

加热器燃料对冲压发动机模拟来流的影响

李小平¹, 唐 敏², 肖 虹²

(1. 西北工业大学, 陕西 西安 710072; 2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:依据冲压发动机典型状态地面试验模拟问题, 地面试验系统只能采用加热器直接燃烧化学燃料的方式来提供高温、高压和大流量的热空气。为了研究加热器燃料对发动机试验的模拟来流特性的影响, 通过对常用 5 种加热器燃料进行热力计算, 对比分析了补氧和无补氧时加热器燃料对模拟气流成分的影响, 结果表明: 在补氧和无补氧条件下, 常用燃料生成模拟空气的比热比均小于真实值; 马赫数 2.5~3 时选择酒精和异丁烷为燃料生成模拟空气的分子量与真实值较接近, 马赫数 3.5~4 时选择酒精与真实值较接近; 补氧的加热器可大幅降低模拟空气中的污染成分。

关键词:冲压发动机; 地面试验; 加热器; 模拟来流; 燃料选择

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)06-0045-08

Effect of heater fuel on simulated incoming flow of ramjet

LI Xiaoping¹, TANG Min², XIAO Hong²

(1. Northwest Poly-technology University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the ground test simulation problem of typical state of ramjet engine, the ground test system can only provide the hot air with high temperature, high pressure and large flow rate by burning chemical fuel directly in heater. In order to study the effect of heater fuel on the simulated incoming flow characteristics in the engine test, the effect of heater fuel on the simulated airflow composition with/without oxygen supplement were compared and analyzed through the thermodynamic calculation of five kinds of heater fuel. The results show that the specific heat ratio of simulated gas generated by commonly used fuels is less than the true value under the conditions of oxygen supplementation and no oxygen supplementation. When the Mach number is 2.5~3, the molecular weight of simulated gas generated by alcohol or isobutane is close to the true value, while the Mach number is 3.5~4, the alcohol is selected to be close to the true value. The heater with oxygen-supplement can significantly reduce the pollution components in the simulated gas.

Keywords: ramjet; ground test; heater; simulated incoming flow; fuel selection

收稿日期: 2017-10-25; 修回日期: 2018-01-15

基金项目: 国家自然科学基金(11702205)

作者简介: 李小平(1973—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机热结构和冲压地面试验技术

0 引言

直连试验台和自由射流试验台是冲压发动机地面试验研究的重要平台,随着冲压发动机试验模型的尺度增加和工程化需求,需要规模更大的地面试验系统来提供大流量的热空气;随着冲压发动机试验马赫数增加,如马赫数为 2.0~6.0,高度 0~20 km,要求模拟空气总温 400~1 860 K;这两种因素的共同作用,使得地面试验系统采用电弧、换热器和蓄热器等方式加大大流量、高总温、高压空气已变得不可能,只能采取加热器直接燃烧化学燃料的方式来加热空气^[1]。

模拟空气的品质是影响发动机燃烧室化学反应速率和燃烧过程的重要因素,也是影响冲压发动机推力和比冲等性能参数的主要因素^[2-6]。加热器燃料与模拟空气特性息息相关,加热器燃料多种多样,有关其对发动机地面试验结果的影响还没有定论。如,美国宇航局兰利研究中心 2.4 m 高温风洞(8-FT. HTT)污染空气加热器(VAH)选择甲烷为燃料,实现了超燃冲压发动机马赫数 4~7 自由射流试验^[7];GASL 超燃冲压试验设备采用氢加热空气^[8];阿诺德工程发展中心的气动与推进试验装置(AP-TU)燃烧空气加热器(CAH)选择异丁烷为燃料,实现了发动机马赫数 2~7 自由射流试验^[4]。俄罗斯中央航空动力研究院 C-16VK 试车台选择甲烷为燃料,模拟马赫数 3.5~7。航天科工集团和国防科技大学的试验设备采用酒精来加热空气等^[9]。

为了较真实地模拟冲压发动机实际工作状态,

除了模拟空气总温、总压和流量外,还要保证氧气含量,减少模拟空气中污染成分(指 CO₂ 和 H₂O 的含量)。本文依据某冲压发动机典型模拟状态参数,通过对加热器常用燃料的热力计算,重点研究加热器燃料对模拟气流成分的影响。

1 燃料选择

在液体火箭发动机设计中,决定燃烧器性能和研制难易程度首先遇到的问题是推进剂的选择^[10]。冲压发动机地面试验系统加热器与这种火箭发动机燃烧器类似,因此要特别关注燃料选择,通常可选的燃料需要具备以下特点:

- 1)自身无毒,与空气燃烧的产物无毒性,这有利于燃料罐装、运输和操作,设备安全性高;
- 2)工艺操作性好,与材料具有好的相容性,使得燃料输送系统的管路、阀门和密封结构易获得;
- 3)工业上容易获得,成本低廉;
- 4)安全性高,防火、防爆措施简单,泄露后处理简单,安全等级高;
- 5)热值高,与空气燃烧的混合比大,污染成分少。

依据上述要求,通常可选的燃料有酒精、煤油、甲烷、异丁烷和液氢等,表 1 列出了加热器几种常用燃料的化学特性,其中自燃温度和爆炸极限均指在空气中^[11-12]。

除了要求加热器燃料具有无毒、易获得、工艺性好、热值高的特点外,更重要的是研究不同加热器燃料生成模拟空气的物性参数,以寻求与发动机地面试验系统相匹配的加热器燃料。

表 1 加热器常用燃料化学特性
Tab. 1 Chemical characteristics of commonly used fuels for heater

名称	液氢	煤油	甲烷	酒精	异丁烷
分子式	H ₂	C _{11.885} H _{22.172}	CH ₄	C ₂ H ₆ O	C ₄ H ₁₀
分子量	2.02	165.10	16.04	46.07	58.12
初始焓/(kJ·kg ⁻¹)	-4 261.0	-1 606.6	-5 543.8	-6 512.0	-2 683.1
燃烧热/(kJ·kg ⁻¹)	141 750	43 040	55 537	29 640	45 661
自燃温度/K	673	483	538	696	693
爆炸极限/%	4~75	1.1~6.8	5~15	3.3~19	1.8~8.5

2 补氧机理

冲压发动机地面模拟试验时,采用化学燃料在加热器中直接燃烧方式加热空气,燃料首先要与空气进行化学反应并释放能量以提高空气的焓值。这一过程必然大量消耗掉空气中的氧,使得模拟气体中氧气含量低于实际空气,参考国军标^[13],实际空气中氧气占的质量百分比为23.14%,摩尔百分含量比为20.95%。图1表示了马赫数2.5~4.0、高度10~25 km常用化学燃料直接与空气燃烧后氧气摩尔百分含量。

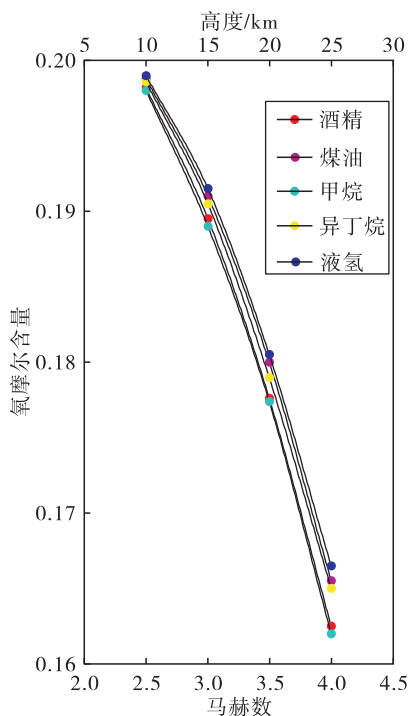


图1 常用燃料与空气燃烧后氧气含量

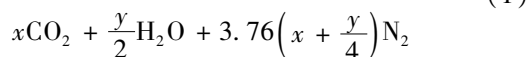
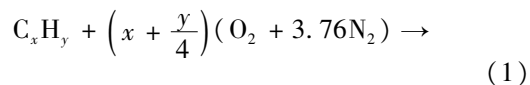
Fig. 1 Oxygen content of commonly used fuels and air after combustion

冲压发动机高马赫数试验时,燃料要消耗空气中的氧较多,则生成模拟气流中氧气摩尔百分含量更低。不论冲压发动机试验马赫数的高低,如果采用化学燃料直接燃烧生成满足压力和温度要求的模拟空气,其氧气含量均低于实际空气,马赫数越高,这种差别越大。如果直接将加热器产生高温气体作为试验模拟空气,那么冲压发动机燃烧室内模拟空气含氧量低于实际飞行状态,使得燃烧室燃烧

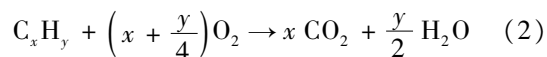
过程变缓,燃气的动能低,发动机推力减小;严重的情况,低的含氧量会影响发动机点火过程,在高马赫数情况下,有可能导致发动机不能正常点火启动等现象。为了解决这个技术问题,通常在加热器产生高温模拟气流进入发动机试验模型之前,在模拟气流中补充氧组分,使得模拟气流中氧含量与真实空气相同。

2.1 补氧量的计算

假设加热器燃料分子式为 C_xH_y ,则其与空气完全反应的化学式如下^[14]



与氧气完全反应的化学式如下



燃料与氧气的理论混合比

$$k'_o = \left(x + \frac{y}{4}\right) \frac{32}{12x + y} \quad (3)$$

燃料燃烧后所需要补氧量包括两部分:一部分是燃料燃烧消耗掉空气中原有的氧气量;另一部指燃料燃烧后产生二氧化碳和水,通常把这部分污染物当氮气处理,相应要补充一部分氧气,维持模拟空气中氧气的质量百分比,补氧流量与燃料流量之比

$$k_o = k'_o + (1 + k'_o) \frac{0.2314}{1 - 0.2314} \quad (4)$$

表2列出了加热器燃料与氧气和空气的理论混合比(分别为理论混合比1和2),以及所需要的补氧流量比。当冲压发动机马赫数为2.5~4.0、飞行高度为10~25 km时,不同燃料与空气直接燃烧后生成所需压力和温度模拟气体时混合比如图2所示。

表2 加热器常用燃料及补氧量

Tab. 2 Common fuel and oxygen supplement of heater

名称	液氢	煤油	甲烷	酒精	异丁烷
分子式	H_2	$C_{11.885}H_{22.172}$	CH_4	C_2H_6O	C_4H_{10}
理论混合比1	7.94	3.38	3.99	2.08	3.58
理论混合比2	34.3	14.6	17.2	9.0	15.5
补氧流量比	10.6	4.7	5.5	3.0	5.0

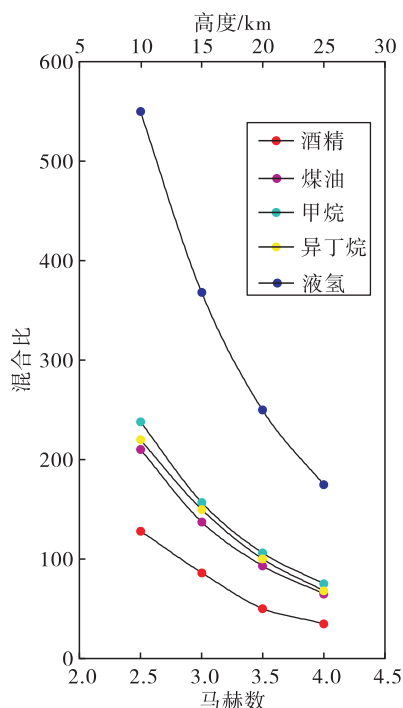


图 2 常用燃料与空气混合比

Fig. 2 Mixing ratio of commonly used fuel and air

低马赫数试验时空气与燃料混合比大,高马赫数时空气与燃料混合比小。原因是液氢燃烧热值最高,则其与空气混合比最大,酒精燃烧热值最小,则其与空气混合比最小,煤油、异丁烷和甲烷三者与空气燃烧所需混合比相当。

2.2 补氧方法

冲压发动机地面试验补氧的灵感来自航空发动机加力燃烧室助燃和再启动技术^[15],与发动机研制历程一样经过了较长的发展时期。20 世纪 60 年代,所研发发动机马赫数小于 2.5,要求模拟的总温低,地面试验台不进行补氧;直到 20 世纪 80 年末,随着研制发动机马赫数增加,发现不补氧和带补氧对发动机地面试验性能影响较大,好多试验设施及新研设备逐渐向高温模拟气流中增加了补氧措施,通常有两类方法^[16]。

2.2.1 补充氧气的方法

早期的补氧技术是向模拟气流中补充氧气,氧气常采用落压式供应方式。首先,将氧气贮存在高压气罐内,并通过减压器或调压阀进行减压,保证所供氧气的压力稳定,通过音速喷嘴或流量调节阀的控制,保证氧气以恒定的流量供入设备。为了实

现远距离安全可靠操作,对氧气管路截止阀、减压器等均设置有远程控制措施。

为了将氧气贮存在高压气罐内,工业常采取两种方法。对补氧流量大、压力高时,可将 15 MPa, 40 L 工业氧气瓶并联,用氧气模压机增压并贮存在高压气罐内;对补氧流量小、压力低的情况,可直接将 15 MPa, 40 L 工业氧气瓶并联使用。另一种是针对补氧流量大、压力高的情况,通常将常压液氧经柱塞泵增压,最高增压到 45 MPa,通过高压蒸发器汽化成高压氧气,并贮存在高压氧气罐内。

2.2.2 补充液氧的方法

氧气是一种危险介质,尤其在流量大、压力高的情况时,对管道和阀等元器件提出了非常高的要求,近年来,逐渐发展起了向模拟气流中补充液氧的技术。

液氧一般采用挤压式供应,首先将工业液氧加注到贮箱内,利用工业高压氮气或空气经过减压后将液氧挤入试验设备。为了保证液氧以稳定的流量供入设备,除保证贮箱压力稳定外,管路上还需要布置稳压器和流量计等。补充液氧技术相对简单,安全性和可靠性高,逐渐在地面试验系统上得到广泛应用。

2.3 补氧位置

补氧位置也是发动机地面试验系统中一个重要的技术问题。较早试验系统补氧位置放在加热器后端,高马赫数试验时,需要模拟空气温度高,加热器需要燃料流量大。碳氢燃料燃烧过程比较复杂,先要经过大分子裂变,存在许多复杂中间产物,如果加热器组织燃烧方式不好,模拟空气中有可能含有未燃尽的中间产物或原子碳。当把这种模拟空气通入发动机燃烧室后,燃烧产生能量会偏高。近年来逐渐采用加热器前补氧技术,它是用常温空气先汽化液氧变成高富氧空气,然后再与碳氢燃料在加热器内部组织燃烧,8-FT. HTT 和 APTU 就采用该技术。其优点是加热器燃烧效率高,生成模拟空气含碳少;缺点是高马赫数试验时,空气流量少,液氧汽化可能不完全,加热器空气路存在两相流,增加加热器研制难度和可靠性。

3 燃料对模拟气流的影响分析

冲压发动机地面试验时,模拟气流的比热比、

分子量和污染成分是影响发动机性能的重要参数。而加热器燃料的分子组成、燃烧热和初始焓等直接影响着生成模拟空气的组分,决定着模拟空气比热比、气体常数、分子量和污染组分,这些参数从微观上反映出模拟空气的特性。

3.1 无补氧状态

在加热器无补氧情况下,对某冲压发动机典型弹道马赫数 2.5~4.0、高度 10~25 km 工况进行热力计算,主要计算不同燃料生成模拟气体的比热比、分子量和污染成分比例。

图3表示无补氧时生成模拟气体比热比的变化规律。实线表示真实空气比热比随飞行参数的变化曲线,随马赫数和高度的增加,迎面空气滞止温度增加,比热比逐渐减小。在高度和马赫数一定时,选择液氢为加热器燃料产生模拟气体比热比要高,其他燃料相当,原因是液氢燃烧产物是水蒸气,分子量较小。随马赫数和高度增加,加热器产生模拟气体比热比都逐渐减小,且小于真实空气。

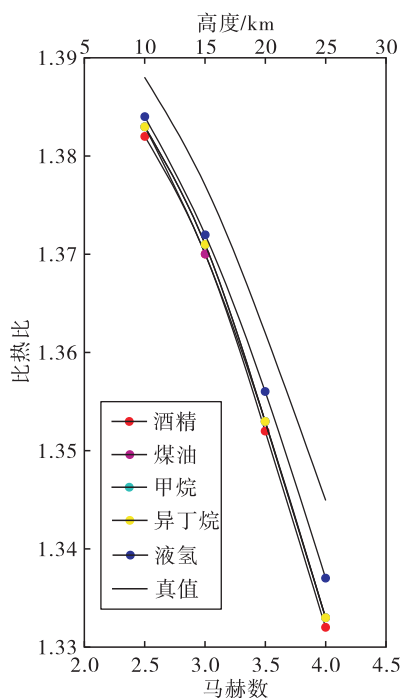


图3 无补氧模拟气体比热比

Fig. 3 Specific heat ratio of simulated gas without oxygen supplement

图4表示无补氧时生成模拟气体分子量的变化规律。虚线为真实空气的分子量,随马赫数和高度

的增加,生成模拟气体分子量逐渐减小,煤油为燃料时减小最慢,液氢为燃料减小最快。生成模拟气体中二氧化碳和水蒸气比例不同,当水蒸气含量较大时分子量随马赫数和高度减小较快,当二氧化碳含量较大时分子量随马赫数和高度变化较慢。选择煤油为加热器燃料,模拟气体分子量与真实空气最接近,选择液氢最差。

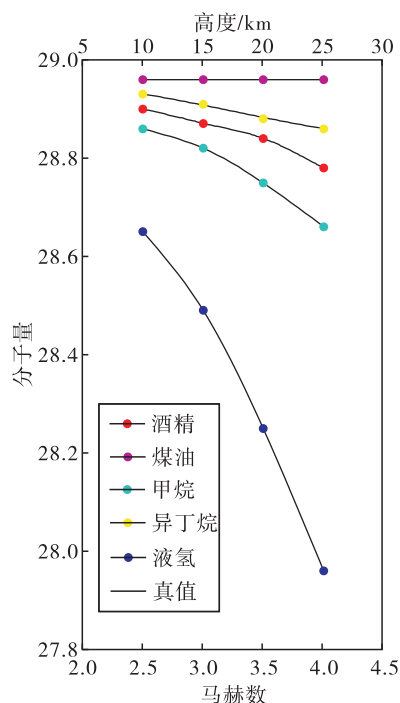


图4 无补氧模拟气体分子量

Fig. 4 Molecular weight of simulated gas without oxygen supplement

图5表示无补氧时生成模拟气体中污染成分的变化规律。随马赫数和高度的增加,加热器生成模拟气体中污染成分比例增加。马赫数和高度一定时,选择液氢生成模拟气体污染成分最小,其余4种燃料相当,依次是酒精、甲烷、异丁烷和煤油,原因是液氢热值高,单位质量释放得热量较多。

3.2 有补氧状态

在加热器有前补氧状态下,同样计算该发动机典型状态生成模拟气体的情况。

图6表示补氧时生成模拟气体比热比的变化规律。发现高度和马赫数一定时模拟气体比热比都比真实空气小。

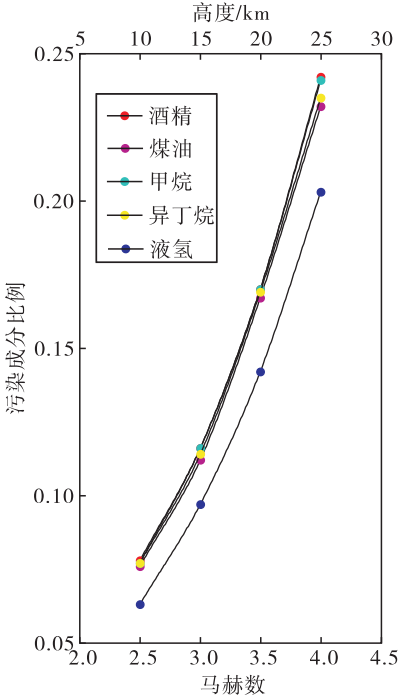


图 5 无补氧模拟气体污染成分
Fig. 5 Pollution components of simulated gas without oxygen supplement

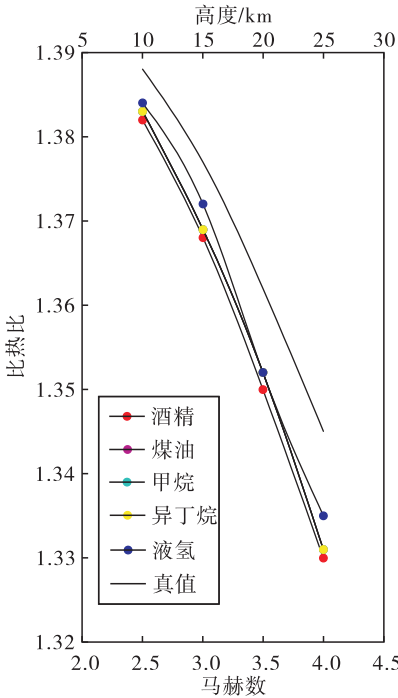


图 6 补氧时模拟气体比热比
Fig. 6 Specific heat ratio of simulated gas with oxygen supplement

图 7 表示补氧时生成模拟气体分子量的变化规律。随马赫数和高度增加,煤油、异丁烷和酒精生成模拟气体分子量逐渐增加,都比真实空气高,而甲烷、液氢都比真实空气低。低马赫数时酒精和异丁烷与真实空气最接近,高马赫数时酒精与真实空气最接近。

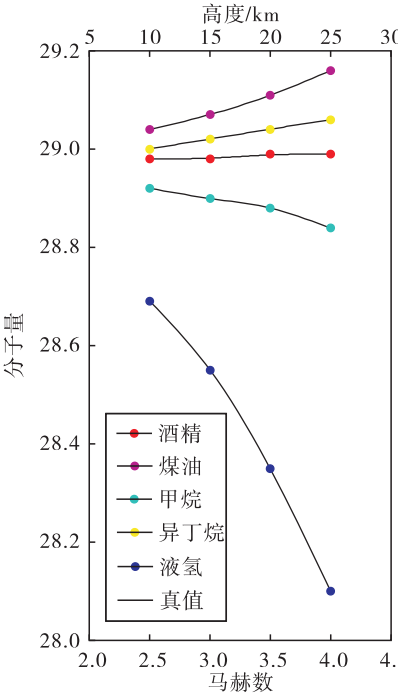


图 7 补氧时模拟气体分子量
Fig. 7 Molecular weight of simulated gas with oxygen supplement

图 8 表示补氧时生成模拟气体中污染成分的曲线。污染成分随马赫数和高度的增加而逐渐增大,高度和马赫数一定下酒精最高,液氢最小,在马赫数 4.0,高度 25 km 时污染成分不超过 9%。

3.3 两种状态的对比分析

表 3 对比分析补氧和不补氧时模拟气流比热比。发现五种燃料生成模拟气体比热比都比真实空气略小,最大偏差为 0.8%,随高度和马赫数增加,模拟气流比热比均逐渐减小。补氧和无补氧时,模拟气流的比热比与真值的偏差基本一致。

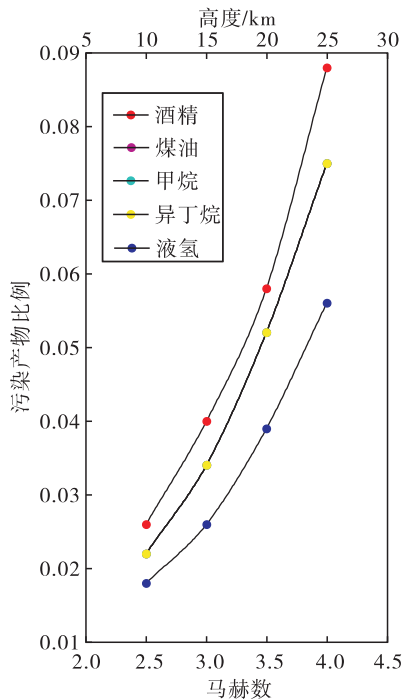


图8 补氧时模拟气体污染成分

Fig.8 Pollution components of simulated gas with oxygen supplement

表3 模拟气流比热对比(补氧和无补氧)					
Tab.3 Comparison of specific heat ratio of simulated gas (with/without oxygen supplement)					
燃料	2.5Ma	3.0Ma	3.5Ma	4.0Ma	偏差/%
液氢(补氧)	1.384	1.372	1.352	1.335	-0.6
煤油(补氧)	1.383	1.369	1.352	1.331	-0.7
甲烷(补氧)	1.383	1.369	1.352	1.331	-0.7
酒精(补氧)	1.382	1.368	1.350	1.330	-0.8
异丁烷(补氧)	1.383	1.369	1.352	1.331	-0.7
液氢(无补氧)	1.384	1.372	1.356	1.337	-0.6
煤油(无补氧)	1.383	1.370	1.353	1.333	-0.7
甲烷(无补氧)	1.383	1.371	1.353	1.333	-0.7
酒精(无补氧)	1.382	1.370	1.352	1.332	-0.8
异丁烷(无补氧)	1.383	1.371	1.353	1.333	-0.7

表4 对比分析补氧和无补氧时模拟气流分子量。依据分子运动论,理想气体的气体常数与分子量乘积为常数,发现补氧时酒精和异丁烷生成模拟气流分子量与实际空气最接近,即气体常数也最接近,无补氧时煤油和异丁烷生成模拟气流分子量与

实际空气最接近,误差小于0.2%。补氧时,马赫数2.5~3时选择酒精和异丁烷为燃料生成模拟空气分子量与实际较接近,马赫数3.5~4时选择酒精较接近。

表4 模拟气流分子量对比(补氧和无补氧)					
Tab.4 Comparison of molecular weight of simulated gas (with/without oxygen supplement)					
燃料	2.5Ma	3.0Ma	3.5Ma	4.0Ma	偏差/%
液氢(补氧)	28.69	28.55	28.35	28.10	-1.9
煤油(补氧)	29.04	29.07	29.11	29.16	0.5
甲烷(补氧)	28.92	28.90	28.88	28.84	-0.3
酒精(补氧)	28.98	28.98	28.99	28.99	0.1
异丁烷(补氧)	29.00	29.02	29.04	29.06	0.2
液氢(无补氧)	28.65	28.49	28.25	27.96	-2.1
煤油(无补氧)	28.96	28.96	28.96	28.96	0.0
甲烷(无补氧)	28.86	28.82	28.75	28.66	-0.6
酒精(无补氧)	28.90	28.87	28.84	28.78	-0.4
异丁烷(无补氧)	28.93	28.91	28.88	28.86	-0.2

表5 对比分析补氧和无补氧时模拟气体污染成分含量。发现补氧措施可使模拟气体中污染成分大幅减少,补氧时生成模拟气流污染成分偏差最大为9%,不补氧时偏差最大约为24%,补氧可明显提高模拟的精度。

表5 模拟气流气体污染成分含量对比(补氧和无补氧)				
Tab.5 Comparison of pollution components of simulated gas (with/without oxygen supplement)				
燃料	2.5Ma	3.0Ma	3.5Ma	4.0Ma
液氢(补氧)	1.8	2.6	5.7	5.4
煤油(补氧)	2.2	3.4	5.2	7.5
甲烷(补氧)	2.2	3.4	5.2	7.5
酒精(补氧)	2.6	4.0	5.8	8.8
异丁烷(补氧)	2.2	3.4	5.2	7.5
液氢(无补氧)	7.7	11.4	16.9	23.5
煤油(无补氧)	7.6	11.2	16.7	23.2
甲烷(无补氧)	7.7	11.6	17.0	24.1
酒精(无补氧)	7.8	11.6	17.0	24.2
异丁烷(无补氧)	7.7	11.4	16.9	23.5

4 加热器燃料选择的评估分析

冲压发动机采用化学燃料直接燃烧加热空气的方式进行地面模拟试验时,除了要保证发动机几何尺寸相似外,在一定试验模拟原则下,还要保证模拟来流的马赫数、流量、总温(或总焓)、总压(或动压)、气体常数(分子量)、比热比和氧含量等。通过计算分析和结构匹配,不论选择何种燃料,补氧或不补氧,都可保证模拟来流马赫数、流量、总温、总压与实际相匹配,通过补氧可以保证模拟气流中的氧气含量。

通过本文的计算和分析,发现常用 5 种燃料生成模拟气流的比热比存在着差异,比热比均比真实空气小。补氧时酒精和异丁烷生成模拟气流分子量和气体常数与实际空气最接近,马赫数 2.5~3 时选择酒精和异丁烷为燃料生成模拟空气分子量与实际较接近,马赫数 3.5~4 时选择酒精较接近。采取补氧措施后,可大幅降低模拟气体中污染成分比例,进而提高和改善模拟试验的精准度。

文中计算过程时假设地面试验系统无热损失,实际由于系统散热、结构热沉和燃烧效率等影响,对上述研究结果存在一定的影响。

5 结论

1)生成模拟气流比热比是评估加热器燃料优劣的重要因素,补氧和无补氧时,常用燃料生成模拟空气的比热比相当,均比实际略小,最大偏差为 0.8%。

2)补氧和无补氧时,常用燃料生成模拟气流的分子量相当,最大偏差约为 2%,有补氧的冲压发动机地面模拟试验系统,马赫数 2.5~3 时选择酒精和异丁烷为燃料生成模拟空气分子量与实际较接近,马赫数 3.5~4 时选择酒精较接近实际值。

3)有补氧的加热器可大幅降低冲压发动机地面试验模拟空气中的污染成分,补氧时生成模拟气流污染成分偏差最大为 9%,不补氧时偏差最大约为 24%;以氢作为燃料时,气体的污染成分含量最低,以酒精作为燃料时,模拟气流的污染成分含量最高。

参考文献:

- [1] 李小平,葛李虎,栾希亭.加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J].火箭推进,2007,33(3):14-19.
LI X P, GE L H, LUAN X T. Applications of gas generator in ramjet direct-connect test facility[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3):14-19.
- [2] 田宪科,唐硕,田宪长.超燃冲压发动机性能影响因素分析[J].航空计算技术,2015,45(5):15-19.
- [3] FOTIA M L, DRISCOLL J F. Isolator-combustor interactions in a direct-connect ramjet-scamjet experiment[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1):83-95.
- [4] ROUX J A, CHOI J, SHAKYA N. Parametric scramjet cycle analysis for nonideal mass flow rate[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, 28(1):166-171.
- [5] 王雷雷.碳氢燃料超临界压力流/固/热耦合数值模拟研究[D].杭州:浙江大学,2013.
- [6] 张亚.直联式超燃试验台燃气取样系统设计与分析[D].上海:上海交通大学,2013.
- [7] JEFFREY S, STEPPHEN H, HARVIN F. The NASA langley research center 8-ft high temperature tunnel[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2002(198):405-425.
- [8] 刘敬华.超燃冲压发动机试验研究的国外动态[J].飞航导弹,2002(3):46-48.
- [9] 冯军红.高焓高压空气加热器数值仿真与试验研究[D].长沙:国防科学技术大学,2011.
- [10] 张贵田.高压补燃液氧煤油发动机[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [11] 马翰英.火箭用煤油基本物性参数[Z].1992.
- [12] 马庆芳,方荣生.实用热物理性质手册[M].北京:中国农业机械出版社,1986.
- [13] 中华人民共和国军用标准.北半球标准大气:GJB365.1-1987[S].北京:国防科学技术工业委员会,1987.
- [14] 于守志.飞航导弹动力装置试验技术[M].北京:宇航出版社,1990.
- [15] 航空发动机设计用材料数据手册编委会.航空发动机设计用材料数据手册(第五册)[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [16] 陈延辉.日本的高超声速吸气式发动机试验设备及试验技术[J].飞航导弹,2006(2):41-48.

(编辑:马 杰)