

高能、高密度烃类燃料对战略飞行器的实用性评论

沈 民

摘 要

本文论述了国外烃类燃料的研究与发展,并对高能、高密度烃类燃料在战略飞行器上的实用性作了评论。文中按性能-价格因素权衡了大推力运载火箭助推器以及各军种使用的高效能喷气(涡轮)发动机的巡航导弹在选用高能、高密度烃类燃料中的利弊。

一、前 言

以廉价煤油作为火箭燃料是从三十年代初 Goddard 和 Цандер 试制的液体火箭发动机开始的。此后,分别在阿特拉斯,雷神,木星,大力神-1,土星(F-1发动机),EDLOA 蓝箭和波马克-A 等大型运载火箭和小型战术导弹上得到广泛使用。

作为火箭推进剂,煤油的最大缺点是比冲低,自燃性能差。从五十年代开始,火箭学家们渴望由实验室制得性能理想的合成推进剂,以提高火箭的射程,飞行高度和有效载荷。当时人们认为推进剂的经济性是次要的,因为火箭与其它飞行器不同,其多数是消耗性的,通常一次使用就被遗弃,而火箭的总体材料和电子器件的成本及造价远比推进剂价格高昂。从五十年代开始到七十年代中,国外关于高能推进剂的研制报道很多,作为纯化学组分的液体火箭推进剂相继在各种型号上得到了广泛应用,并取得了成效。

随着火箭工业和航天事业的飞跃发展,推进系统对推进剂相应提出了新的要求,希望性能好,价格低廉和减少对大气的污染。美国航宇局认为为了征服宇宙,当今存在的急待解决的问题是研制廉价的空间运输系统。

近年来,美国在单级入轨运载火箭方案设想中,Beichel^[1]和星际航空学会的 Salkeld^[2]对各种烃类燃料用于单级入轨运载火箭作了专门评论。路易斯研究中心 Notardonato 等人^[3]又进一步作了综合性评论,并总结了几年来美国在氢能,高密度烃类燃料的研究成就。

对高能,高密度烃类燃料感兴趣的另一领域是有限容积的巡航导弹推进系统。美国空军和海军早就联合对空中和潜艇发射的巡航导弹用的烃类燃料进行了精心研制,并取得了成效。这类燃料与常用煤油相比可使导弹射程增加19%以上^[4]。

由于不同飞行器推进系统所选择烃类燃料的技术要求是不同的。本文就近年来国外对烃类燃料的研制,使用和发展作一综合评论。

二、煤油在火箭发动机上的应用

最初用于喷气发动机和火箭发动机的常用烃类燃料是石油分馏产品,它们具有低挥发性、低冰点、高闪点和低成本等特点。由于这些燃料不是纯化合物,因此不可能给出正确的物理性质,表1给出的是典型燃料试样的经验数据

表1 石油燃料的经验数据

性 能	JP-1	JP-2	JP-3	JP-4	JP-5	JP-6	RP-1	T-1
馏分℃								
10%	175	73	73	102	199	142	199	175
50%	188	156	151	159	220	212	219	205
90%	208	224	225	218	246	267	242	270
闪点℃	47	—	-23	-14	64		>44	>30
冰点℃	<-60	<-60	<-60	<-60	-45	<-55	-49	—
粘度 40℃Pa·S	7.62 $\times 10^{-3}$	2.91 $\times 10^{-3}$	3.36 $\times 10^{-3}$	3.50 $\times 10^{-3}$	16.4 $\times 10^{-3}$	10.0 $\times 10^{-3}$	13.8 $\times 10^{-3}$	<16 $\times 10^{-3}$
燃烧热 J/g	43.03	43.49	43.78	43.49	43.11	43.19	43.45	>42.90
密度15℃ g/cm ³	0.810	0.764	0.760	0.773	0.827	0.817	0.806	0.825

表1中RP-1由不同石油馏分混合而成，它具有低的烯烃和芳烃含量，高的环烷烃含量，因此热安定性好，热值高。RP-1与JP-5相似，是目前美国常用的廉价烃类火箭燃料。

火箭发动机用的烃类燃料和煤油型喷气燃料的区别是结晶点高（-38℃），以及芳烃允许含量（5%）、烯烃允许含量（1%）、和总硫量（0.05%）低。详细技术指标可参见MIL-R-25576 C。

煤油在国外液体火箭发动机上的应用概况见表2。

表2 煤油在液体火箭发动机上的应用^[5]

推 进 剂	发 动 机	推 力 N	应 用
LO ₂ /T-1 (苏)	PД107.108	1000000 353000	东方上升号.一级 联盟号.二级
LO ₂ /RP-1 (英)	RE ₋₂	666000	蓝光运载火箭
LO ₂ /RP-1 (美)	雷神 MB3-2	756000	空间助推器 中程导弹Delta第一级
	H-1	890000	土星 I
	蓝 箭	1333000	空间助推器
	大力神 I	1333000第一级 356000第二级 (双机)	洲际导弹
	阿特拉斯	1650000—1735000	空间助推器
	MA-5	(双机)	洲际导弹
	F-1	6674000 (单机)	土星 V.S-1C
H ₂ O ₂ /JP-4, JP-5	AR _{-2,3}	14700—29400	飞机起飞火箭发动机
	勇 士	15700—45000	
IRFNA/JP-4	空蜂100主发动机	12000	声速火箭

三、烃类燃料的化学组成对使用性能的影响

1. 烃类燃料的化学组成与使用性能的关系。

当石油馏分作为火箭燃料时，芳烃含量的增加将使燃料燃烧时积炭加剧，其中双环芳烃尤甚，正构烷烃会使凝固点增高，不饱和烃会使燃料贮存条件下安定性降低，生成沉淀物。从热安定性衡量异构烷烃最好。其顺序为

异构烷烃 > 环烷烃 > 直链烷烃 > 侧链烷烃 > 芳香烃 > 双环芳香烃

此外，胶质和非烃类化合物（如含 S、N、O 等化合物）会导致燃料热安定性变坏，硫化物对发动机材料还具有强烈的腐蚀作用，必须从燃料中除去。

石油馏分和合成烃类与氧接触时，在常温下一般不自燃。最早采用这种燃料时，发动机在起动时要求专门的强制点火装置。由于近年来改善烃类燃料自燃性能添加剂的研究工作日趋完善，试验证明，三乙基硼，三乙基铝及 hybaline A-14 ($C_8H_{17}NH_2AL(BH_4)_3$)^[6] 等化合物作为烃类燃料自燃性添加剂十分成功。三乙基铝、三乙基硼已成功地用于 Applo V 运载火箭 F-1 发动机 RP-1/LO₂ 组合的自燃点火。hybaline A-14 除用作自燃添加剂外，发现添加 10.9% 于 RP-1 燃料中，即能抑止 RP-1/LO₂ 发动机的燃烧不稳定性。

2. 炔类燃料的能量特性

烃类化合物的生成热 (ΔH_f)、密度 (D) 和燃烧完全程度，对发动机效率、飞行器的飞行高度、火箭射程和有效载荷起决定性作用。

烃类化合物的分子组成通常可用通式 C_nH_m 表示，其经验式为 CH_r ， $r = \frac{m}{n} = \frac{H}{C}$ 原子比。 r 值的范围可从最大值 4 (CH_4) 到小于 1 (多环芳香烃)。当烃类化合物作为喷气燃料或与液氧组合作为火箭燃料使用时，其密度比冲 I_{sd} 是该化合物生成热，H/C 原子比和密度的函数，即

$$I_{sd} = f(\Delta H_f, D, r)$$

在考察不同烃类化合物的能量特性时可看出， ΔH_f 、D 和 r 之间又分别存在函数关系。因此严格地说，当固定两个因素时，烃类化合物与氧组合的密度比冲只随另一因素的增

而增大。图 1 给出了按已知烃类化合物的生成热、H/C 原子比和比冲的关系，可作为选择烃类燃料的一般准则。对于获得最大比冲的混合比 (O/F) 同样是烃类分子中 r 值的函数。

图 2 列出 RP-1、RJ-5 和 exo-THDCP (挂-四

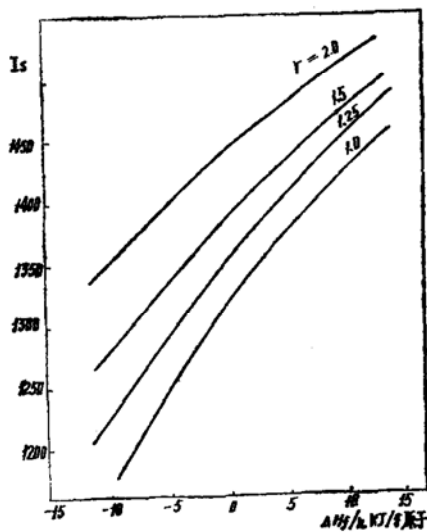


图 1 各种 $\frac{H}{C}$ 原子比的烃类燃料比冲与生成热的关系

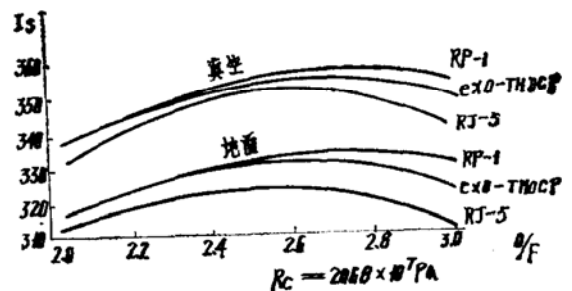


图 2 不同烃类燃料比冲随混合比的变化

氢环戊二烯)与 LO_2 组合的比冲和混合比的函数关系。

按照上述准则评定,所有烷烃和环烷烃燃料的能焓都比单环和双环芳香烃高,各种烃类的能焓,随着馏点升高而增高。馏程为 $300-350^\circ\text{C}$ 以上的烷烃和环烷烃最有希望作为高能燃料。与烷烃和环烷烃相同馏程的芳香烃,虽然亦具有相当高的能焓,但存在一系列缺点,积炭量大、凝固点高和热安定性差等。近年来,大西洋里奇菲得(Atlantic Richfield)公司研究出一种能处理芳烃含量高的馏分的加氢精制工艺,这是一种两段气相精制过程,即原料脱硫、氮(含烯烃时脱烯烃);和在高活性催化剂上芳烃进行部分加氢,使之转化为环烷烃,控制不产生裂化反应($t=290-430^\circ\text{C}$; $p=(42\sim70)\times 10^5\text{Pa}$; H_2 含量为89%)。加氢裂化同样是今后发展的方向,它可除去燃料馏分中的杂环化合物,并将芳烃加氢变成环烷烃,从而获得比重大,发热量高及热安定性好的燃料。

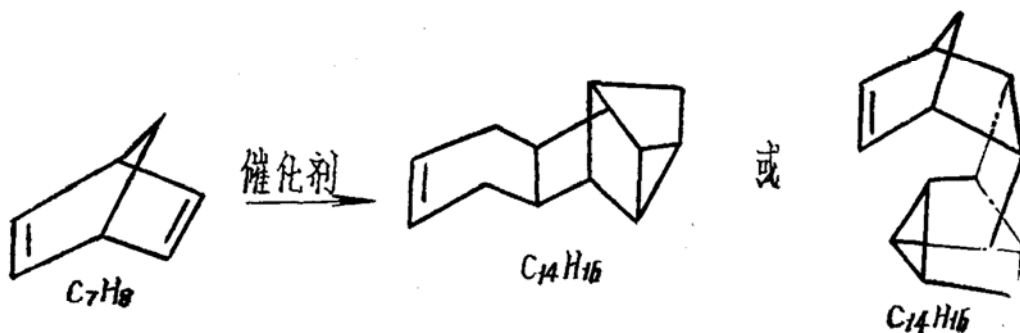
从合成的单体烃评定,桥式环烷烃其能焓最高。

四、高能、高密度烃类燃料的研究和合成

为了获得高能、高密度烃类燃料,从1965年开始美国各石油公司相继着手研制结构紧密的单体烃类。最引人注意的是桥式环状结构的烃类化合物,它具有高的氢碳原子比(H/C),高密度和高的体积燃烧热。降冰片烷是具有最简单桥式结构的高能燃料基础化合物,化学上称为二环(2.2.1)庚烷。降冰片烷本身是熔点为 180°F 的固体,它不能作为产品或高能燃料组分存在。商业上命名为JP-10的单组分燃料,它具有单一的挂-四氢二环戊二烯的结构,先由二环戊二烯氢化制得固体桥四氢化环戊二烯,然后在催化剂存在时,桥式结构的中间体再进行重排,定量地转化为JP-10。

当二甲基环戊二烯代替二环戊二烯作为原料时,氢化可得桥和挂异构氢化二甲基环戊二烯的混合物,化学上称为RJ-4燃料。由于甲基的位置在每个分子环上不固定,因此存在桥和挂异构体比例的变动,在RJ-4批生产中,由于异构混合物的比例不一会造成批与批之间冰点和粘度的差别,最近Sun Ventures石油公司在执行空军合同的工作中,采用了特种工艺,完成了低冰点,低粘度挂式异构体的生产,美国海军将它用于冲压式空气喷气发动机的巡航导弹,该燃料被命名为RJ-4I[7]。

目前,最大体积热值的液体烃类燃料RJ-5 (Shelldyne-H)已大量应用,化学上命名为氢化降冰片二烯二聚物。工业上可利用降冰片二烯在各种预选催化剂存在下二聚化,制得数种主体定向异构物,最常见的一种是桥-桥二氢化二(降冰片二烯)[8]。反应式如下:



RJ-5具有高的体积热值 ($4487 \times 10^7 \text{J/cm}^3$) 比JP-4高33%。RJ-5的密度比RP-1高35%。因此它和其它高能燃料比较,在导弹射程上有明显增益。然而,随着热值的增加会导致燃料粘度和冰点升高。美国航空推进实验室为了解决这两个问题,先后以甲基环己烷(MCH)和JP-10作为改善粘度和冰点的添加剂^[7],组成了一系列命名为JP-9, JP-9A, JP-9B的多组分燃料。其组成见表3。

表3 JP-9系列燃料的组成

组 成 %	JP-9A ₁	JP-9B ₁	JP-9A	JP-9B	JP-9
MCH	50	10	33	7.5	13
RJ-5	50	90	52	72.0	67.5
JP-10			15	20.5	19.5

此外,在远程空-空导弹(ALRAAM)中使用80%RJ-5和20%异丁基苯的混合物,称为SI-80,在先进战略空中发射的巡航导弹中(ASALM),采用由63%RJ-5和37%JP-10混合组成的RJ-5A。

近年来,美国海军对高能烃类化学中的另一领域-金刚烷(Adamantane)化学^[9]-非常重视。Abraham Schneider指出金刚烷衍生物是一族良好的高能、高密度燃料或添加剂。目前美国正围绕多刚烷烷基化开展研究工作,其中二刚烷($\text{C}_{14}\text{H}_{20}$)性能已接近RJ-5。各种高能、高密度烃类燃料的主要性能见表4。

可以预料,在今后数年内高能烃类化学将会出现惊人的发展,前景无限广阔。

表4 高能、高密度烃类燃料的主要性能

性 能	RJ-4	RJ-5	RJ-5A	JP-9	JP-9A	JP-9B	^[10] RJ-10	SI80	金刚烷
热值(J/g)	527000	697000	624000	536000	540000	621500	561000	632000	724000
粘度mPaS (-40℃)	64	1852	137	25.5	108 (-54℃)	1634 (-54℃)	20	157	23.4(20℃)
冰点(℃)	<-40	>0	<-54	<-54	—	—	<-52	<-62	-38
闪点(℃)	65	110	54	24	—	—	—	70	—
比重(15℃) (g/cm ³)	0.94	1.08	1.02	0.94	0.945	1.01	0.938	1.03	1.07

五、不同飞行器对烃类燃料的性能要求

对容积有限的冲压式推进系统,燃料的单位体积热值起决定性作用。但是在火箭推进系统中起决定作用的是推进剂组合的比冲值,要求消耗单位重量推进剂所产生的推力大。

Notardonato^[3]等认为在衡量烃类燃料与液氧组合作为单级入轨大推力运载火箭推进剂时,其密度和比冲三次方的乘积 DI_3^3 和价格起决定作用;推进剂的比冲给飞行器带来的增益远比密度为大。因此,适用于巡航导弹的候选燃料未必适用于运载火箭。就价格而言,对

集合高超先进技术, 体积有限的导弹系统, 燃料占整个导弹价格的百分比很低, 因而燃料价格的重要性并不是一个重要指标。但是, 在单级入轨运载火箭中, 燃料需用量极大, 因此必须按性能/价格因素评定, 对价格昂贵而性能增益并不显著的燃料, 在单级入轨运载火箭中大量使用时, 决不是可行的候选燃料。从表 5 所列出的序号为 2、3、4、5 复杂分子结构的高能、高密度烃类燃料, 按性能增益/价格因素考虑作为冲压式发动机应用是可行的, 但对单级入轨推进系统就得不偿失了。

表 5 烃类燃料价格比较

序 号	燃 料	最近价格 (美元/千克)	1990年估计价格 (美元/千克)
1	RP-1	0.14	0.48
2	RJ-5	4.40	16.08
3	JP-9	2.00	—
4	H-Binor-S	3.00	—
5	JP-10	1.50	—
6	RJ-4	0.50	—
7	exo-THDCP	0.50	—
8	LH ₂	1.10	3.96
9	LO ₂	0.059	0.22

对固定体积的运载火箭, 从燃料对轨道载荷的增重和轨道载荷与 DI_2^3 的关系 判 析, 使用 RJ-5 高密度燃料要比 RP-1 好一些, 但是从燃料价格衡量, 给飞行器带来的好处并不合算; 若使用挂-四氢二环戊二烯 (exo-THDCP), 其性能接近 RJ-5, 从性能/价格因素折衷考虑尚有可取之点, 可作为单级入轨推进系统的候选燃料。

高能烃类燃料, 由于处在工艺方法研究阶段, 价格昂贵。目前具有实用价值的最廉价高能燃料是 RJ-4, 价格为 0.5 美元/千克。诸如 RJ-5, JP-9 等高能燃料, 其高昂的价格随着需求量的扩大可望降低。

参 考 文 献

- (1) Astronautic & Aeronautic, Vol.12, No.11, 1974, p32-39.
- (2) A.A.S paper75-162, Am. Astronaut. Soc., Aug., 1975.
- (3) N77-10152.
- (4) N78-267.
- (5) Carl Boyars & Karl Klager, Propellants manufacture hazards and testing. A. C. S., 1969.
- (6) Harrje, David, T., Liquid propellant rocket combustion instability, 1972, p336.
- (7) AW & ST. 1976.1.26, p111.
AW & ST. 1973.5.7, p69.
- (8) USP.4,207,080.
- (9) Adamantane, 1976.
- (10) NASA CR-159480, 1979.