水素航空機について*

(財)日本航空宇宙工業会
水素エンジン調査委員会**

1. ま え が き

化石燃料のうちとくに石油燃料は、世界的な経済発展や生産向上に伴う需要の増大と埋蔵量の減少との関係から、1990年頃から供給不足が始まり、2000年頃から枯渇に向かっていくものと予測されている。

一方、1973年10月の第4次中東戦争に端を発した石油危機は、原油価格の大幅な値上りをもたらし、今後も産油国側の強い姿勢により、原油価格は上昇していくものと考えられる。

これらに対処するため、航空機関係が最初に打ち出した対策は、現用航空機の運用の改善(たとえば Load factor の増加のため便数削減等)、新技術を適用した省エネルギー型航空機の研究、省エネルギー型輸送手

段として LTA (Lighter-than-Air) の見通しなどである¹⁾(第1表)。

しかし、天然原油の供給および埋蔵の減少は、航空輸送業界が21世紀までずっと価格の上昇を続ける燃料を使用し続けねばならないことを意味する。これらの解決のために石油燃料以外の代替燃料を用いた航空機に関する研究開発が登場してきた。

ここでは、代替燃料として最も有望視されている水素を用いた水素燃料航空機に関し、外国文献および、「サンシャイン計画」の「水素利用サブシステムの総合的検討」のうち「航空エンジンに関する研究」として通産省工業技術院から日本航空宇宙工業会に委託され水素エンジン調査委員会(委員長:鳥崎忠雄、航空宇宙技術研究所)において(昭和49, 50, 51年度)研究された成果報告書に基づき紹介する。

2. 水素燃料航空機

石油燃料に代わる代替燃料として具備すべき基本的条件として次のものがあげられる。

- ・原料が豊富で安価なこと
- ・単位重量当りの発熱量が高く、燃料特性が良好なこと
- ・貯蔵や輸送が容易で取扱いが安全なこと
- ・低公害性であること
- ・現在の航空技術で利用できること

以上の条件に基づき、代替燃料候補の LNG, 合成石油, メタノール, 核, 水素等を比較検討した結果によると、化石燃料の枯渇後も使用できる将来性と、大型航空機の性能向上に適すること等から、最適代替燃料として現在のところ、ほぼ液体水素(LH₂)に落ちついている。

水素の供給源としては、一時的には石炭が最も有望であり、次に水の熱化学処理が有望といわれ、将来は核、太陽、地熱、潮流、風などのエネルギー源から作られた電気による水の電気分解と考えられているが、経済的な実用化は電気の価格に左右されるであろう。

2.1 LH₂航空機概念設計 水素とジェット燃料(JP)の比較(第2表)が示すとおり、単位重量当りの

第1表 航空機のエネルギー節約量の予測¹⁾

	項 目	節約量 (%)
現 用 航 空 機	運航の改善	
	巡航速度の減少	2
	最適飛行経路	5
	地上取扱いの改善	0.5
	余裕燃料の減少	0.5
	飛行訓練のシミュレーション化	0.5
	小 計	5
新 技 術 導 入 機	High-density seating	7~35
	ロードファクタ(75%目標)の改善	30
	スーパークリティカル翼	11~15
	複 合 材 料	11
	推進装置の改善	6~8
将 来 機	アクティブコントロール	4
	小 計	22~30
	Terminal compatible aircraft	5~18
	Acoustic composite nacelle	3
	超 大 型 機	30~40
将 来 機	外板摩擦抵抗の減少	20
	水素燃料航空機	5~15

* 昭和54年1月25日原稿受理 Hydrogen Fueled Transport Aircraft

** 執筆者: 坂井義典 (Yoshinori SAKAI) 川崎重工工業(株)岐阜工場 The Society of Japanese Aerospace Companies, Committee of Hydrogen Fueled Engine Study

第2表 LH₂ 燃料と JP 燃料との比較²⁾

	液体水素	JP 燃料	液体水素 JP 燃料	航空機への影響
分子式	H ₂	CH _{1.84} +O ₂	—	—
発熱量 (kcal/kg)	27,700	10,300	2.68	・エンジン規模縮小 ・エンジン性能向上 ・機体性能向上 ・騒音減少 ・SSTソニックブーム減少
発熱量 (kcal/l)	1,960	8,360	$\frac{1}{4.26}$	
冷却能力 (kcal/kg) (限界使用温度まで)	3,890 以上	97	40 以上	・エンジン性能向上 ・極超音速機の空力加熱の冷却
沸点 (°C)	-252.8	約 177	—	—
可燃範囲 (%) (理論混合比に対する比)	14~250	52~400	2.32	・エンジン性能向上
密度 (kg/l)	0.0708	0.8090	$\frac{1}{11.4}$	・燃料タンクの容積増加
分子量	2	約 128	約 $\frac{1}{64}$	・ガス漏れの可能性増加
水素/炭素比	∞	0.16	∞	・低公害性

発熱量は LH₂ のほうが JP より約 2.7 倍であるため、燃料重量が離陸重量のうちかなりの割合を占める長・中距離商業輸送機は LH₂ 化によって離陸重量が大幅に軽減され、翼面積・エンジン推力の減少が可能となり、性能が向上する。

また、LH₂ の密度は JP と比べて約 1/11.4 と小さいため、単位重量当りの発熱量が JP と比べて約 2.7 倍と高いにもかかわらず、同一発熱量の燃料体積は約 4 倍にもなる。したがって、機体体積の大きい燃料貯蔵スペースのとりやすい大型機には有効であるが、小型機の場合は、燃料貯蔵のための機体規模の増大が必要になり、それによって空気抵抗の増加、性能の低下が生じる。

大型機の例として文献 3) から乗客 400 人、航続距離 5,500 nm (10,190 km)、亜音速 ($M=0.85$) の旅客機に関して、1985 年の技術レベル、就航時期 1900~1995 年等の条件をおき概念設計された LH₂/JETA 航空機の諸元・性能を比較したものが第 1 図と第 3 表である。

小型機の例として文献 2) から、民間輸送機開発協会の YX 2688 の乗客 240 人、航続距離 2,000 nm、必要滑走路長 (600 nm 運航, ISA+20°C) 1,800m, 1975 年技術レベル等の設計条件を共通ベースにおき、LH₂ 化したものの諸元性能の比較を第 4 表および第 2 図に示す。

航続距離 5,500 nm 台の大陸間国際線などに使われる JP 長距離機は、多量の燃料を積む必要があり、翼面積やエンジン推力の選定に大きな影響を及ぼしている。それを LH₂ 化することにより燃料重量は JP 燃

第1図 LH₂/JET A 機体規模比較 (長距離機)³⁾第3表 LH₂/JET A 亜音速旅客機比較³⁾
(400 PAX, 5,500 N. MI., $M0.85$)

	単位	LH ₂	Jet A	Jet A LH ₂
最大離陸重量	lb	391,700	523,200	1.34
運用自重	lb	242,100	244,400	1.01
燃料重量	lb	52,900	165,500	3.13
推力/エンジン	lb	28,700	32,700	1.14
主翼面積	ft²	3,363	4,186	1.24
“翼幅	ft	174	194.1	1.12
胴体長	ft	219	197	0.90
全高	ft	59.5	60.2	1.01
揚抗比(巡航)		16.1	17.9	1.11
燃料消費率 (巡航)	(lb/hr)/lb	0.199	0.581	2.92
離陸距離	ft	6,240	7,990	1.28
着陸距離	ft	5,810	5,210	0.90
機体価格	\$10⁶	26.9	26.5	0.99
省エネルギー性	Btu Seat n.mi.	1,239	1,384	1.12

第4表 LH₂/JET A 亜音速旅客機比較¹⁾
(240 PAX, 2,000 N. MI.)

項 目	単位	ベース JP 機 YX 2688 (参考)	INTERNAL TANK LH ₂ 機	
主翼面積	m ²	224	245	(+9%)
主翼翼幅	m	44.9	47.0	(+5%)
胴体長	m	52.2	65.1	(+25%)
最大離陸重量	kg	130,400	122,390	(-6%)
運用自重	kg	73,690	87,300	(+18%)
離陸推力/ ENG	lb	26,130	27,000	(+3%)
燃料容量	gal	16,800	55,200	(+328%)
"	kg	51,070	14,800	(-71%)
離陸路長	ft	5,900	5,540	(-6%)
着陸路長	ft	5,180	4,570	(-12%)
最終進入速度	kt	130	120	(-8%)
最大巡航速度	M	0.78	0.76	(-3%)

第2図 LH₂/JET A 機体規模比較 (短距離機)²⁾

料重量の約 1/3、離陸重量も JP の約 3/4 程度となり、機体規模、エンジン推力が縮小される (第3表)。

一方、短距離機は燃料重量が翼面積やエンジン推力の選定に影響を及ぼさず、おもに着陸進入速度や巡航速度/高度の条件から決まる傾向があり、燃料の LH₂ 化によって燃料重量が約 1/3 になっても、LH₂ の -253℃という低温特性のために貯蔵するタンクの断熱構造およびタンク配置のための胴体延長等による構造重量増加により機体を小型化できない (第2図)。したがって長距離機に比べて LH₂ 化のメリットが少ないことが予想されるのである。

2.2 LH₂ 航空機の低公害性 航空機の公害は、エンジンの排気ガスと騒音が主である。クリーン燃料 LH₂ の排気物は第5表に示すとおり JET 燃料に比べ非常に有利である。空港近辺での騒音も LH₂ 化によ

第5表 LH₂/JET A 航空機排気物比較³⁾

Emission Product	エンジン 状 態	推定排気レベル (g/kg Fuel)		
		目 標	Jet A	LH ₂
CO	アイドル	14	30	0
UHC	アイドル	2	4	0
Smoke	離 陸	25*	15*	0
NO _x	離 陸	13	12	≤12**
H ₂ O	巡 航		41.9 lb/n. mi. †	82.4 lb/n. mi. †
Odors	地上運転		害あり	な し

* SAE 1179 Smoke Number

** $\text{g} / \left(\frac{\text{kg Fuel}}{2.8} \right)$

† 5500 n. mi. range 機

第6表 LH₂/JET A 航空機騒音比較⁴⁾

機 体	騒音レベル (EPN dB)			90 EPN dB 領域 (Sq. mi.)
	Flyover	Sideline	Approach	
3000 n. mi.				
LH ₂	88.1 (103.8)	86.4 (106.3)	97.9 (106.3)	3.8
Jet A	92.7 (105.1)	86.4 (106.9)	96.6 (106.9)	4.1
5500 n. mi.				
LH ₂	89.2 (104.9)	87.2 (106.8)	98.4 (106.8)	4.3
Jet A	94.2 (107)	87.8 (107.6)	96.7 (107.6)	4.7
L-1011 (耐空性証明 テスト)	96.0 (105.6)	95.0 (107)	102.8 (107)	6.6

() = FAR 36 規制

る機体規模、エンジン推力の減少から第6表のとおり JET 燃料より有利になっている。

2.3 LH₂ 航空機の経済性 JET 燃料機の燃料コストが直接運航費 (DOC) に占める割合は 1975 年価格 (約 38¢/GAL) の場合約 40% である。今後燃料価格の上昇とともにこの割合も増加し、JET 燃料航空機の経済性は悪化するであろう。現在、LH₂ 燃料の価格は発熱量当り JET 燃料の約 2 倍程度とされている。しかし将来、石炭からの水素精製法、太陽熱、地熱等を利用した水の熱化学分解法、原子力の安価な電力による水の電気分解法によって水素が多量に得られれば、大幅なコストダウンも可能となる。他方、JET 燃料価格は今後とも値上がりが続くことから、2005 年頃には JET 燃料と LH₂ 燃料とが発熱量当りほぼ同価格になるものと予測される。

既述の長距離機に関する DOC~燃料価格の 関係は 第3図に示すとおりである。すなわち JET 燃料が 38¢/GAL (SEPT 74 価格) の場合、文献 4) の推算に基づき LH₂ 価格が、\$3.05/10⁶ Btu で購入できると仮定すれば、LH₂ 航空機により DOC を約 6.5% 減少することができる。また、短距離機 YX 2688 とそ

第3図 亜音速機直接運航費～燃料価格：
長距離機” (73\$ ベース)

の LH₂ 化の DOC～燃料価格は第4図に示すとおりである。この図の燃料価格の予測は、水素利用総合委幹事会の第1次案(税金ぬき)を1.35倍し、税金を含む価格にしたものである。この図から LH₂、JET 燃料価格が同一となる2005年においても、DOCはJET 燃料機のほうがベターである。DOCが LH₂/JET 燃料機で同一になるのは2008年頃となる。また、燃料価格が第4図のとおり推移した場合、長距離機(M 0.85, 5,500 nm, 400 PAX)のDOCが LH₂/JET 燃料機で同一になる年は1997年頃となり、中距離(M 0.85, 3,000 nm, 200 PAX)では2004年頃と予想される。

第4図 燃料価格、DOC (短距離機)～年代”
乗客 240, M. 75/32, 600 ft 巡航, ATA
1967 方式 (1975 価格に修正)
燃料価格は上記のように変化するとし、
他のコストは1975のまま

2.4 LH₂ 航空機の安全性 LH₂ 燃料は引火性が強く、JET 燃料より低温、低エネルギーで着火するため密閉された場所での取扱いに十分注意が払われねばならない。LH₂ 燃料はすでに15年以上に渡って米国の宇宙産業で大量生産、貯蔵、輸送等の技術が定常化されており、その安全性はほぼガソリンと同程度と評価されている。水素と JET 燃料(ケロシン)の安全性を比較したものを第7表に示すが、水素航空機の安

第7表 安全性比較”

比較項目	比較		安全上、有利なほうは
	水素	ケロシン	
取扱い中にこぼれたりもれたした場合	液体水素は空気よりも重い、すぐに気化してしまう。ガス状の水素はすぐに拡散してしまう。空気との混合ガスはその周辺に残らない	ケロシンおよびその蒸気は空気よりも重く、したがって低い場所に集まる。空気との混合ガスがその周辺に充満する	水素
引火性	点火に必要なエネルギーレベルは低い、点火温度は比較的高い(1,085°F)。水素は低放射の炎で急激に燃焼するので、輻射効果が小さい。煙は出ない	点火温度が低い(500°F)割には点火しにくい。同量のケロシンは水素と比べて長時間燃焼する。輻射効果は水素より大きい。発煙量が多い	水素
爆発性	低い	低い	優劣なし
人体に対する危険性	飛び散った少量の液体水素は、すぐに気化して危険は残らない。多量の液体水素の場合は細胞組織を凍らせてしまい大火傷と同じようになる。蒸気は無色、無臭、無害	液体ケロシンは皮膚にほとんど影響がない。蒸気は有害である	水素
貯蔵時の状態からの温度上昇	外気圧で-423°Fで沸騰する。下記の理由により温度が上昇すると蒸気圧も急激に増加する。A. 漏れによる温度上昇、B. タンクの破れによる温度上昇、C. 液体を再冷却することによる温度上昇	液体の体積の増加はほとんどない	ケロシン
燃料と他の物質の混合	温度が非常に低いので問題はない。LH ₂ は液化後まったく純粋で、他の物質との有機結合をささえるには温度が低すぎる。腐食性はないが、ある種の金属をもちくする	JP 燃料は有機、無機の混合を起こし、ある種の金属の腐食を起こす	水素

全運航に関する研究は今後の重要な課題である。

3. 水素燃料航空機の重点開発項目

水素を燃料とした航空機の飛行試験は、1956年米国で実験機 (Martin B-57) を使用して実施済みである。B-57 実験機の成功後、実際の運用を旨とした水素航空機の開発として、CL-400 計画がスタートし、実機の運用をシミュレートした Sub-scale LH₂ タンクと実大燃料供給系統を試作し地上研究試験を実施した。その試験目的は、水素の危険性に重点がおかれ、水素洩れや水素に点火する試みがなされ、機体と同時に、地上取扱い、補給、輸送等においても LH₂ は安全であることが実証されたといわれている。しかしこの計画は当時では LH₂ 燃料補給体制が困難であったため、試作に移る段階で中止された。その後 LH₂ 研究はロケットおよび宇宙開発で推進され、今日に至っているが、第8表に示すような航空機との相違がある。LH₂ 航空機実用化への重点開発項目について第8表をふまえての考察を以下に示す。

3.1 燃料タンク構造

3.1.1 燃料タンクの配置 現用旅客機の燃料は、安全性と重量軽減の面から通常主翼内に貯蔵されているが、LH₂ は下記の理由で主翼内に貯蔵することが不可能である。

(1) 通常主翼内の容積は LH₂ の必要容積の約 1/3 程度であり容積不足である。

(2) 20~25 psi の压力容器としての主翼桁間はタンク表面積/容積の比が大きくなり、形状的にも不適なため、断熱材および構造重量の増加をもたらす。

LH₂ 貯蔵の配置には、外部翼タンクと胴体内タンクがあり、前者は客室から離れた位置にあるため安全性は有利であるが、外部タンクの抵抗増加のため、L/D (揚抗比) が減少し、性能上不利となる。後者は抵抗お

よびタンク表面積/容積の比は好ましいが、安全性および乗客座席の減少 (または胴体延長) という問題を抱えている。このタンク位置問題は、空力特性、重量、安全性、整備性、費用等を十分考慮して総合的に決められねばならない。第1図および第2図とも胴体配置案である。

3.1.2 タンク構造様式 タンク構造様式は主構造の一部として、タンク構造自体が機体に働く主要な荷重を伝達するインテグラルタンク方式とタンクが主構造に装着される非構造方式に分類される。前者は容積の節約、重量軽減などの有利な面もあるが、熱収縮問題を生じさせないタンク内面断熱材の選定および複雑な荷重伝達方法の解決という不利な面もある。後者はタンク壁からの水素洩れによる水素と空気の高燃性混合気の生成防止および、水蒸気の収縮、氷結防止等のためにタンク外壁と主構造間を不活性にする浄化装置が必要となる。

3.1.3 タンク断熱設計 現在の地上 LH₂ 貯蔵タンクは熱もれを通常 0.5 Btu/hr ft² 以下にするため、真空断熱を用いている。機体側のタンク熱もれ要求は 5~20 Btu/hr ft² と考えられており地上装置ほど厳しくないが、真空断熱タンクの採用は重量面から現状では不適と思われる。第9表は LH₂ タンクの断熱材の性能を比較したもので、ボーイング社では Laminar およびマトリックス・クライオポンプ案 (Laminar and matrix cryopumped concept) が第1世代の LH₂ 航空機に適していると予想している⁶⁾。

3.2 燃料システム LH₂ 燃料を LH₂ タンクからエンジンへ移送する方式はブースタポンプの有無に大別され、ブースタポンプを使用しないものは1950年代に研究された加圧水素タンク形式である。B-57 爆撃機の例 (1957年) はエンジン J65-3 (双発) のうちの1基を水素燃料型に改造換装し、LH₂ は左翼の翼端

第8表 宇宙飛行体と航空機の比較⁶⁾

Characteristic/requirement	Launch vehicle	Spacecraft	Commercial aircraft
Mission duration	<1 hr*	>24 hr	<12 hr
Flight profile	Little variation in Route Destination	Fixed	Wide variation in Route Destination
Life			
Total	100 missions	1 mission	50,000+hr
Overhaul (major)	1 mission	N/A	3,000 hr
Operating cycle	Single shot Limited restart Limited thrust variation	Single shot Limited propulsion	Multiple start/stop Wide range of thrust variations
Turn around	>1 day	N/A	<60 min

* Orbital coast not included

第9表 断熱材料の比較^{a)}

Type	Thermal conductivity k-est. (Btu/hr ft °R)	Relative cost	Development status and projection
Internal foam (polyurethane)	0.08*	5.7	Used on Saturn S-IVB; low probability for high (>10) cycle life.
Internal foam gas barrier (polyphenylene oxide)	0.12*	1.8	Small scale ground tests; cycle life unknown; long term stability unknown; high (>50) cycle life doubtful.
External foam (polyurethane)	0.01	1.0	Used on Saturn S-II; in development for space shuttle; low probability for high (>50) cycle life.
Laminar (fiberglass batting)	0.015 to 0.12	<1.0 (?)	No known aerospace experience; small scale tests of laminar insulations show feasibility and predictability; high cycle life expected.
Matrix cryopumped	0.006	>1.0 (?)	Small scale tests with hydrogen and CO ₂ gap gas; high cycle life expected.
Vacuum jacketed (light weight)	0.00004	>2.0	Development suspended; high cycle life possible.

* Based on 280° R mean in H₂.

第5図 LH₂ 実験機 (B-57) の燃料系統^{a)}
 (A) 加圧水素タンクシステム,
 (B) ポンプ燃料移送システム

タンクに貯蔵され、加圧用ヘリウムは右翼の翼端タンクに貯蔵された(第5図)。この形式はタンク重量が増す致命的欠陥があるため、近年の研究は、ポンプを含む移送システムに集中している。

ポンプ形式の移送には、LH₂ タンク内のブースタポンプにより液体水素のままでエンジンのプライマリポンプまで移送する方式と LH₂ タンク内のブースタおよびプライマリを組み合わせたポンプを使って高圧水素ガスにしてエンジンに移送する方式がある。前者の方式は、B-57 爆撃機の初期の加圧水素タンクを改造してシステム軽量化をはかるため、B-57 実験機に適用され、飛行高度 50,000 ft で約 11 時間のテスト実

績がある。この液体水素移送では飛行前の移送配管の冷却作業および LH₂ タンクのクロスフィード要求による飛行中の配管の冷却作業が必要となり、限られた飛行においてのみしか作動できない欠点がある。

第6図は最近のボーイングの研究で採用された気体移送方式である。この方式は、流量制御のために気体温度を一定にする熱交換器とポンプを作動させるために、エンジンから独立した駆動装置が必要である。JET 燃料の飛行機の場合ではポンプは通常エンジンが必要とする量より多量の燃料を送り、余剰燃料は、バイパスラインによりタンクに返送される。LH₂ ポンプはそれが不可能であり、地上でのアイドルから離陸最大推力までを含む約 20 対 1 のマスレンジ (Mass range) の流量変化を可能にしなければならない。また、タンク内のベント圧力設定は、ポンプのキャビテーション、タンク熱漏洩要求、ミッション要求 (高度および時間) 外乱等を考慮に入れた設計でなければならない。さらに民間航空機では、LH₂ ポンプ寿命は、少なくともオーバーホール間隔 3,000 hr は必要であるが、寿命 100 hr 以上のポンプは、現在未開発であるため、LH₂ ポンプの開発は、リードタイムの長い品目となる。

3.3 エンジン 米国における水素利用エンジンの研究は、ロケットより航空機用エンジンのほうが先行した。1956年の初め、米国空軍の契約で P. W. 社は、既存の J 57 ジェット・エンジンを液体水素用に改造した。すなわち、エンジン駆動の液体水素ポンプで液体水素を加圧、移送し、圧縮機グリード・エアで熱交換して液体水素をガス化し、これを通常の燃焼器に送るようにした。

設計開始後 5 カ月で試験を行ない、水素の燃焼性/混合性のよさを実証した (第7図)。

第6図 水素ガス移送システム⁵⁾ 第7図 水素燃料型 J57 エンジン²⁾

J57の水素化の成功に続き、水素の優れた諸特性を生かした新エンジン・モデル 304 の設計、要素開発が行なわれた。設計点は、高度 100,000 ft Mach 2.5 が選ばれ、試作は 1957 年秋に完了し、その年の 9 月から、合計 25 時間の地上運転を実施し、計画性能がすべて達成された。

その後、1958 年からは水素エンジンの開発は、ロケット用の LH_2/LO_2 の RL-10 エンジンに移った。

以上のことから、航空用ガスタービン・エンジンの燃料として水素を用いることは、水素の燃焼がきわめて容易であるため、本質的にはまったく問題がない。現用エンジン（ターボジェット、ターボファン）の燃料を、従来の JP 燃料から LH_2 に切り替える場合、燃料供給管の設計変更をする以外、まったくそのまま使用可能である。

水素の燃焼特性の特徴は、可燃混合比範囲が JP に比べてはるかに広いことである。稀薄混合比側は、JP 燃料が理論混合比（燃料/空気比）0.5 以上、水素は 0.1~0.2 以上が可燃範囲である。また、過濃混合比側は JP 燃料が約 4 までに対して、水素の場合は約 7 まで可燃である。このような広い可燃混合比範囲のた

めに、水素燃焼器では温度上昇 110°C 以下でも燃焼が可能である。さらに、水素の反応速度の速さ、拡散の速さ、熱伝導度の高さに起因して、水素の燃焼速度は JP 燃料の 8 倍に達するが、このことは、JP 燃料に比べてより厳しい作動条件で安定な燃焼ができることを意味する。

水素燃料の優れた諸特性を生かして、さらにメリットを追求しようとするのであれば、エンジン本体に新たな研究開発要因はなく、研究開発要素としては、熱交換器のほかに本質的には燃料コントロールシステムのみである。

改造型 B-57 実験機のレギュレータは通常のエンジン燃料コントロールからの JP-4 燃料流量を用いて熱交換器からの水素ガス流量を制御する比例式のコントローラである。これは JP-4 用の燃料コントロールの機能をそのまま活用した巧妙な水素ガス燃料コントロール・システムである（第 8 図）。

水素燃料のコントロール系統として最も洗練され、かつ完全な燃料系統は、文献 7) および 2) に紹介されている。

4. LH_2 航空機実用化について

LH_2 航空機実用化への主条件は、

- ・水素製造：大量な液体水素が安価に製造可能になること
- ・空港設備および地上設備：生産地から空港までの LH_2 輸送、空港での LH_2 貯蔵、 LH_2 航空機への燃料補給、等に関する空港設備および地上設備

第8図 LH₂実験機 (B-57) 水素燃料流量レギュレータ²⁾ 第9図 水素燃料航空機開発日程構想²⁾

が完備されていること

- ・安全性: 地上設備等も含め, LH_2 機が安全に運航できることが保証されること
- ・ LH_2 航空機技術の開発: 十分安全で, 信頼性のある LH_2 機の要素技術(3項)が開発されること

以上の条件が整っても, LH_2 航空機の実用化は大型機に有利なため, 国際線の空港から徐々に行なわれるものと予想される。そのために, 日本だけの問題でなくなり, 国際共同開発の必要性が生じるであろう。さらに航空輸送における LH_2 の大量使用の問題, 安全運航, LH_2 技術要求等を解析し, 統合するために, LH_2 機製造メーカ, LH_2 供給業者, 航空会社, 空港当局(航空局)等の間で緊密な共同研究が要求されることになろう。

文献2)から, 実用化の時期を2000年と仮定した場合, 開発計画を第9図に示す。ほぼ20年の長期開発スパンとなり, 開発費用も第2期までに800~1,000億円, 第3期費用は, 機体開発に3,000~4,000億円, エンジン開発に1,000億円と推測されている。

5. あとがき

将来, 必ず石油燃料の供給が頭打ちとなり軽減し始めるため, 航空輸送に対し, 何らかの国家政策の決定が必要であろう。この決定を LH_2 燃料の導入(時期

2000年)と想定すれば, 長期の開発スパン, 莫大な費用, 広範囲の開発関連会社・機関との共同研究等を考えると, LH_2 航空機の研究開発を始める時期が来ていると思われる。

参 考 文 献

- 1) 社団法人日本航空宇宙工業会: 石油燃料航空機におけるエネルギー節約の技術調査, 航空機に関する規格および技術等の調査報告書, 別冊8, 第2部(1975.3).
- 2) 社団法人日本航空宇宙工業会: 水素利用サブシステムの総合的検討と周辺技術に関する研究—航空エンジンに関する研究, 昭和49年度, 50年度, 51年度サンシャイン計画委託研究開発成果報告書.
- 3) BREWER, G. D. and MORRIS, R. E.: Study of LH_2 Fueled Subsonic Passenger Transport Aircraft, NASA CR-144935 (Jan., 1976).
- 4) MICHEL, T. W.: Hydrogen and Exotics Fuels, Oak Ridge National Laboratory, ORNL-TM-4461 (June, 1973).
- 5) JOHNSON, J. E.: Economics of Liquid Hydrogen Supply for Air Transportation, Vol. 19, Advances in Cryogenic Engineering, New York (1974), p. 12.
- 6) MOMENTHY, A. M.: Fuel Subsystem Characteristics for LH_2 Aircraft, Boeing Company (March, 1976).
- 7) GOLDSMITH, J. S., et al.: Hydrogen-Methane Fuel Control Systems for Turbojet Engines, NASA CR-121247 (1974).

ダブルベース推進薬のプラトー燃焼*

久保田 浪之介**

1. ま え が き

固体推進薬を用いたロケットエンジンでは推進薬燃焼速度についての圧力感度が燃焼安定化に重要な役割をはたすことが知られている。圧力感度は一般に圧力指数, あるいは n 指数とよばれるパラメータによって表示することが可能であり, 燃焼室内での圧力変動量に対する燃焼速度の変動量を示すことができる。固体推進薬の燃焼速度 r は圧力指数を n とすると燃焼室圧力 p について VIEILLE の法則として知られている $r = ap^n$ の経験式で示すことができる。ここで a は推進薬の組成や初期温度によって決定される定数である。圧力指数は推進薬を構成する化学組成によって異なる

が, 一般には $0.3 < n < 0.8$ の値を示す。

推進薬の燃焼速度は推進薬の初期温度(保存温度)によっても変化し, 一般には $0.2\%/^{\circ}\text{C}$ の変化をする。このようなわずかな変化でも温度変化の著しい環境下において使用するようなロケットエンジンでは, その性能の変化量を見捨てることはできない。推進薬固有の温度感度を α とすると $\alpha = (\partial \ln r / \partial T_0)_p$ として定義することができる¹⁾。ロケットエンジンの燃焼圧力は推進薬の燃焼量とノズルよりの排出量により決定されるために, 燃焼圧力は推進薬の初期温度の変化によって変化する。このような圧力変動量を示す温度感度 β は $\beta = (\partial \ln p / \partial T_0)_{K_n}$ として定義することができる¹⁾。ここで K_n は推進薬燃焼表面積とノズルスロート断面積の比であり, それぞれのロケットエンジンについて一定値をとる。ロケットエンジンの質量流率の平衡と VIEILLE の法則より $\beta = \alpha / (1 - n)$ の関係が成

* 昭和54年1月8日 原稿受理 Plateau Burning of Catalyzed Double-Base Propellants

** 防衛庁技術研究本部第3研究所 Naminosuke KUBOTA