流条件下隔离段出口压力、温度及马赫数间的拟合关系式,据此可由无反压作用下隔离段出口参数预估任意反压下隔离段出口截面参数;
- 2) 等直隔离段的最大承受反压与无反压时隔离段出口的马赫数有关,给出了直隔离段的最大承受反压估算式,据此可根据无反压下隔离段出口的马赫数和压力估算隔离段的最大承受反压;
- 3) 相同隔离段出口马赫数下,均匀来流时的最大反压承受反压大于非均匀来流时的最大承受反压;
- 4) 给出了均匀来流条件下等直隔离段最大承受反压时的隔离段长高比选取的拟合式,对于出口马赫数在 2.5~3.0 的超燃冲压发动机隔离

段,建议其隔离段长高比选取在 7~10 倍之间为宜.

参考文献:

[1] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts [J]. AIAA Journal, 1973, 11 (10): 1404-1408

[2] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W. Measured operating characteristics of a rectangular combustor/inlet isolator [R]. AIAA 9022221, 1990

[3] Lin P, Raog V R, O'Connor G M. Numerical analysis of normal shock train in a constant area isolator [R]. AIAA 922162, 1992

[4] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005

WANG Chengpeng. Aerodynamic performance analysis of scramjet isolator under asymmetric supersonic flow [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005 (in Chinese)

[5] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8 (2): 442-448

[6] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary layer interactions in rectangular ducts [J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6 (2): 182-193

[7] 梁德旺, 李博. 高超声速进气道隔离段反压的前传模式及最大工作反压 [J]. 空气动力学报, 2006, 24 (4): 452-460

LIANG Dewang, LI Bo. Back pressure propagation mode and maximum working back pressure of hypersonic inlet isolator [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24 (4): 452-460 (in Chinese)

[8] 李博, 袁化成, 梁德旺. 等直隔离段反压特性研究 [J]. 宇航学报, 2008, 29 (1): 782-831

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): 782-831 (in Chinese)

[9] 张晓嘉. 二元高超声速进气道设计和优化方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008

ZHANG Xiaojia. Designing method and optimization of two-dimensional hypersonic inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008 (in Chinese)

[10] Emami S, Trexler A, Auslender H, et al. Experimental investigation of inlet combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4 [R]. NASA2TP23502