

飞机合成液压油现状及其性能述评

杨 大 灼

〔提要〕 本文简要叙述了合成基液压油的现状,并对新合成烃液压油的性能作了评述,以配合某直升机用液压油的研制及现役飞机液压油的更新和新机选材工作,并提出了建议。

一、前 言

早在四十年代初期,人们对难燃或抗燃性飞机液压油的发展就有所注意。四十年来,除硅酸酯液压油在少数高性能飞机上试用外,仅两种合成基液压油得到了广泛应用。五十年代末期,磷酸酯被商用喷气式飞机所采用,由于现役军用机液压系统的弹性密封材料和液压系统外部很多材料不相适应,而长期未能在军用飞机上得到应用^[1]。七十年代后期,美国海军和陆军批准 MIL-H-83282 合成烃基液压油在使用 MIL-H-5606 的军用飞机上使用。

合成烃基液压油曾在 F-100F、F-4D、F-4J、18F-4B 等飞机上进行了飞行试验,性能良好,是当前较有前途的一类合成抗燃液压油。

美空军拟通过进一步飞行试验以确定该油的低温可靠性,现已用于 A-10 及海、陆军所有飞机, NASA 已用于航天飞机,法国海豚直升机也用此油。

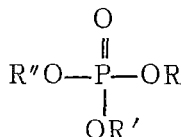
本文将对几种合成液压油作简单的介绍,并着重对合成烃液压油的性能进行讨论。

二、几种合成液压油的简介

合成基液压油的特点是:与石油基液压油相比,改善了耐燃性及其它性能,润滑性

更好,使用寿命更长,液态范围更宽。表1是几种油的性能比较。现分述如下。

磷酸酯液压油 它是合成基液压油第一个广泛应用在民用飞机上的产品,其一般化学结构^[2],即



它的耐燃性比 MIL-H-5606 更有所改善,见表2。它与 MIL-H-5606 相比,其优点是具有更高的闪点、燃点和热歧管燃点。它与 MIL-H-83282 相比,耐燃性差别并不明显,因为典型 MIL-H-83282 配方的闪点和燃点比磷酸酯略高 55℃,而磷酸酯液体的热歧管燃点则明显优于 MIL-H-83282。试验时,磷酸酯基液压油的火焰传播特性稍优于 MIL-H-83282,却明显优于 MIL-H-5606。这种液压油比较贵,每升大约 4 美元。典型商品有 Skydrol 500A、500B、LD 和 LF。波音-707、三叉戟、A-300B、L-1011、DC-8、DC-9、DC-10 等民航机即用此类油,使用温度一般为 -54~150℃,它与军用机所接触材料不相适应,美国曾计算过,如果将一架 B-52 飞机由 MIL-H-5606 改换为磷酸酯液压油,密封材料、涂层、绝缘材料则需要改型,系统部分零件需要更换,这需要花费一百万美元。

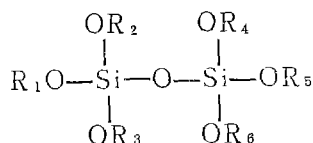
表 1 MIL—H—5606 与几种合成液压油的选择物理性能比较

性 质	MIL—H—5606		MIL—H—83282		磷酸酯	硅 酸 酯	
	石 油 基		合 成 烃			MIL—H—8446	SC—102
	典型值	标 准	典型值	标 准			
运动粘度,CST							
—54℃	2600	≤3000	—	无	1700	2450	2200
—40℃	495	≤500	2140	≤2200	—	—	612
38℃	14.2	≥14.0	14.2	≥14.0	10.5	16.9	19.2
99℃	5.1	≥5.0	3.6	≥3.5	3.5	5.25	5.94
204℃	—		1.0	≥1.0	—	1.8	1.72
倾点,℃	≤-59	≤-59	≤-59	≤-54	≤-62	<-79	<-68
腐蚀-氧化安定性	135℃, 168小时	135℃, 168小时	135℃, 168小时	135℃, 168小时	82℃, 168小时	204℃,72小时	
粘度变化,38℃,%酸	+15	<-5~+20	5.0	≤10	+1	-3.4(98℃)	
值变化,mgKOH/g	0.1	≤0.20	0.05	≤0.20	<0.1	0.52	
金属重量变化, mg/cm ²							
铝	<0.1	≤0.2	<0.1	≤0.2	<0.1	0.00	
镁	<0.1	≤0.2	<0.1	≤0.2	0.15	—	
镉	<0.1	≤0.2	<0.1	≤0.2	0.2	—	
钢	<0.1	≤0.2	<0.1	≤0.2	<0.1	+0.01	
铜	<0.4	≤0.6	0.4	≤0.6	0.25	-0.55	
银	—		—		—	0.00	
橡胶膨胀,%	24	19~30 (NBR-L)	20	18~30 (NBR-L)	15 (EPR)	+4.8 (合成橡胶-S)	+21 (布纳V-L)
润滑性,四球磨痕,mm							
负荷,40kg	0.8	≤1.0	0.6	≤0.65	0.65	0.88	0.7

表 2 几种液压油的可燃性^[1-3] 典型值

性 质	MIL—H—5606	MIL—H—83282	磷 酸 酯	硅 酸 酯
闪点, °C	102	232	171	190
燃点, °C	113	254	188	210
自燃点, °C	232	354	524	400
气流—热歧管燃点, °C	388	322	760	371
耐炮火着火 50口径API, 5 次发射着火数	5	1	0	3
燃烧热, KCal/kg	10100	9800	7100	8162
水平火焰传播速度, cm/sec	0.733	0.212	0.00	0.300

硅酸酯液压油 它的一般化学结构, 即



它具有宽的($-54 \sim 204^\circ\text{C}$)液态范围, 与MIL—H—5606和MIL—H—83282的某些性能比较, 相对地改进了耐燃性, 但与磷酸酯的耐燃性相比, 显然要低些。它的热安定性好, 能达到 204°C , 其规格为MIL—H—8446, 产品有Oronite 8200、8515, Oronite 70和Oronite M 2-V, 分别曾用于B-58, X-15和协和号超音速运输机液压系统。这类油水解安定性不好。

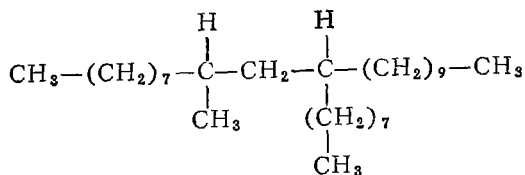
近年来, 研究工作已获得可喜的进展, 簇状硅酸酯的出现就是一个实例。它不但保留了线状硅酸酯的许多优点, 而且还具有良好的水解安定性, 将为硅酸酯的广泛应用开辟新的道路。Olin公司已投入中型生产的簇状硅酸酯商品牌号为SC-102, 拟以它取代现行线型硅酸酯, 研究工作正在继续。两种硅酸酯的水解安定性结果见表3^[4, 5]。

表3 两种硅酸酯水解安定性比较
(93.3°C , 48小时)

	SC-102*	市售硅酸酯
粘度变化(37.8°C), %	+0.05	+10.0
铜片重量变化, mg/cm ²	+0.1	-3.0
外观	失去光泽	失去光泽
酸值, mgKOH/g		
水层	3.0	2.5
油层		
原来	0.03	0.07
最后	0.01	0.14
变化	-0.02	+0.07

* 不含腐蚀抑制剂, 加有1%苯基- α -萘胺

合成烃基液压油 它是以 α 烯烃的齐聚为基础的, 其一般化学结构, 即



氢化1-癸烯(C_{30})的三聚物

它由1-癸烯三聚后氢化而成, 其组分包括合成烃基础油, 抗磨剂磷酸三甲苯酯和抗氧剂(酚类, 不超过2.0%重), 双酯不超过33%^[6]。这种液压油的规格为MIL—H—83282。从表1数据看出, 多数指标均满足MIL—H—5606要求, 低温粘度稍比5606高些。MIL—H—83282在 -46°C 的低温工作性能约与MIL—H—5606在 -54°C 的相当。当使用这种液压油代替MIL—H—5606, 至今尚未见到有关飞行中系统性能有何降低的报导。

三、关于合成烃液压油 几个问题的讨论

由于合成烃液压油除低温粘度外其他各项重要指标都符合或超过MIL—H—5606, 为了更深入地了解它的特性, 有必要对以下问题进行讨论。

1. 可燃性

发展MIL—H—83282的主要目的是寻求一种具有耐燃性的、可代替MIL—H—5606的液压油。从表2中看出, 虽然MIL—H—5606与MIL—H—83282均属烃类液体, 其可燃性却差别很显著。后者的闪点、燃点、自燃点和耐炮火着火均明显优于前者, 唯一的是MIL—H—5606的气流热歧管燃点特性略优于MIL—H—83282。但燃烧热值和火焰传播数据表明, MIL—H—83282优于MIL—H—5606。因为燃烧热值越高, 释放在液体中的热能量也越大, 液体的温度也越高, 粘度也就越低, 蒸发速率也就越快, 液体就更易着火; 而对飞机破坏和人身安全危害的程度不仅在于液体是否着火, 而在于着火后燃烧的范围大小, 这与火焰传播速度的快慢有很大关系。在很多情况下, MIL—H—83282着火后自动熄灭或蔓延速度很慢, 而MIL—H—5606通常着火后, 继续燃烧并蔓延, 直到全部液压油耗尽。因此, 可以认为MIL—H—83282比MIL—H—5606更抗燃。

两种液体的混合使用问题, 为了保持MIL—H—33282最大的防火效果, 液压系统应换用接近纯的MIL—H—33282。关于二者混合后对闪点的影响见图1所示。可以看出, 更换时应尽可能使MIL—H—33282含量至少90%, 这样可以获得明显改善, 两种液体混合物对其他可燃性的影响也相同, 见图2、3所示。

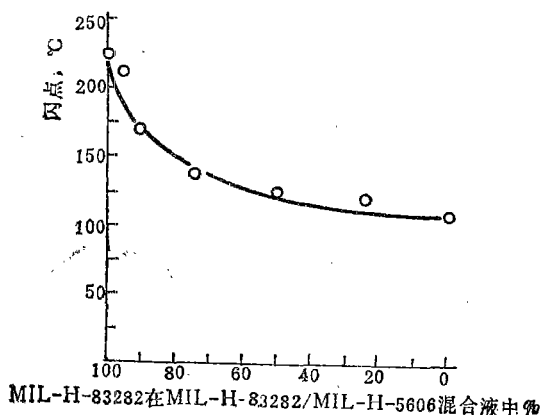


图 1 MIL—H—83282/MIL—H—5606 混合液的闪点

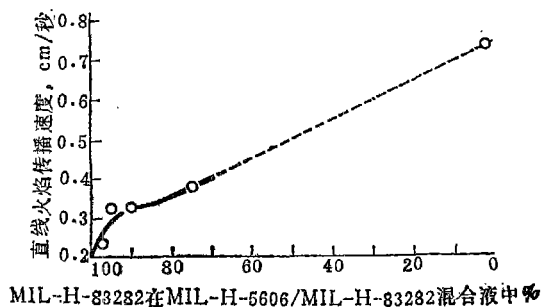


图 2 MIL—H—83282/MIL—H—5606 混合液的直线火焰传播速度

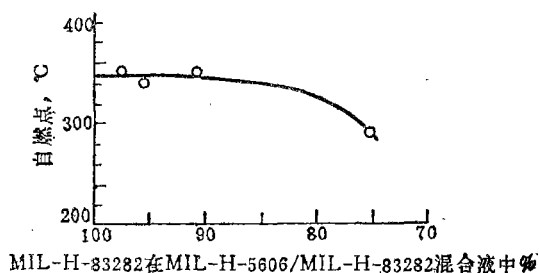


图 3 MIL—H—83282/MIL—H—5606 混合液的自燃点

可以看出, MIL—H—83282 的耐燃性随所混进高可燃性MIL—H—5606 量的增加而下降。最大程度不应超过3~5%, 然而, 即使超过15%, 所保留的耐燃性能仍有明显的改善。这种混合液压油的闪点约比单独MIL—H—5606高66°C。因此, 美空军材料研究所曾建议, 目前更换液压油的方法必须: ①尽可能使液压系统中的MIL—H—5606 排尽; ②用MIL—H—83282液压油加注液压系统; ③根据需要继续注入MIL—H—83282。

2、剪切安定性

MIL—H—83282 的剪切安定性比 MIL—H—5606 有显著的改善, 见图4所示⁷¹。MIL—H—83282 长时间在剪切环境中没有任何显著的变化, 而MIL—H—5606 的粘度变化却很明显。在其他温度下也获得同样结果。MIL—H—5606 粘度的降低, 是由于其组分中用作高温时稠化MIL—H—5606 的长链高聚物的粘度指数改进剂的物理断裂所引起的, MIL—H—83282 配方中未加入这类粘度指数改进添加剂, 而是合成烃本身。

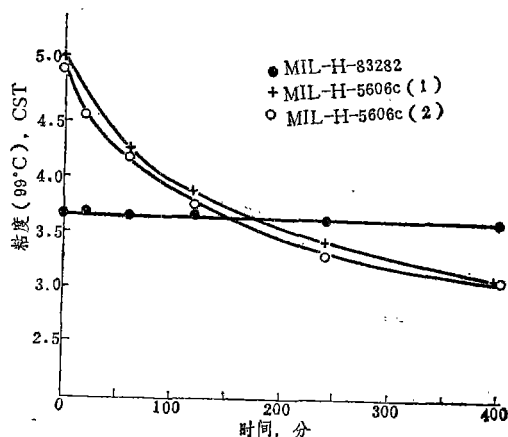


图 4 MIL—H—83282与MIL—H—5606 剪切安定性比较

3. 低温粘度

对多数飞机液压系统的设计, 一般液压油的粘度达3000CST时, 可以满足飞机液压系统的低温工作性能要求。虽然, 也可以使系统设

计成用更高粘度能提供相当的反应时间,但现有飞机液压系统是根据3000CST粘度设计的。3000CST表示低温粘度的最高限度,并不意味着所用液体粘度超过3000CST,系统就不能工作,它仅意味着系统操作反应时间更慢和粘着力更大。因此,在接受低温粘度高的MIL—H—83282时应考虑以下几点:①目前用的飞机液压系统,在地面与高空的实际低温工作条件;②目前在飞行中或地面上的液压系统所经受的低温是否超过MIL—H—83282的能力?③目前所用的飞机液压系统用MIL—H—5606,在什么低温下能满足系统功能?④目前所用的飞机液压系统换用MIL—H—83282后对其在地面与空中的低温性能进行比较。

美空军材料研究所认为空军和陆军的飞机,其多数低温分布图都适合MIL—H—83282的工作性能。美海军认为MIL—H—83282的低温性能对海军飞机是满意的。1974年1月批准在海军飞机和有关设备上用MIL—H—83282代替MIL—H—5606。

4. 高温粘度

MIL—H—5606在99℃时的粘度不低于5.0CST,而MIL—H—83282则不低于3.5CST,这是因为MIL—H—5606的剪切安定性不好,经短期使用后,由于粘度指数改进剂的被剪断,使粘度受到损失而下降。然而,MIL—H—83282则是剪切安定性稳定的液体(它不含粘度指数改进剂),在使用过程中测不出任何粘度变化,见图4。MIL—H—83282使用短时间后,就比MIL—H—5606具有更高的粘度。经陆军直升机长期飞行试验后,也清楚证实MIL—H—83282的粘度长期保持有效,所以MIL—H—83282的高温粘度比MIL—H—5606低也是合理的。

5. 润滑性

MIL—H—83282的其它优点是改善了润滑性,四球磨痕试验数据显然比MIL—H—5606更小。经动态液压泵试验表明,四球试验与液压系统机械部件的润滑性关系是一致的。

陆军直升机飞行的试验后的MIL—H—83282液压油经光谱分析结果证明,比MIL—H—5606具有更优异的抗磨耗性能。此外,它还具有比MIL—H—5606更高的体积模数。

6. 关于成本问题

MIL—H—83282的成本与消耗量有关,最初每加仑100美元。生产100,000加仑时则降低为每加仑9美元。若生产量相当于MIL—H—5606的消耗量时,预计每加仑5美元。但根据1980年资料介绍每升约为2美元,而MIL—H—5606则约每升1美元。前者约为后者的2倍。

四、结论与建议

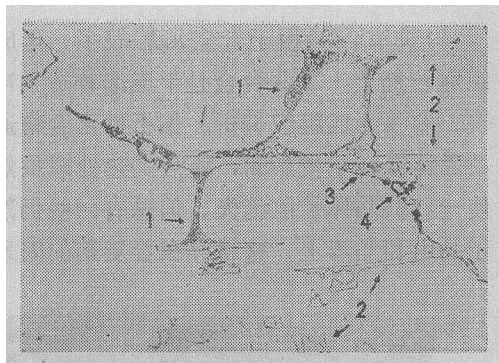
1. 由于合成烃液压油除低温粘度外,其他各项重要指标都符合或超过MIL—H—5606。它具有一倍于MIL—H—5606的抗燃性,与MIL—H—5606及其系统相容性,以及满足MIL—H—5606所有可能的要求和目前飞机液压系统的可维修性等优点,不仅适用于现役飞机,使用温度-45~204℃,而且还能满足新型飞机(包括航天飞机)较高工作温度的要求。

2. 硅酸酯液压油,由于它的水解安定性较差,价格也偏高,应用受到限制,最近在新的合成方法及改性研究方面有新的突破,簇状硅酸酯不但保留了线状硅酸酯的许多优点,而且还具有良好的水解安定性,它是一种有前途的基础材料。

3. 磷酸酯液压油虽然历史较早,在民航机上应用较广,但热安定性不足,特别是对现用的丁腈橡胶、涂层、导线绝缘等材料不适应,不宜在现役歼击机上应用。

4. 由于MIL—H—83282的低温粘度和热歧管燃点与MIL—H—5606相比要差一些,美空军未在所有飞机上代替MIL—H—5606^[8]。国内如果采用这种新型液压油或以它代替目前广泛用的10号液压油,必须根据我国气温条件与10号油在地面和高空对比试验,以考察其低温可靠性,一旦合格可以推广应用。

(下转18第页)



210×

图 12 铸态组织中的共晶体

1. Al_2CuMg 2. FeNiAl_9
3. AlCuNi 4. Mg_2Si

当 FeNiAl_9 形成后,其周围基体中 Cu 、 Mg 浓度较其它区域要高一些,若快速冷却, Cu 、 Mg 来不及向基体扩散,就会在 FeNiAl_9 周围形成新相或共晶体,并在随后的热处理过程中也是很难扩散的。故一些大颗粒的 FeNiAl_9 间就明显地富集了低熔点的共晶体。

3) 该合金含 $\text{Cu}2.5\%$,主要形成 S 相弥散分布在固溶体中,所以正常组织中基体有较高的含量。而过烧组织中 Cu 含量较高是由于 Cu 的扩散偏聚造成的结果。

铝合金中的相变主要是以扩散的方式进行的。 Cu 在 Al 中的扩散系数随温度的升高成倍地增加,一般过烧温度高于正常淬火加热温度 20°C 左右, Cu 的扩散速度因而大大提高。

Cu 扩散的途径是由基体向晶界及空位处富集,扩散途中,当遇到大颗粒 FeNiAl_9 相时会受阻而在其周围集聚,这就是 Cu 在相界、相间及晶界富集的原因之一。当 Cu 富集后,即使高温下也达到过饱和状态,因而会重新形成新相 CuAl_2 。

CuAl_2 的熔点是 591°C , 550°C 复熔是不可能的。那么只有在与 $\alpha(\text{Al})$ 形成共晶时才能于 550°C 复熔,而这种复熔体受到周围相及晶界的影响,故不能成为球形。

无论在合金中某区域因不平衡结晶残留的共晶体,还是由于热处理过程中 Cu 扩散聚集后形成的共晶体,只要淬火加热温度高于其共

晶体的熔点,均会发生复熔——出现过烧组织。

三、结 论

1. LD7合金在 $545\sim 550^\circ\text{C}$ 间开始出现过烧,随温度升高,依次出现晶界发毛、局部加粗、相界加粗、复熔球、相界、相间复熔及晶界复熔等特征。

2. 轻微过烧对 σ_b 及 δ 影响不大,当相界及晶界复熔后,性能明显下降, σ_b 损失约20%, δ 损失75%,这说明延伸率对严重过烧是十分敏感的。

3. 晶界发毛、局部加粗及相界加粗是高温下 CuAl_2 析出的结果;复熔球、相界、相间及晶界复熔主要是 CuAl_2 与 $\alpha(\text{Al})$ 共晶体复熔重结晶的结果。

4. 合金中的共晶体一方面是由于结晶偏析形成的,另一方面是合金在热处理过程中 Cu 的扩散偏聚形成了 CuAl_2 并与 $\alpha(\text{Al})$ 共晶形成的。

参加本文有关工作的还有丁焕明、刘惠铭、姜亦田、陆双福、蔺瑞琴等同志,特此致谢。

(上接第46页)

参考资料

- [1] Carl E. Snyder, Lubrication Engineering, 1980-3, p. 160.
- [2] Carl E. Snyder, Jr. et al, AIAA-81-1716, p. 1.
- [3] Carl E. Snyder, Jr, Lubrication Engineering, Dec. 1981, p. 705.
- [4] Rer and Devel, Industrial and Engineering Chemistry, Vol. 19, No. 1, 1980, pp 6~11.
- [5] 一坪化工厂二室, 硅酸酯的研究进展, 合成润滑材料, 1982, 1, 24.
- [6] MIL-H-83282.
- [7] Carl E. Snyder and Herbert Schwenker, "MIL-H-83282, Fire Resistant hydraulic Fluid," National SAMPE Technical conference series, p. 428.
- [8] Carl E. Jr, Lubrication Engineering Jan. 1982, p. 41.