

文章编号:1000-8055(2013)11-2408-11

燃烧加热污染空气对煤油超燃冲压发动机性能的影响

陈 亮, 宋文艳, 罗飞腾, 刘 昊, 李建平
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对目前超燃冲压发动机地面试验设备普遍存在的工质污染问题,采用经过验证的数值计算方法开展了燃烧加热污染空气对煤油超燃冲压发动机性能的影响研究.以飞行马赫数为 6.0 作为基准状态,分别对纯净空气来流和不同参数匹配方案的污染空气来流下发动机整机流场和性能进行了数值模拟.计算结果表明:在压力参数中选择匹配静压时最接近于纯净空气来流的结果,选择匹配总压时差别最大;在温度参数中选择匹配静温时最接近于纯净空气来流的结果,选择匹配总温时差别最大;压力参数匹配选择的影响更具有决定性作用,需要优先考虑.研究结果可为认识整机污染效应影响,确定污染空气来流下地面试验模拟准则提供理论依据.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 煤油燃料; 燃烧加热; 污染效应; 数值计算

中图分类号: V235.211

文献标志码: A

Effects of combustion heating vitiated air on kerosene-fueled scramjet performance

CHEN Liang, SONG Wen-yan, LUO Fei-teng, LIU Hao, LI Jian-ping

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the problem of test media vitiation associated with scramjet ground test facility, the effects of combustion heating vitiated air on kerosene-fueled scramjet performance were investigated with validated numerical approach. Under the simulating condition of flight Mach 6.0, the flow-field and performance of the scramjet were numerically calculated with clean free airstream and vitiated free airstream, respectively. Several matched parameter schemes for vitiated free airstream relative to clean air were considered. It indicates that among the pressure-interrelated parameters, the least discrepancy resulting from vitiation effects is found when the static pressure is matched, while the most discrepancy is found when the total pressure is matched; among the temperature-interrelated parameters, the least discrepancy resulting from vitiation effects is found when the static temperature is matched, while the most discrepancy is found when the total temperature is matched. As for the vitiation effects of combustion heating vitiated air, selection of pressure-interrelated parameters to be matched is more significant than selection of temperature-interrelated parameters. The present efforts can provide theoretical basis for understanding the vitiation effects on the scramjet and determining the simulation rules of ground test with vitiated free airstream.

收稿日期: 2012-10-31

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.002.html>

基金项目: 西北工业大学科技创新基金(2012KJ01004)

作者简介: 陈亮(1980—),男,湖北应城人,讲师,博士后,主要从事超燃冲压发动机技术研究.

Key words: scramjet; kerosene fuel; combustion heating; vitiation effect; numerical calculation

超燃冲压发动机技术是高超声速飞行器动力的研究重点,在超燃冲压发动机研制过程中,除了完成各单独部件的设计与试验研究外,采用高焓自由射流试验设备对超燃冲压发动机整机、一体化飞行器进行综合考核验证是非常关键的环节.国外发达国家均已经建成一批工程型高焓自由射流试验设备并投入了试验运行,国内也相继建有多座应用于超燃冲压发动机整机研究的高焓自由射流设备,并完成了诸多关键技术的地面试验验证.同样地,为了在地面上实现高焓空气模拟,大多数自由射流试验设备均采用了来流直接燃烧等污染加热方式,典型的有 NASA 的兰利风洞.污染空气来流下地面试验结果未经污染效应评估与修正,难以准确反映真实飞行状态下发动机工作特性,造成了很多技术上的不确定性.目前国际上碳氢燃料超燃冲压发动机已经进入工程样机研制与飞行试验阶段,这方面矛盾日显突出,因此评估高焓污染空气对煤油超燃冲压发动机整机性能的影响,认识污染空气来流地面试验模拟准则具有重要的现实意义和工程应用价值.

目前大多数污染效应研究集中于对超声速燃烧室工作过程和性能的影响研究,主要采用对比试验和数值计算两种手段.迄今为止,美国 Virginia 大学^[1-3]、日本东北大学^[4]和国内西北工业大学^[5-6]针对氢气或乙烯燃料超声速燃烧室开展了对比试验研究,获得了燃烧加热污染空气或污染组分对燃烧室点火、工作过程、性能等方面的影响结论与数据,为验证与发展 CFD 方法在污染效应评估方面的效能起到促进作用.而在整机方面,目前仅有日本宇航院在 RJTF(ramjet engine test facility)风洞上开展模拟飞行马赫数为 6.0 状态下氢燃料超燃冲压发动机整机自由射流对比试验的相关报道^[7-9],获得了燃烧加热污染空气对超燃冲压发动机燃烧特性、进气道起动特性、推力性能方面影响的结论.近年来,美国相关研究机构在 Hy-V 计划^[10-11]的支持下,采用直连式、自由射流、飞行试验以及数值计算相结合的方法致力于地面燃烧加热设备中污染空气对双模态超燃冲压发动机性能和工作模态转换的影响研究,以期建立较为完整的地面、飞行试验的对比试验数据库.然而,目前多数污染效应对比试验研究、数值计算分析都是针对氢燃料发动机开展的,而关于实用

型碳氢燃料(煤油)超燃冲压发动机方面的研究却少有公开文献报道.

在不具备超燃冲压发动机整机污染效应对比试验条件的情况下,先期采用数值计算方法进行评估与研究是一个较为可行的途径.本文以飞行马赫数为 6.0 作为基准状态,分别对纯净空气和污染空气来流下煤油超燃冲压发动机整机流场和性能进行数值模拟,其中污染空气来流时考虑了不同自由来流参数匹配方案、不同燃烧加热方式,可为认识整机污染效应影响,确定污染空气来流下地面试验模拟准则提供理论依据.

1 燃烧加热污染空气物性分析

目前国内外使用的燃烧加热方式主要有氢氧燃烧加热、甲烷燃烧加热、酒精燃烧加热和煤油燃烧加热 4 种,本文针对这 4 种燃烧加热污染空气的组分组成及物性变化进行计算评估与分析.其中假设了绝热完全燃烧,生成物只有 H_2O 和 CO_2 ,反应前各部分气体温度统一取为 300 K,模拟总温范围在 800~2200 K,且不考虑实际热损失因素.在这一总温模拟范围内, H_2O 和 CO_2 污染组分的摩尔分数分别为 3.0%~30.0% 和 2.0%~12.0%,且随着模拟总温提高而增大.图 1~图 3 分别给出了污染空气平均分子量、比定压热容和比热比随模拟总温的变化曲线,可见,由于大量 H_2O 和 CO_2 污染组分的存在,污染空气平均分子量、比定压热容和比热比与纯净空气相比有较大的差别,且随模拟总温提高而增大.

燃烧加热污染空气中存在相当比例的 H_2O

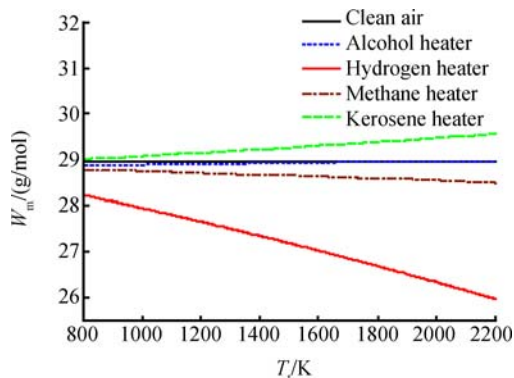


图 1 污染空气平均分子量随模拟总温的变化

Fig. 1 Averaged molecular weight vs. simulation total temperature of vitiated air

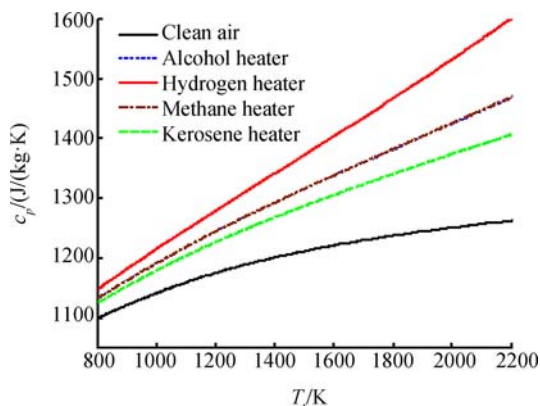


图2 污染空气比定压热容随模拟总温的变化

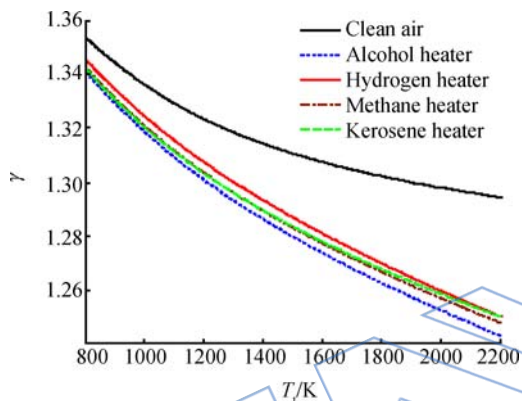
Fig. 2 c_p vs. simulation total temperature of vitiated air

图3 污染空气比热比随模拟总温的变化

Fig. 3 Specific heat ratio vs. simulation total temperature of vitiated air

和 CO_2 污染组分,使得其平均分子量、比定压热容、比热比等物性参数与纯净空气相比存在较大差别,气流参数之间的气体动力学、热力学关系发生变化,因此燃烧加热风洞不可能完全模拟出真实纯净空气来流下的各种流动参数,常常会顾此失彼.在这种条件下,应根据试验目的和各模拟量的物理含义,优先模拟(或称匹配)部分气流参数,这势必造成其他自由来流参数的差别.因此,污染空气来流下如何选择来流参数匹配,缩小与纯净空气来流时的结果差别,成为需要关注的问题.

2 计算构型与计算方案

2.1 计算构型

图4给出了研究采用的煤油超燃冲压发动机构型,由前体/进气道、燃烧室、后体/尾喷管组成.图5为局部燃烧室构型,采用串联双凹槽火焰稳定结构,在飞行马赫数为6.0状态下煤油燃料在上游凹槽前上下壁面以相等当量油气比垂直喷射.

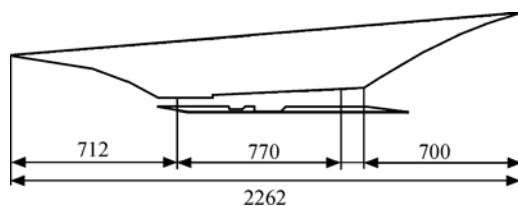


图4 煤油超燃冲压发动机构型(单位:mm)

Fig. 4 Configuration of kerosene-fueled scramjet (unit:mm)

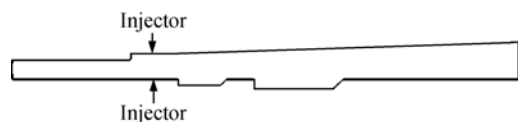


图5 局部燃烧室构型

Fig. 5 Configuration of local combustor

2.2 计算方案确定

计算以模拟飞行马赫数为6.0、工作当量油气比为1.0作为基准状态,开展纯净空气来流和污染空气来流下超燃冲压发动机整机数值模拟.研究不同来流参数匹配方案下污染空气来流对发动机性能的影响,从而确定模拟哪些参数可以获得与纯净空气来流更为接近的结果,为地面试验参数模拟准则提供有益的参考.计算方案如下:

1) 进行纯净空气来流超燃冲压发动机整机计算,作为比较基准.

2) 以酒精燃烧加热污染空气(含12% H_2O + 8.0% CO_2)为工质,相对于纯净空气来流状态,对各种参数匹配方案下超燃冲压发动机进行整机数值计算,对比分析发动机性能差异以及与纯净空气来流下的差异.表1列出了本文研究的6种污染空气来流参数匹配方案.

表1 污染空气来流参数匹配方案

Table 1 Matched parameter schemes for vitiated free air stream

方案编号	参数选择
1	总温-总压-马赫数
2	静温-静压-马赫数
3	总焓-静压-马赫数
4	总温-静压-马赫数
5	总焓-总压-马赫数
6	总焓-动压-马赫数

3 数值计算方法、模型与验证

3.1 数值计算方法与模型

采用 Gambit 软件生成二维整机构型的结构

化网格,并在前体/进气道、后体/尾喷管、燃烧室内流道和近壁面区域进行了局部加密处理,网格总数约为 12 万,如图 6 所示。

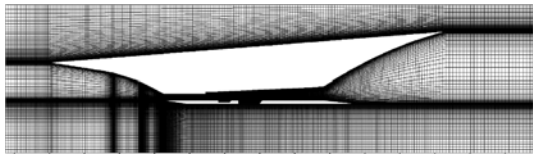
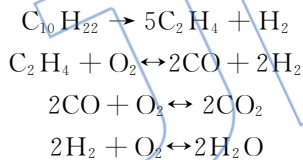


图 6 超燃冲压发动机二维计算网格

Fig. 6 Two-dimensional calculational mesh of scramjet

计算采用 Fluent 软件隐式耦合求解二维定常 Navier-Stokes 方程及组分方程;湍流模型选用 Realizable $k-\epsilon$ 模型;空间选用 2 阶迎风离散格式;壁面采用壁面函数近似;在计算时考虑了变比热比的影响;进口边界、上下边界均给定为压力远场,压力为对应的飞行高度环境压力,温度为环境温度,气流马赫数为自由来流马赫数;外出口给定压力出口,压力为对应的飞行高度环境压力,静温为环境温度。

采用正葵烷($n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$)作为煤油替代分子式^[12],并以气态形式以声速垂直壁面喷入燃烧室,各状态的总当量油气比均保持为 1.0。化学反应模型采用 Hautman 等人提出的针对碳氢化合物 $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$ 的八组分四步准总包化学反应模型^[13-14],即



3.2 试验验证

为了验证数值计算方法的合理性和准确性,本文针对发动机燃烧室构型如图 5 所示的直连式对比试验状态进行了二维数值模拟,并将计算结果与相应试验数据进行对比。表 2 列出了对比试验状态,其中燃料仅从下壁面喷射。

表 2 对比试验状态

Table 2 Comparison of experimental conditions

当量 油气比	燃烧室进口状态参数			
	来流空气	p_t/kPa	T_t/K	Ma
0.53	纯净空气	811	830	2.0
0.73	纯净空气	810	840	2.0
0.73	5.3% H_2O 污染	825	839	2.0
0.73	8.3% H_2O 污染	821	850	2.0
0.73	5.21% H_2O + 4.66% CO_2 污染	811	845	2.0

图 7 给出了纯净空气来流下不同煤油当量油气比燃烧室壁面压力计算值与试验值的对比。图 8 给出了煤油当量油气比为 0.73 时纯净空气和污染空气($\text{H}_2\text{O}/\text{CO}_2$)来流下燃烧室壁面压力计算值与试验值的对比。由图可知:纯净空气来流下计算得到的壁面压力与试验值比较接近,压力峰值及位置基本一致,而在燃烧室出口段计算值与试验值差别略显增大;在煤油当量油气比为 0.73 时,无论是计算值还是试验值,均是纯净空气来流时壁面压力最高,5.3% H_2O 污染空气、8.3% H_2O 污染空气,5.21% H_2O + 4.66% CO_2 污染空气来流时壁面压力依次降低,在上壁面压力上升段,计算的壁面压力与试验测量值比较接近,总体上试验值要比计算值高,而在燃烧室出口段计算的壁面压力与试验值差别略显增大。

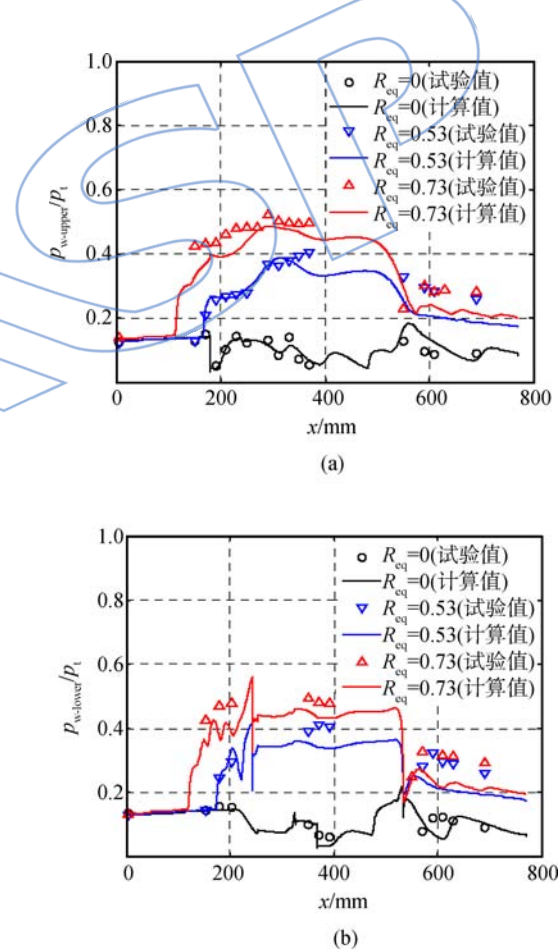


图 7 纯净空气来流下,不同煤油当量油气比的燃烧室壁面压力计算值与试验值的对比

Fig. 7 Combustor wall pressure comparison of simulations and experiments with different kerosene-air equivalence ratio with clean free airstream

总体而言,计算得到的壁面压力值(包括无反

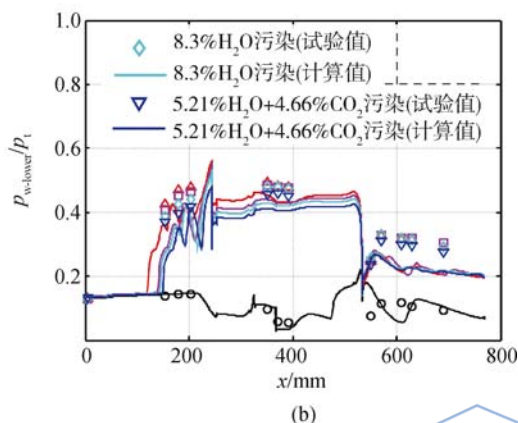
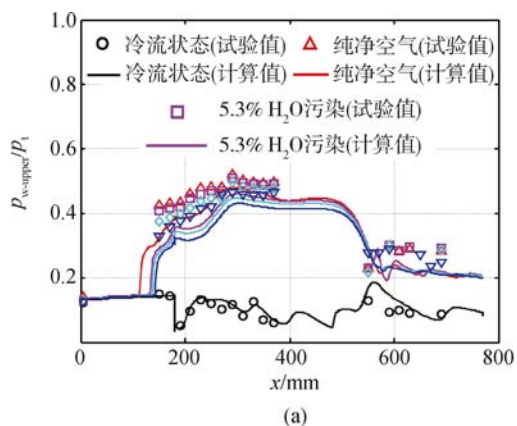


图8 纯净空气和污染空气来流下,燃烧室壁面压力计算值与试验值的对比($R_{eq}=0.73$)

Fig. 8 Combustor wall pressure comparison of simulations and experiments with clean and vitiated free airstream

应流动状态和燃烧状态)与试验值在一定范围内比较接近,在纯净空气来流下反映出了不同煤油当量油气比的燃烧室特性,在污染空气来流下能“分辨”出 H_2O/CO_2 污染对燃烧室性能的影响,两种手段反映出的燃烧室性能变化趋势是一致的.因此,可以说明本文采用的数值计算方法和模型具有一定的准确性和合理性.

4 结果分析与讨论

图9显示了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下超燃冲压发动机冷流状态壁面压力对比,图10为前体/进气道壁面压力对比.可见,在无反应流动状态时,不同的来流参数匹配方案会引起壁面压力分布与纯净空气来流时较大的差别.其中,匹配静温静压、匹配总温静压时发动机壁面压力与纯净空气来流时较为接近;其次是匹配总焓静压、匹配总焓动压时,结果较好;当匹配总温总压、总焓总压时,与纯净空气来流相比,壁面压力显现出较为明显的下降.

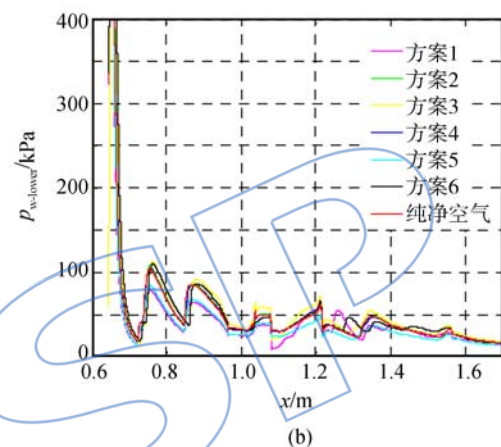
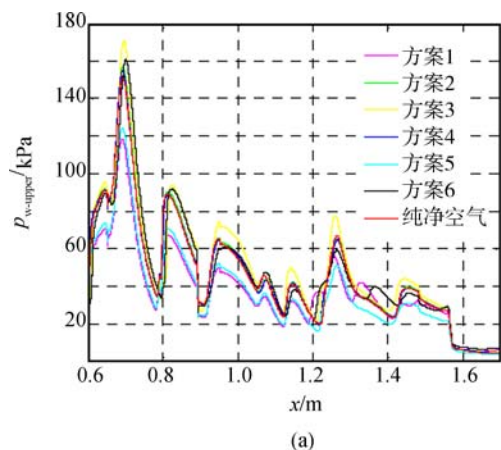


图9 超燃冲压发动机冷流状态壁面压力对比

Fig. 9 Comparison of scramjet wall pressures at fuel-off state

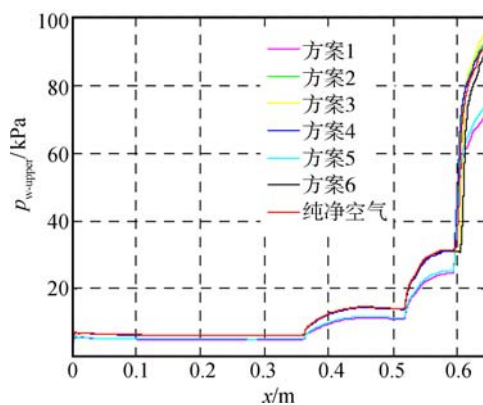


图10 前体/进气道壁面压力对比

Fig. 10 Comparison of forebody/inlet wall pressures

通过比较发现,压力参数匹配选择对冷流状态壁面压力具有决定性的影响,而温度参数匹配选择的影响不明显,因为冷流状态下壁面压力受来流组分变化引起的热力学影响很小,主要受来流静压初始差别影响.当选择匹配静压、动压时,污染空气来流静压与纯净空气来流时相当,而选

择匹配总压时,污染空气来流静压要明显低于纯净空气来流静压,从而导致下游发动机壁面压力相对于纯净空气来流时的明显差别。

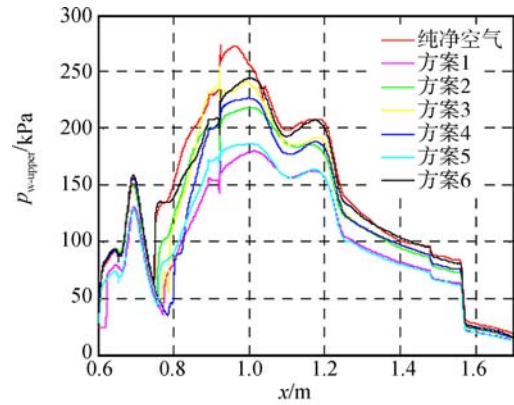
表 3 列出了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下前体/进气道性能参数的对比。可见,匹配静温静压、匹配总焓静压、匹配总温静压、匹配总焓动压时发动机捕获流量与纯净空气来流时较为接近,而匹配总温总压、匹配总焓总压两种方案时捕获流量大幅下降;相对于纯净空气来流,燃烧加热污染空气来流时进气道流量系数、冲压比、出口马赫数均趋于增大,而总压恢复系数趋于下降,不同来流参数匹配方案时的影响有所不同。

表 3 前体/进气道性能参数对比
Table 3 Comparison of forebody/inlet performance parameters

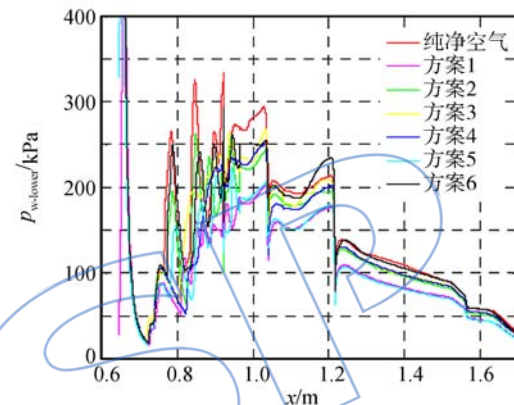
来流性质	性能参数				
	流量/ (kg/s)	流量 系数	总压恢 复系数	冲压 比	出口 马赫数
纯净空气	8.615	0.812	0.212	37.30	2.226
方案 1	6.989	0.871	0.186	39.41	2.244
方案 2	8.659	0.820	0.180	37.34	2.236
方案 3	8.807	0.838	0.187	38.29	2.260
方案 4	8.433	0.832	0.182	38.04	2.265
方案 5	7.147	0.834	0.178	38.67	2.226
方案 6	8.922	0.839	0.188	38.31	2.261

图 11 给出了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下超燃冲压发动机燃烧状态时壁面压力对比,图 12 显示了其中的隔离段壁面压力对比。可见,纯净空气来流下发动机内流道壁面压力最高;纯净空气来流下燃烧诱导压升对隔离段内流场的扰动更靠近上游。对于发动机整机流动和燃烧过程,由于存在激波、膨胀波系以及与附面层相互作用等复杂流动结构,壁面压力分布极不规则;匹配总焓动压、匹配总焓静压、匹配静温静压和匹配总温静压这 4 种方案壁面压力分布与纯净空气来流下较为接近,其中匹配总焓动压的方案最为接近;而匹配总焓总压和匹配总温总压方案的壁面压力分布与纯净空气来流下差别最大。

燃烧状态下壁面压力对比分析结果表明,在压力参数中选择匹配来流动压或静压时,壁面压力分布比较接近纯净空气来流,而选择匹配来流



(a)



(b)

图 11 超燃冲压发动机燃烧状态时壁面压力对比
Fig. 11 Comparison of scramjet wall pressure when fuel-on combustion state

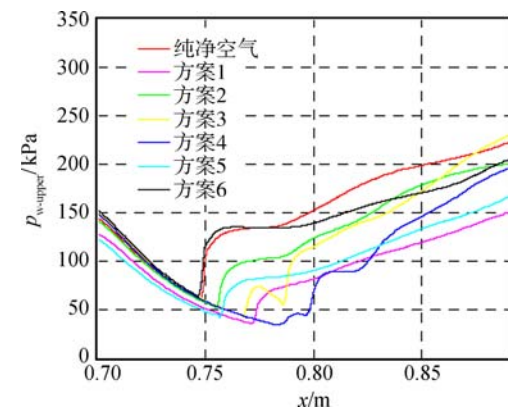


图 12 隔离段壁面压力对比

Fig. 12 Comparison of isolator wall pressures

总压时差别最大;在温度参数中,选择匹配来流总焓或静温时,壁面压力分布比较接近纯净空气来流,而选择匹配来流总温时差别最大;相对温度参数,压力参数的匹配选择对壁面压力分布的影响更具决定性作用,需优先考虑,这是因为来流静压的初始差别在一定程度决定了下游发动机壁面压力分布的差别,并与污染空气热力学效应和燃烧

化学动力学效应相互耦合,影响发动机燃烧状态的壁面压升。

图 13 和图 14 分别比较了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下发动机整机流场的马赫数和静温云图。图 15 和图 16 则分别比较了相应的 H_2O 和 CO_2 伪摩尔分数云图。伪摩尔分数的定义^[15-16]是当地各组分物质的量与来流各组分物质的量的差值与当地各组分的总物质的

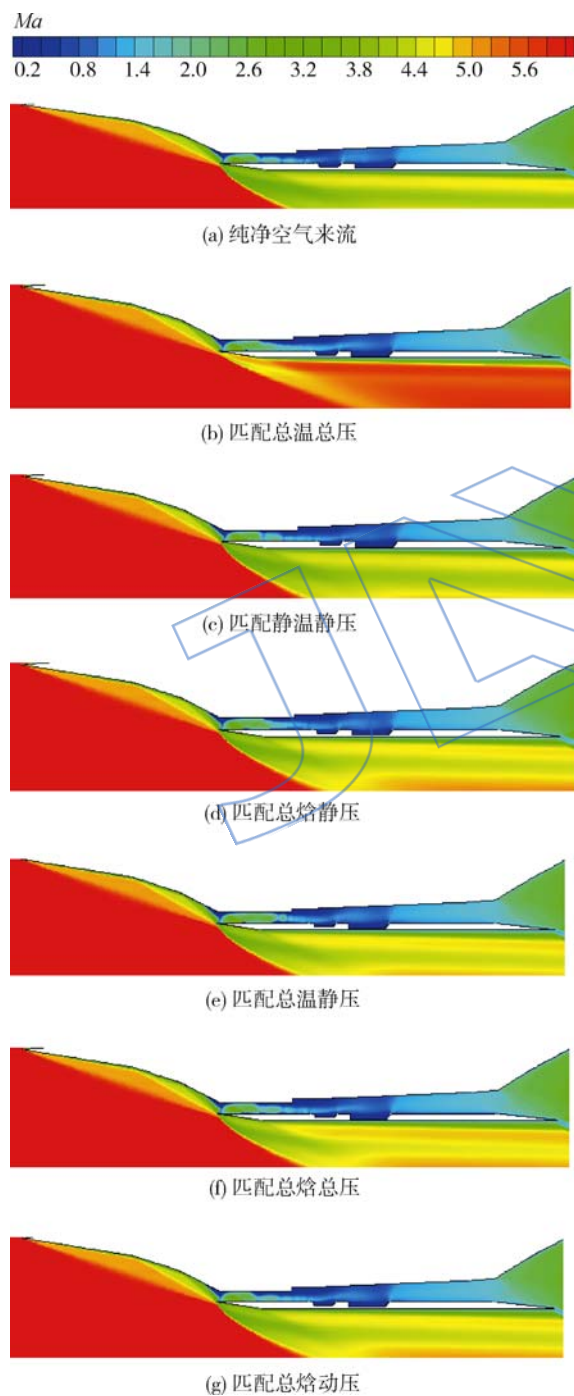


图 13 马赫数云图比较

Fig. 13 Comparison of Mach number contours

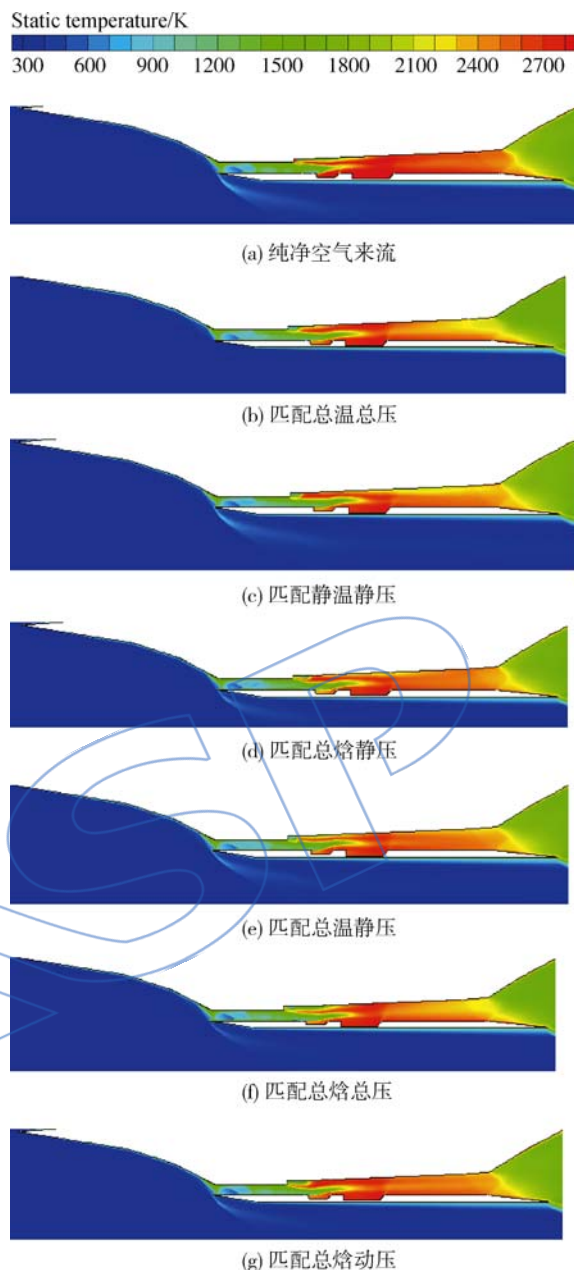


图 14 静温云图比较

Fig. 14 Comparison of static temperature contours

量之比。 H_2O 和 CO_2 的伪摩尔分数分布在一定程度上反映了燃料燃烧生成 H_2O 和 CO_2 的程度。

从燃烧流场参数来看,纯净空气来流下亚声速燃烧区域和高温燃烧区域最大,燃烧生成的 H_2O 和 CO_2 最多,燃烧室总温升最高,而污染空气来流下亚声速燃烧区域和高温燃烧区域相对缩小,燃烧生成的 H_2O 和 CO_2 相对减小,不同来流参数匹配方案下这种影响有所不同。匹配总焓动压、匹配总焓静压、匹配静温静压和匹配总温静压时发动机流场与纯净空气来流下较为接近;而匹配总焓总压、匹配总温总压时发动机流场与纯净空气来流下差别较大。

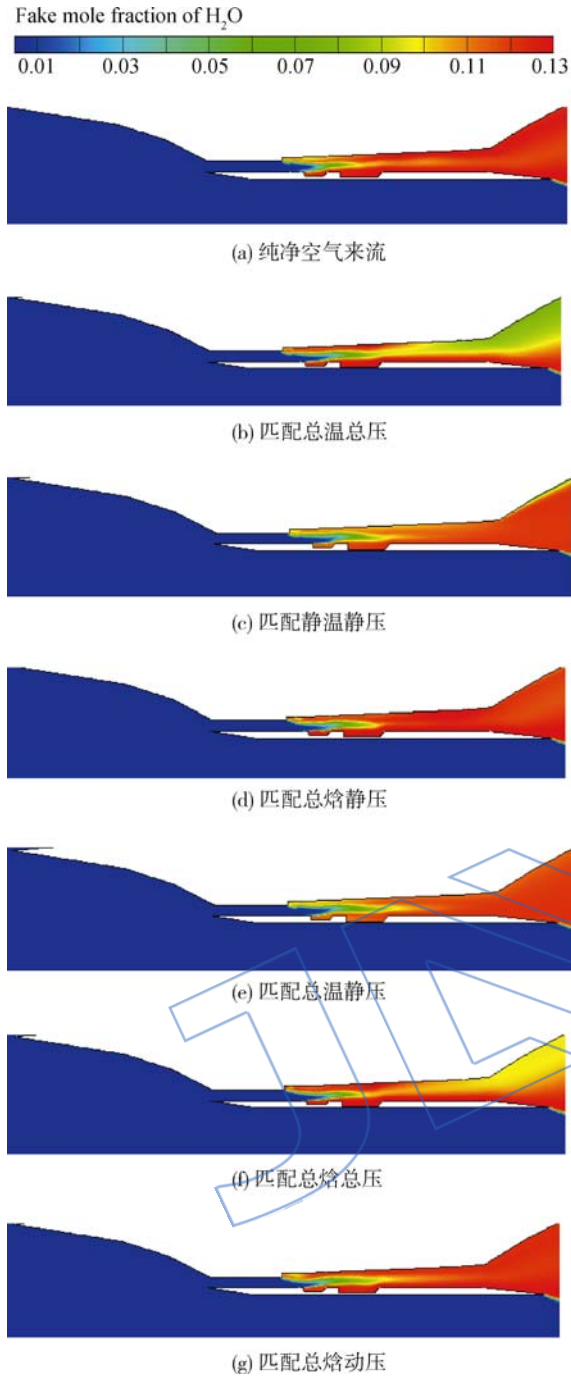
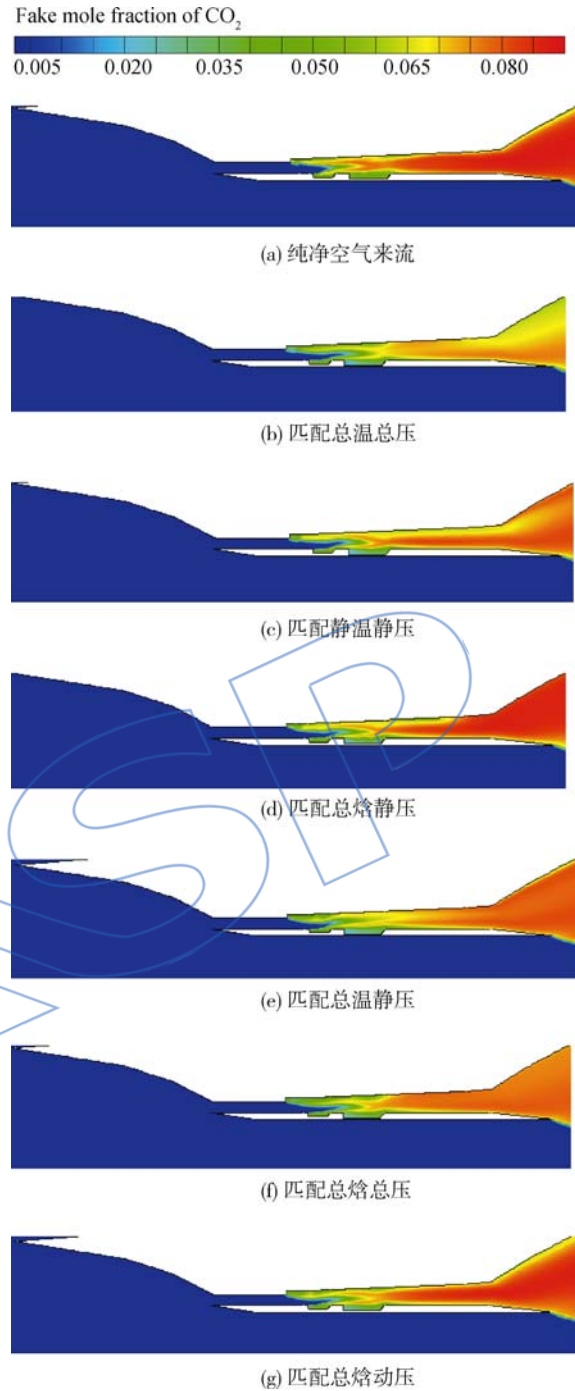
图 15 H_2O 伪摩尔分数云图比较Fig. 15 Comparison of fake H_2O mole fraction contours

图 17~图 19 分别比较了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下发动机燃烧室一维平均静压、马赫数和静温的分布。可见,纯净空气来流下燃烧室静压和静温最高,而马赫数最低;污染空气来流下,不同来流参数匹配方案导致这些参数分布相对于纯净空气来流发生了不同程度的改变。从燃烧室一维平均参数来看,匹配总焓动压、匹配总焓静压、匹配静温静压和匹配总温静压这 4 种方案较接近纯净空气来流,其中匹配总

图 16 CO_2 伪摩尔分数云图比较Fig. 16 Comparison of CO_2 fake mole fraction contours

焓动压方案最为接近;而匹配总焓总压和匹配总温总压这两种方案与纯净空气来流差别最大。这体现了上游来流参数差别、热力学效应和燃烧动力学效应的污染空气综合影响。

对于不同的来流参数匹配方案,其来流总温不尽相同,如匹配总焓和静温时污染空气来流总温要比纯净空气来流大约低 100 K。在来流总温不同,煤油当量油气比相同的条件下,采用相对燃烧室进口的总温升来表征燃烧室燃烧释热情况,

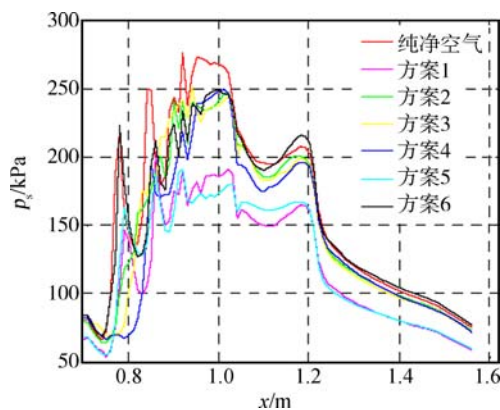


图17 燃烧室一维平均静压

Fig. 17 One-dimensional averaged static pressure of combustor

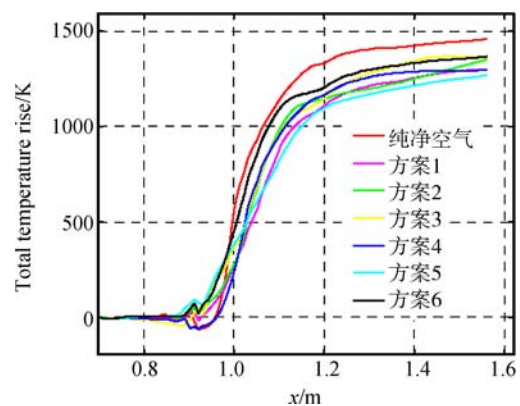


图20 燃烧室一维平均总温升

Fig. 20 One-dimensional average total temperature rise of combustor

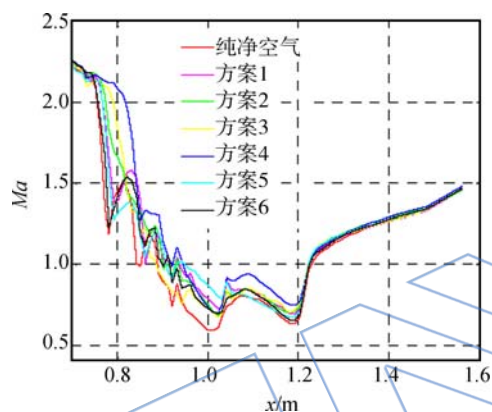


图18 燃烧室一维平均马赫数

Fig. 18 One-dimensional averaged Mach number of combustor

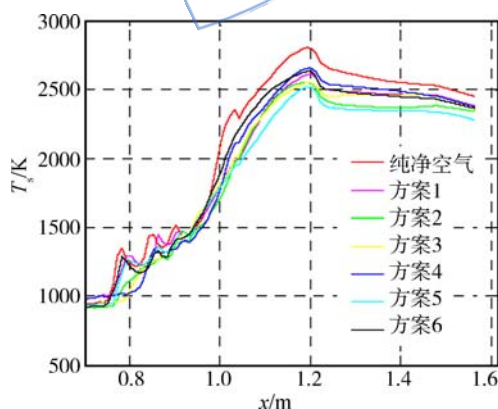


图19 燃烧室一维平均静温

Fig. 19 One-dimensional averaged static temperature of combustor

空气来流下总温升最高,污染空气来流下总温升相对下降;选择匹配总焓动压、匹配总焓静压和匹配静温静压这3种方案时,总温升分布与纯净空气来流较为接近,在燃烧室出口分别下降了6.24%,6.69%和7.49%;而选择匹配总温静压、匹配总温总压和匹配总焓总压这3种方案时,总温升相对于纯净空气来流下降较大,在燃烧室出口分别下降了11.0%,11.20%和13.10%。污染空气来流下燃烧室总温升下降,主要是因为污染空气中 H_2O 和 CO_2 污染组分热力学效应及燃烧化学动力学效应的综合影响,反映了污染空气来流下燃烧效率下降。

表4给出了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下超燃冲压发动机推力性能参数的对比。与纯净空气来流相比,污染空气来流下发动机推力、单位推力、比冲均有下降。

从发动机推力来看,选择匹配总焓动压、匹配静温静压、匹配总焓静压和匹配总温静压这4种方案时与纯净空气来流较为接近,推力相对于纯净空气来流条件下降10%~14%,而选择匹配总温总压和匹配总焓总压时发动机推力差别较大,相对于纯净空气来流条件下降26%~28%。这说明在压力参数中选择匹配静压或动压时,发动机推力更接近于纯净空气来流条件,这主要体现了污染空气对发动机燃烧流动过程的热力学和化学动力学影响在发动机整体性能方面的反映;而选择匹配总压时发动机推力出现大幅下降,除了污染空气热力学和化学动力学影响外,另一主要原因就是来流静压下降造成发动机捕获流量大幅下降,供油量也随之调低。从发动机单位推力和比冲来看,相对于纯净空气来流,污染空气来流下发动机单位推力下降9%~15%,比冲下降11%~15%。

在一定程度上反映了燃烧效率。图20比较了纯净空气来流和采用不同匹配方案的污染空气来流下发动机燃烧室一维平均总温升的分布。可见,纯净

表 4 超燃冲压发动机推力性能参数的对比

Table 4 Comparison of scramjet thrust performance parameters

来流性质	推力/N	空气流量/ (kg/s)	燃油流量/ (kg/s)	单位推力/ (N · s/kg)	燃料比冲/ (N · s/kg)
纯净空气	5 430.5	8.615	0.5740	630.3357	9 460.8
方案 1	4 002.7(↓ 26.29%)	6.989	0.4764	572.68(↓ 9.15%)	8 402.0(↓ 11.19%)
方案 2	4 812.3(↓ 11.38%)	8.659	0.5664	555.74(↓ 11.83%)	8 497.0(↓ 10.19%)
方案 3	4 740.6(↓ 12.70%)	8.807	0.5863	538.28(↓ 14.60%)	8 085.6(↓ 14.54%)
方案 4	4 688.1(↓ 13.67%)	8.433	0.5658	555.90(↓ 11.81%)	8 285.8(↓ 12.42%)
方案 5	3 948.1(↓ 27.30%)	7.147	0.4730	552.41(↓ 12.36%)	8 346.9(↓ 11.77%)
方案 6	4 872.3(↓ 10.28%)	8.922	0.5930	546.08(↓ 12.37%)	8 216.4(↓ 13.15%)

单位推力和比冲性能参数排除了发动机捕获流量和供油量的差别影响,更多体现了污染空气中污染组分对发动机燃烧流动过程的热力学和化学动力学影响在发动机整体性能方面的反映。

综合比较推力、单位推力和比冲来看,匹配静温静压时发动机总体性能与纯净空气来流下较为接近,各项性能指标的下降量均在 11% 左右,其次是匹配总温静压、匹配总焓动压和匹配总焓静压的方案;而匹配总焓总压和匹配总温总压时发动机总体性能与纯净空气来流下差别最严重,尤其是推力。对比发现,在压力参数中选择匹配静压时发动机总体性能最接近于纯净空气来流条件,选择匹配动压时次之,选择匹配总压时差别最大;在温度参数中选择匹配静温时发动机性能最接近于纯净空气来流条件,选择匹配总焓时次之,选择匹配总温时差别最大;相对于温度参数,压力参数匹配选择对发动机总体性能的影响更加显著,需要优先考虑。

5 结 论

1) 无反应流动状态时,不同来流参数匹配方案壁面压力分布与纯净空气来流下有较大差别,主要由来流静压初始差别和污染空气热力学效应造成,其中前者具有决定性影响。

2) 污染空气来流匹配静温静压、总焓静压、总温静压和总焓动压时发动机捕获流量与纯净空气来流时较为接近,而匹配总温总压及总焓总压时大幅下降;污染空气来流下进气道捕获流量的流量系数、冲压比和出口马赫数增大,而总压恢复系数下降,不同匹配方案的影响有差别。

3) 燃烧状态下,纯净空气来流时发动机壁面压力最高,燃烧对隔离段流场的扰动更靠上游;而

污染空气来流时发动机壁面压力均低于纯净空气来流,各匹配方案的壁面压力出现不同程度的下降。

4) 燃烧状态下,纯净空气来流时亚声速区和高温区最大,燃烧生成的 H_2O 和 CO_2 最多,燃烧室总温升最高;而污染空气来流时亚声速区和高温燃烧区缩小,燃烧生成的 H_2O 和 CO_2 减少,燃烧总温升下降,各匹配方案的影响有所不同。

5) 污染空气来流时不同参数匹配方案引起推力性能不同程度的下降,匹配静温静压时发动机总体性能与纯净空气来流下较为接近,其次是匹配总温静压、总焓动压和总焓静压时;匹配总焓总压及总温总压时发动机总体性能与纯净空气来流下差别最大。

6) 综合来看,在压力参数中选择匹配静压最接近纯净空气来流,选择匹配动压次之,选择匹配总压差别最大;在温度参数中选择匹配静温最接近纯净空气来流,选择匹配总焓次之,选择匹配总温差别最大;相对于温度参数,压力参数的影响更具有决定性作用,需要优先考虑。

参考文献:

- [1] McDaniel J, Krauss R, Whitehurst W, et al. Test gas vitiation effects in a dual-mode combustor[R]. AIAA-2003-6960, 2003.
- [2] Goyne C, McDaniel J, Krauss R, et al. Test gas vitiation effects in a dual-mode scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(3): 559-565.
- [3] Rockwell R, Goyne C, Haw W, et al. Experimental study of test medium vitiation effects on dual-mode scramjet mode transition[R]. AIAA-2010-1126, 2010.
- [4] Noda J, Tomioka S, Izumikawa M, et al. Estimation of enthalpy effects in direct-connect dual-mode combustor[J].

- Journal of Thermal Science and Technology, 2011, 6(2): 289-296.
- [5] 罗飞腾, 宋文艳, 刘昊. 污染空气对氢燃料超声速燃烧室性能的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 401-405.
LUO Feiteng, SONG Wenyan, LIU Hao. Experimental investigation for vitiated air effects on hydrogen-fueled supersonic combustor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 401-405. (in Chinese)
- [6] 刘昊, 宋文艳, 罗飞腾. 污染空气对乙烯燃料超声速燃烧影响的试验[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 70-75.
LIU Hao, SONG Wenyan, LUO Feiteng. Experiments on vitiated air effects of ethylene-fueled supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 70-75. (in Chinese)
- [7] Mitani T, Hiraiwa T, Sato S, et al. Comparison of scramjet engine performance in Mach 6 vitiated and storage-heated air[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(5): 635-642.
- [8] Hiraiwa T, Sato S, Tomioka S, et al. Testing of a scramjet engine model in Mach 6 vitiated air flow[R]. AIAA 97-292, 1997.
- [9] Tomioka S, Hiraiwa T, Kobayashi T, et al. Vitiation effects on scramjet engine performance in Mach 6 flight conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 789-796.
- [10] Goynes C, Hall C, O'Brien W, et al. The Hy-V scramjet flight experiment[R]. AIAA-2006-7901, 2006.
- [11] Goynes C, Cresci D, Fetterhoff T. Short duration propulsion test and evaluation (Hy-V) program[R]. AIAA-2009-7296, 2009.
- [12] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究[D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
YANG Shunhua. Numerical studies on hydrocarbon fueled scramjets[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [13] Hautman D, Dryer F, Schug K, et al. A multiple-step overall kinetic mechanism for the oxidation of hydrocarbons[J]. Combustion Science and Technology, 1981, 25(5/6): 219-235.
- [14] Turns S R, Stephen R. An introduction to combustion: concepts and applications[M]. New York: McGraw-Hill, 1996.
- [15] Srinivasan S, Erickson W. Influence of test-gas vitiation on mixing and combustion at Mach 7 flight conditions[R]. AIAA 94-2816, 1994.
- [16] Srinivasan S, Erickson W. Interpretation of vitiation effects on testing at Mach 7 flight conditions[R]. AIAA 95-2719, 1995.