

文章编号: 1000-8055(2009)04-0911-07

超燃冲压发动机一体化设计及数值模拟

李建平, 宋文艳, 郑亚明, 罗飞腾
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 以一体化设计的思想, 对超燃冲压发动机各部件进行了初步设计. 采用 CFD 方法对所设计的构型进行了流场数值模拟和性能计算, 数值模拟结果与实验值比较吻合. 分析总结了发动机各部件和整机的流场及性能变化规律, 比较了发动机工作和不工作情况下的性能变化. 研究结果对超燃冲压发动机一体化设计及其性能变化研究具有一定参考价值.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 一体化设计; 数值模拟; 性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Research on scramjet integration design and numerical simulation

LI Jian-ping, SONG Wen-yan, ZHENG Ya-ming, LOU Fei-teng

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

Abstract: Scramjet components were preliminarily designed in this paper according to concept of integration design. The flow-fields and performance of the two-dimension configuration were simulated using CFD methods, and the numerical results were found to agree well with experimental data. The flow-field and performance variation-trends of each component and the whole engine were analyzed and summarized, and the difference of engine performance under work and off-work state was compared. The research results can provide a reference for researches on integration design and performance of scramjet.

Key words: scramjet; integration design; numerical simulation; performance

NASA 在 Hyper-X 计划中发展的以氢燃料超燃冲压发动机为动力的飞行器 X-43A 在 2004 年成功进行了两次飞行试验, 飞行速度分别达到了 6.83 马赫、10 马赫, 被誉为“突破高超声速屏障”的飞行^[1]. 目前各军事大国竞相发展以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器技术. 超燃冲压发动机/飞行器一体化是吸气式高超声速飞行器动力装置的重要设计思想, 其特点是将飞行器机体的下表面作为发动机进气道与尾喷管的一部分, 使飞行器的前体作为进气道的预压缩面, 后体作为发动机喷管膨胀面的组成部分, 从而可以减小发动机的迎风面积, 降低外阻力和质量.

与飞行器机体一体化的超燃冲压发动机主要由前体/进气道、隔离段、燃烧室、尾喷管/后体组成, 其中以燃烧室结构设计最为关键. 目前, 国外相关研究机构都发展了自己的超燃冲压发动机/飞行器一体化的设计工具(如 NASA Langley 研究中心的 HOLIST), 但国内现阶段尚未形成比较成熟和适用的设计工具. 本文在借鉴吸收国内外超燃冲压发动机/机体一体化设计经验的基础上, 对超燃冲压发动机各部件进行了初步设计, 采用商用软件 Fluent 对设计的二维构型在设计点和非设计点流场和性能进行了初步评估. 分析总结了发动机各部件及整机流场和性能的变化规律, 期望

收稿日期: 2008-03-31; 修订日期: 2008-09-24

作者简介: 李建平(1976-), 男, 山西高平人, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术. E-mail: lijianping001@mail.nwpu.edu.cn

本文的研究能为超燃冲压发动机一体化设计及性能研究提供一定参考。

1 超燃冲压发动机/机体的设计

设飞行器的飞行任务方案为:飞行器在 $Ma = 3.5$, $H = 18$ km 与助推火箭分离,超燃冲压发动机开始启动工作后,沿等动压($q_0 = 64\ 240$ Pa)轨道继续爬升,加速至 $Ma = 6$, $H = 25$ km,然后以 $Ma = 6$ 等高度巡航飞行。根据该飞行任务要求,取飞行马赫数 $Ma = 6$,飞行高度 $H = 25$ km 为设计点。

采用等激波强度方法设计方法^[2-3]设计了不带侧壁压缩的三波系唇口平直的固定几何进气道。设计得到二维进气道结构及尺寸见图1。

隔离段的长度采用半经验公式估算^[4]。本文确定隔离段长度为 360 mm。

燃烧室的设计是整个超燃冲压发动机各部件设计中最为复杂的部件。本文按等面积+等 Ma 数原则设计燃烧室^[5-7]。将燃烧室设计成两段:第一段为等面积段,第二段为等 Ma 数扩张段。等面积段、等 Ma 数扩张段的长度及扩张角的确定要综合考虑燃烧效率、摩擦损失、发动机总长限制等方面折衷选择,一般扩张段扩张角在 $1^\circ \sim 3^\circ$ 之间。为解决燃料/空气混合、解决点火和火焰稳定,本文采用燃料喷射与凹槽和背风台阶结合作为火焰稳定器,以增强燃料/空气混合、提高超燃冲压发动机的性能。

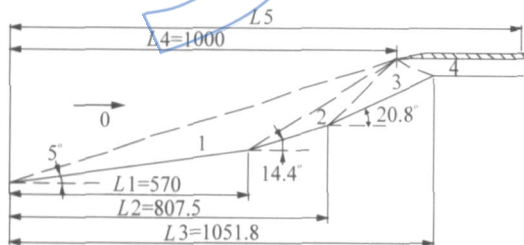


图1 二维进气道结构简图(单位:mm)

Fig.1 Sketch of 2-D inlet configuration (Unit:mm)

利用简化的特征线方法对单斜面喷管上壁外形进行设计^[8],本文设计的二维尾喷管长 998.2 mm,初始膨胀角 $\beta = 20^\circ$,外罩长度 20 mm,外罩内壁扩张角 6° 。

本文设计得到的超燃冲压发动机一体化设计模型见图2。该模型总长 3 000 mm,总高 233.65 mm,前体/进气道长 1 051.8 mm,燃烧室总长 950 mm(其中隔离段长 360 mm)。

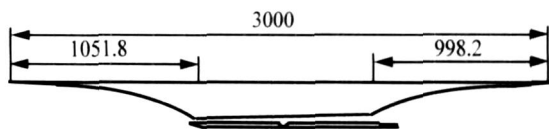


图2 超燃冲压发动机一体化二维设计模型(单位:mm)

Fig.2 Two dimension integration configuration of scramjet (Unit:mm)

2 流场数值方法验证

数值模拟超燃冲压发动机一体化流场,以燃烧室的燃烧流场最为复杂。现以所设计的超燃冲压发动机燃烧室(见图3)为例,利用商用软件 Fluent 数值模拟其二维流场,与该燃烧室模型在西北工业大学动力与能源学院超燃冲压发动机实验室的实验结果进行比较,以验证数值方法的适用性。

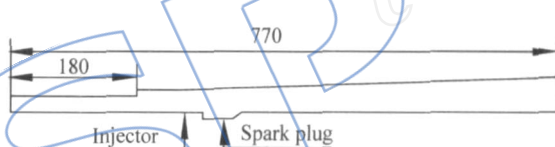


图3 超燃冲压发动机燃烧室结构简图

Fig.3 Sketch of scramjet combustion configuration

针对该燃烧室模型所进行的实验,燃烧室入口气流参数如下:来流为纯净空气,流量约 0.73 kg/s;总温为 973 K;总压为 0.82 MPa;马赫数为 1.989。喷射燃料条件为:喷射氢气总温为 299 K;油气比为 0.42;喷射总压为 5.5 MPa;喷射静压为 2.93 MPa。

计算设置如下:由 Gambit 生成结构网格;采用耦合隐式求解器,湍流模型为标准 $k-\omega$ 模型;进口条件:给定进口的总压、静压、总温及工质组分;出口条件:核心区为超音速流动,对原始变量采用一阶精度外推。壁面条件:绝热无滑移壁面,零压力梯度;燃料喷嘴出口边界:给定喷嘴的出口参数(总压、静压、总温及工质组分);考虑气流变比热的影响。

本文组分传输模型采用有限速率反应模型,模型中考虑 4 种组分:氢气、氧气、氮气和水。化学反应模型采用一步完全反应模型。

图4、图5分别给出了燃烧室下壁面、上壁面压力分布计算结果与实验结果的对比(压力及长度分别根据进口总压,燃烧室总长进行无量纲化)。由图可知,燃烧室前半部分计算值和实验值吻合很好,后半部分计算值比实验值略低(经查原因为后半段 9 个测点压力传感器与前半段传感器

型号不同,量程较大,存在系统误差导致测量值略高于实际值),差异较小.表明采用本文的计算方法数值模拟一体化超燃冲压发动机的流场是可行的.

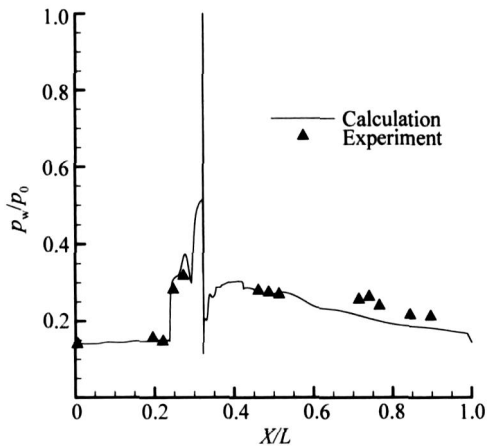


图 4 燃烧室下壁压力分布

Fig. 4 Combustor bottom-wall pressure distribution

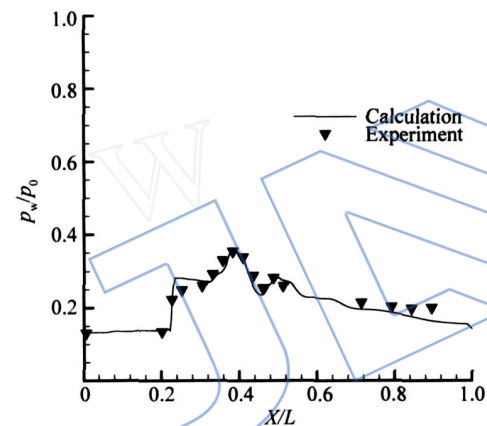


图 5 燃烧室上壁压力分布

Fig. 5 Combustor top-wall pressure distribution

3 超燃冲压发动机/机体流场及性能计算结果分析

采用 Gambit 生成结构化的矩形网格,在近壁面区域进行加密处理,网格节点数为 166 268,见图 6.本文计算了等动压不同来流马赫数状态下油气比为 0.5 时不点火(冷喷)和点火(热喷)的流场和性能.发动机来流及喷氢条件如表 1 所示.



图 6 超燃冲压发动机一体化模型网格

Fig. 6 Computational grids of the scramjet integration model

表 1 发动机来流及喷氢条件

Table 1 Condition of freestream and hydrogen injection

马赫数	静压/ Pa	总压/ Pa	静温/ K	总温/ K	高度/ km	喷氢 油气比
4	5735.7	910000	216.8	883	19.8	0.5
5	3670.9	2200000	219.7	1241	23.1	0.5
6	2549.2	4900000	221.5	1658	25	0.5
7	1872.9	10600000	224	2147	27.5	0.5

3.1 热喷情况

图 7 为超燃冲压发动机一体化二维构型静压等值线图,由图可知:在设计点 $Ma=6$,前体/进气道三道斜激波交于外罩唇口,在非设计点 $Ma=7$ 时三道斜激波打到进气道内部;在 $Ma=4,5$ 时三道斜激波打到唇口下方.表 2 为前体/进气道性能参数,由表可知,在 $Ma=4$ 时,总压恢复系数、流量系数急剧下降,表明进气道起动失败.其原因为氢气燃烧引起燃烧室压力升高,压力扰动向上游传播,导致隔离段反压过高;加之来流马赫数较低,超出了进气道的调节能力,造成流动壅塞,从而进气道起动失败.

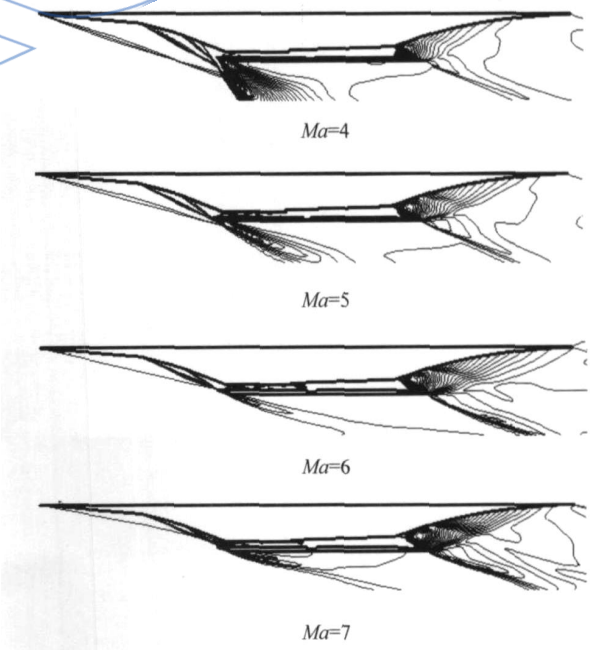


图 7 超燃冲压发动机一体化二维构型静压等值线图

Fig. 7 Static pressure contours of 2-D scramjet integration configuration

图 8 为不同来流马赫数状态下进气道及尾喷管流线图.由图可知,在 $Ma=4$ 或 5 时,前体/进气道未能完全捕获预进入进气道的空气,有一部

分压缩的空气“逃离”了进气道,产生溢流损失,溢流面为图中粗黑线所示.尾喷管流场中,当来流马赫数从 4 到 7 变化时,膨胀流与外界气流的相交面即滑移面(图中粗黑线所示)均向外扩张,以 $Ma=6$ 时扩张程度最大,说明尾喷管出口气流为亚膨胀,在后体区域进一步膨胀.滑移面产生的损失即为羽流损失.

表 2 前体/进气道性能参数

Table 2 Parameters of forebody/ inlet performance

飞行 Ma	总压恢复 系数	流量 系数	出口平均 静压/ Pa	出口平均 马赫数
4	0.31	0.37	89678	1.37
5	0.36	0.81	175944	1.39
6	0.27	0.99	98296	1.81
7	0.15	1.00	94764	1.91

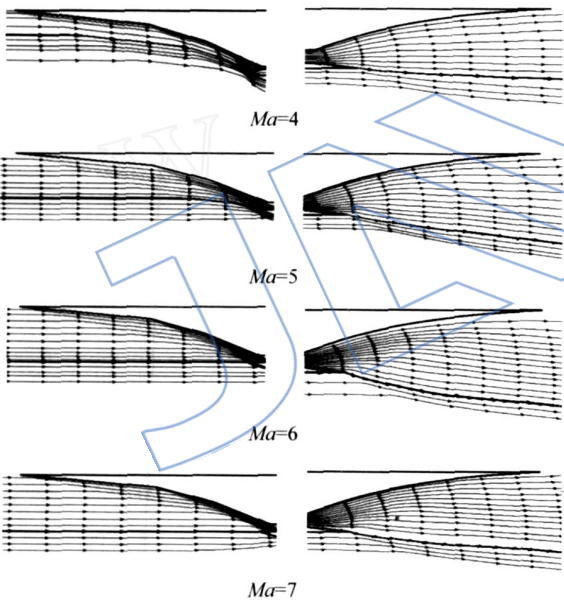


图 8 不同来流马赫数下进气道及尾喷管流线图

Fig.8 Streamlines of inlet and nozzle with different freestream Mach number

本文分别采用壁面积分法和控制体积法计算得到了发动机产生的净推力.

壁面积分法:内流对动力装置产生推力称为内推力 F_{in} ,外流对动力装置产生阻力称为外阻力 F_{out} ,则净推力 T 为

$$T = F_{in} + F_{out} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = \left[\int_1 dx + \int_1 dx \right] + \left[\int_2 dx + \int_2 dx \right] + \left[\int_3 dx + \int_3 dx \right] + \left[\int_4 dx + \int_4 dx \right]$$

式中 F_1, F_2, F_3, F_4 分别为作用在 1,2,3,4 面上沿 x 方向的作用力(见图 9),其值为该壁面上压力和摩擦力沿 x 方向积分的代数和.

控制体积法计算得到的净推力(安装推力) T 为

$$T = F_{in} - F_{out} = W_9 u_9 - W_0 u_0 + (p_9 - p_0) A_9 - \int_A (p_A - p_0) dA - \int_B (p_B - p_0) dA - X_f$$

其中溢流阻力 $f_A = \int_A (p_A - p_0) dA$

羽流阻力 $f_B = \int_B (p_B - p_0) dA$

发动机外表面摩擦阻力 $X_f = \int_1 dA + \int_4 dA$

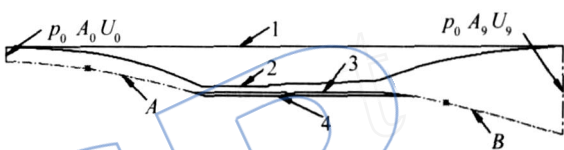


图 9 超燃冲压发动机一体化构型计算面的划分

Fig.9 Computational surface distribution for scramjet integration configuration

表 3 为控制体积法计算得到的溢流阻力和羽流阻力.分析可知,在 $Ma=4$ 时,因进气道溢流严重,产生的溢流阻力最大; $Ma=5$ 次之,在 $Ma=6,7$ 时,未产生溢流,溢流阻力为 0;关于羽流阻力,结合图 8 分析,因气流在喷管出口为亚膨胀,在后体区域继续膨胀产生羽流阻力,在 $Ma=4$ 时膨胀程度最小(因氢气在燃烧室燃烧不充分,分析图 12 可知), $Ma=6$ 时膨胀程度最大,故羽流阻力在 $Ma=4$ 时最小,在 $Ma=6$ 时最大.

表 3 控制体积法计算的阻力

Table 3 Drag calculated by control volume method

来流 Ma	溢流阻力/ N	羽流阻力/ N
4	4690	48.7
5	624	817
6	0	1130
7	0	901

表 4 为采用两种方法计算的净推力分布比较.由表可知:在 $Ma=5,6,7$ 时,两种方法均计算得到了正的净推力, $Ma=4$ 时进气道不起动,净推力为负. $Ma=4,5,6,7$ 时由控制体积法和壁面积分法得到的净推力误差依次为 6.39%,0.97%,2.13%,4.74%, $Ma=4$ 由于进气道溢流损失较大导致计算误差略大.

表 4 壁面积分法和控制体积法计算的推力比较
Table 4 Comparison of thrust calculated by surface
integral and control volume method

来流 Ma	净推力/N (控制体法)	净推力/N (壁面积分法)	相对误差/%
4	- 3217.7	- 3423.3	6.39
5	6746.7	6681.7	0.97
6	4296.3	4204.8	2.13
7	3277.5	3122.2	4.74

图 10、图 11 分别为发动机上壁(2 面,见图 9)、下壁面(3 面,见图 9)静压分布. 由图可知,在隔离段区域,由于激波膨胀波的传播,壁面压力波动幅度很大;燃烧室区域内由于燃烧,化学能的释放导致壁压升高,在燃料喷射位置的上下壁面静压达到最大值,在内喷管出口上壁压力迅速下降. $Ma=4$ 时,在进气道入口之前上壁压力又产生一次突跃,表明燃烧室压升导致的扰动已经达到进气道入口,进气道已进入不起动状态;在燃料喷射位置之后,其压升较低,表明氢气未能充分燃烧.

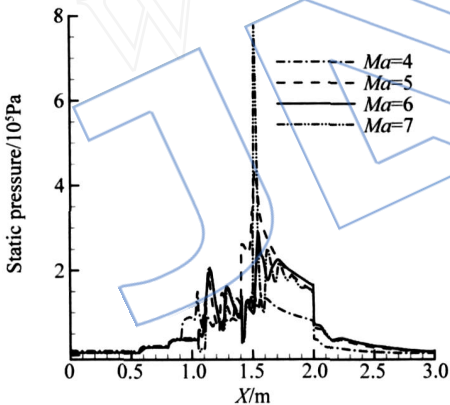


图 10 发动机上壁面静压
Fig. 10 Top-wall static pressure of engine

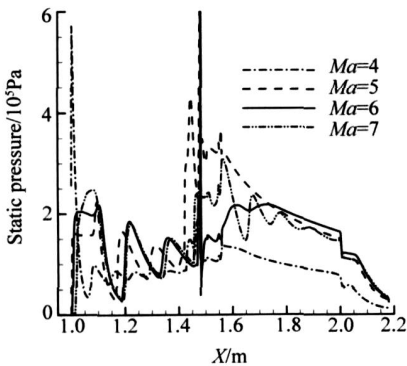


图 11 发动机下壁面静压
Fig. 11 Bottom-wall static pressure of engine

图 12 为不同来流马赫数的静温云图,图 13 为不同来流马赫数的燃烧效率变化. 由图可知,在 $Ma=4$ 时,燃烧室内高温区域所占比例最低,其最高值在 2400 K,燃烧效率最低,只有 30 %左右,进一步说明由于进气道不起动导致氢气未能充分燃烧;在 $Ma=5,6,7$ 时,高温区域所占比例较 $Ma=4$ 时提高很多,其最高值分别在 2600,2800,2800 K,燃烧室出口燃烧效率分别达到了 75 %,81 %,82 %.

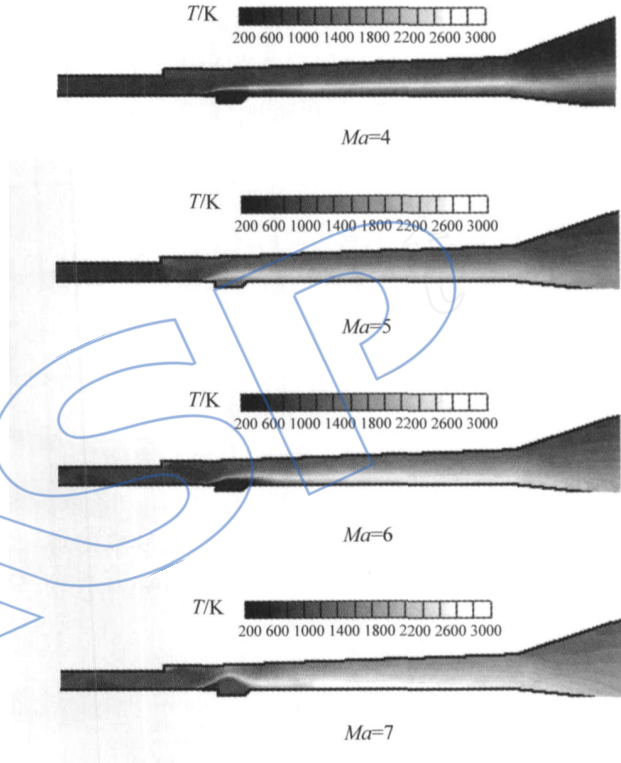


图 12 不同来流马赫数的静温云图
Fig. 12 Static temperature contour with
difference Mach number

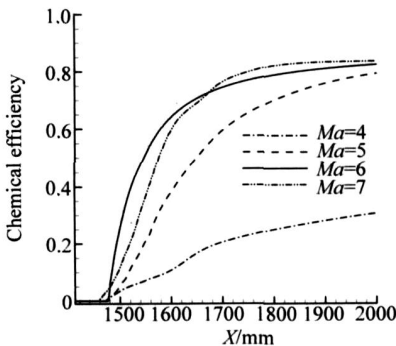


图 13 不同来流马赫数的燃烧效率变化
Fig. 13 Chemical efficiency with difference Mach number

图 14 为推力系数(C_T)、升力系数(C_L)、俯仰力矩系数(C_M)、阻力系数(C_D)随马赫数的变

化,图 15 为升阻比、比冲 (I_f) 随马赫数的变化. 由图可知,随着来流马赫数的增大,推力系数 C_T 、升阻比、比冲 I_f 在逐渐减小;升力系数 C_L 总体呈下降趋势,但在 $Ma = 5, 6$ 时相差不大;阻力系数 C_D 在逐渐增大,俯仰力矩系数 C_M 有所增加;与 $Ma = 5$ 相比, $Ma = 6, 7$ 时的推力系数 C_T 分别减小了 37.1 %, 53.3 %,升阻比 C_D 分别减小了 0.5 %, 43.5 %;比冲分别减小了 39.1 %, 48.9 %,升力系数分别减小了 18.2 %, 18.0 %, 35.8 %;和来流 $Ma = 4$ 相比, C_D 分别增加了 50.4 %, 70.1 %, 109.1 %. $Ma = 5, 6, 7$ 时推力系数 C_T , C_L 逐渐减小的主要原因为随着来流马赫数的增大,燃气流并未得到充分的膨胀(亚膨胀)已流出尾喷管,导致气流对推进面产生的推力和升力减小,从而使 C_T , C_L 下降,另外阻力随着来流马赫数的增大逐渐增大,也是导致 C_T 减小的因素;推力降低从而比冲 I_f 也相应降低;随着来流马赫数的增大,升力减小,阻力增加,则升阻比相应降低.

3.2 冷喷热喷比较

图 14、图 15 同时显示了冷流状态下升力系数 (C_L), 俯仰力矩系数 (C_M), 阻力系数 (C_D), 升阻比随马赫数的变化. 在 $Ma = 4$ 时升力系数、升阻比最大,在 $Ma = 5, 6, 7$ 时,随着马赫数的增加,升力系数 C_L , 俯仰力矩系数 C_M , 阻力系数 C_D , 升阻比均逐渐增大.

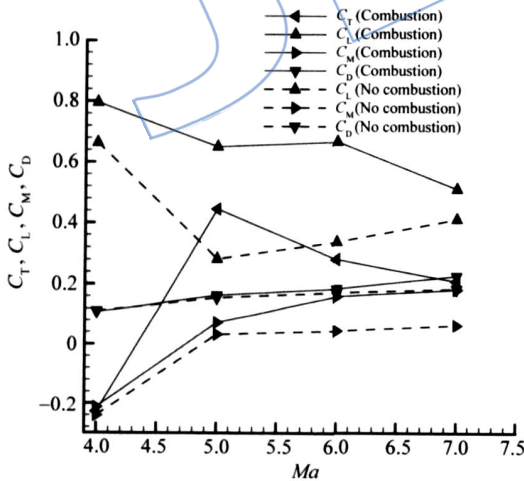


图 14 C_T, C_L, C_M, C_D 随 Ma 的变化

Fig. 14 Variation of C_T, C_L, C_M, C_D with Ma

冷喷状态下,推力系数绝对值和阻力系数相等,但其符号为负. 计算可知,来流 $Ma = 5, 6, 7$ 时,热喷的推力系数由冷喷的 - 0.115, - 0.172, - 0.1 增加到 0.446, 0.281, 0.208,说明产生的推力增益较大; $Ma = 4, 5, 6, 7$ 时,与冷喷情况相比,

热喷的升力系数依次增大了 16.6 %, 56.7 %, 47.6 %, 19.6 %,俯仰力矩系数依次增大了 13.3 %, 55.4 %, 71.7 %, 64.4 %. 这是因为当发动机工作时,作用在尾喷管上的高温燃气流产生很大正升力,而前体/进气道部分产生的升力与冷喷时相差很小,故热喷升力系数、俯仰力矩系数比冷喷的要大; $Ma = 4, 5, 6, 7$ 时,与冷喷情况相比,热喷阻力系数依次增大了 3.7 %, 5.1 %, 6.9 %, 19.0 %. 其原因为:热喷情况下燃烧室和尾喷管壁面附近是高温气流,壁面温度也比冷喷情况下的要高,壁面的粘性系数有所增大,所以产生的摩擦阻力较冷喷时高.

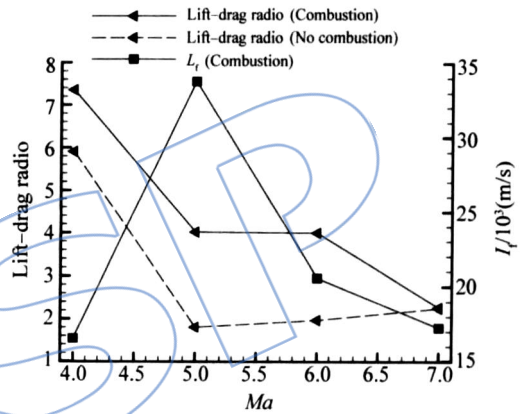


图 15 升阻比、 I_f 随 Ma 的变化

Fig. 15 Variation of lift-drag ratio, I_f with Ma

4 结 论

对一体化超燃冲压发动机各部件进行了初步设计、流场数值模拟和性能计算,分析总结了发动机各部件和整机的流场及性能变化规律,结论如下:

- 1) 在设计点 $Ma = 6$,前体/进气道三道斜激波交于外罩唇口,符合设计要求;在非设计点 $Ma = 4$ 时,总压恢复系数、流量系数急剧下降,进气道起动失败;
- 2) 采用控制体积法和壁面积分法分别计算了净推力. $Ma = 5, 6, 7$ 时,两种方法均计算得到了正的净推力; $Ma = 4$ 时因进气道未起动,净推力为负,两种方法计算差别较小;
- 3) $Ma = 4, 5$ 时,前体/进气道产生溢流损失, $Ma = 4$ 时溢流阻力最大. Ma 从 4 到 7 变化时,尾喷管滑移面均向外扩张,滑移面产生羽流损失,羽流阻力当 $Ma = 4$ 时最小, $Ma = 6$ 时最大;
- 4) 在 $Ma = 5, 6, 7$ 热喷时,随着来流马赫数增大,推力系数,升力系数,升阻比,比冲在逐渐减

小,阻力系数,俯仰力矩系数在逐渐增大;冷喷时,阻力系数,俯仰力矩系数变化规律和热喷时一致;热喷时推力系数,升力系数,阻力系数,俯仰力矩系数比冷喷时高.

参考文献:

- [1] McClinton C R. X-43-Scramjet power breaks the hypersonic barrier[R]. AIAA 2006-1,2006.
- [2] Kazmar R R. Hypersonic propulsion at pratt &whitney-overview[R]. AIAA 2002-5144,2002.
- [3] McClinton C R, Rausch D R, Joel S, et al. Hyper-X program status[R]. AIAA 2001-1910,2001.
- [4] 邓远灏. 超燃冲压发动机隔离段流动特性研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.
DENG Yuanhao. Research on flow characteristic of isolator in scramjet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2005. (in Chinese)
- [5] Orton G F. Air-breathing hypersonics research at boeing phantom works[R]. AIAA 2002-5251,2002.
- [6] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D C. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA 2003-6943,2003.
- [7] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion, progress in astronautics and aeronautics[M]. New York: Published by AIAA,2001.
- [8] 李建平. 超燃冲压发动机尾喷管设计及性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
LI Jianping. Research on design and performance of nozzle in Scramjet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2006. (in Chinese)
- [9] 宋文艳,马晓峰,刘伟雄,等. 超声速燃烧冲压发动机进气道起动性能研究[J]. 中国空间科学技术,2006,26(6):62-68.
SONG Wenyan, MA Xiaofeng, LIU Weixiong, et al. Investigation on start performance of scramjet inlet[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 26(6): 62-68. (in Chinese)
- [10] Vochon M J, Grindle T J, John C W S, et al. X-43A fluid and environment system: ground and flight operation and lessons learned[R]. AIAA 2005-3337,2005.
- [11] Boudreau A H. Hypersonic air-breathing propulsion efforts in the air force research laboratory[R]. AIAA 2005-3255,2005.
- [12] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington D. C., U. S. A.: AIAA Education Series, 1994.