

## 特集

## スーパーエネルギーテクノロジー

## 二酸化炭素を酸化剤とする燃焼

## ——火星大気用推進機関の可能性——

Combustion in CO<sub>2</sub> Atmosphere —Feasibility of CO<sub>2</sub>-breathing Propulsion for Mars Use—

湯 浅 三 郎\*

Saburo Yuasa

## 1. はじめに

炭化水素系燃料が酸素を含む雰囲気中で燃焼すると二酸化炭素CO<sub>2</sub>が燃焼生成物として形成される。従って当然の事ながらCO<sub>2</sub>中ではこれらの燃料は燃焼できない。しかしCO<sub>2</sub>は1分子当り2個の酸素原子を含んでいるので、強い還元力のある物質であればCO<sub>2</sub>から酸素を奪い取って燃焼することが可能である。最近、CO<sub>2</sub>のこの性質を火星の探査に積極的に利用しようとする試みが考えられている。火星には主にCO<sub>2</sub>からなる希薄な大気(CO<sub>2</sub>>95%, 酸素<0.1%, 気圧/気温: 6 mb/—125~37°C(地表値))が存在する<sup>1)</sup>。このため将来の火星探査・開発においては、地表の詳細な観測や物資の輸送のための大気圏内用航空機が計画されている<sup>2)</sup>。この航空機の開発にとって、酸素との燃焼を利用したエンジンは使用できず、CO<sub>2</sub>大気中で作動できる推進機関がそのキーポイントとなるであろう。その推進機関として筆者らは、一部の活性の高い金属がCO<sub>2</sub>中でも燃焼できることに注目して、CO<sub>2</sub>を酸化剤・作動流体とし金属を燃料とするジェットエンジンを提案した<sup>3)</sup>。このエンジンの開発には数々の技術的問題点が予想されるが、特に燃焼器内における金属の着火や燃焼の問題が最重要課題となるであろう。

金属の燃焼そのものについては、主に固体ロケットエンジンの推進剤の燃焼の立場から酸素を含む雰囲気中での微粒子の挙動が1960~70年代に盛んに研究された。しかしCO<sub>2</sub>中での振舞いについては殆ど調べられておらず、着火可能な金属の種類やその着火温度、着火や燃焼の詳細な過程など、基本的な事柄についての信頼できるデータは皆無に等しかった。そこで筆者らは、主に火星大気用推進機関を念頭において、圧力8~101kPaのCO<sub>2</sub>流中で約2300°Cまで金属を加熱でき

る装置を用いて、いくつかの金属の着火・燃焼特性を実験的に調べてきた。

本解説では、CO<sub>2</sub>が酸化剤となり得るための熱力学的条件やCO<sub>2</sub>中での金属の着火・燃焼特性、火星用ジェットエンジンの性能などについて、筆者らがこれまでに明らかにした点を中心に述べてみたい。

2. CO<sub>2</sub>との化学親和力

ある化学反応がある組成において起こり得るか否かは、熱力学第2法則によって説明することができる。燃焼過程などで多く見られる定温定圧化学反応過程の場合は、反応に伴うギブズ自由エネルギーの変化 $\Delta G_r$ が負になるとき、化学反応は自発的に起こる<sup>4)</sup>。すなわち、 $[\Delta G_r < 0$ : 反応が自発的に進行する,  $\Delta G_r = 0$ : 平衡状態にある,  $\Delta G_r > 0$ : 熱力学的に不可能である], と判別することができる。今、成分A, B, ..., L, M, ...からなる定温定圧での反応



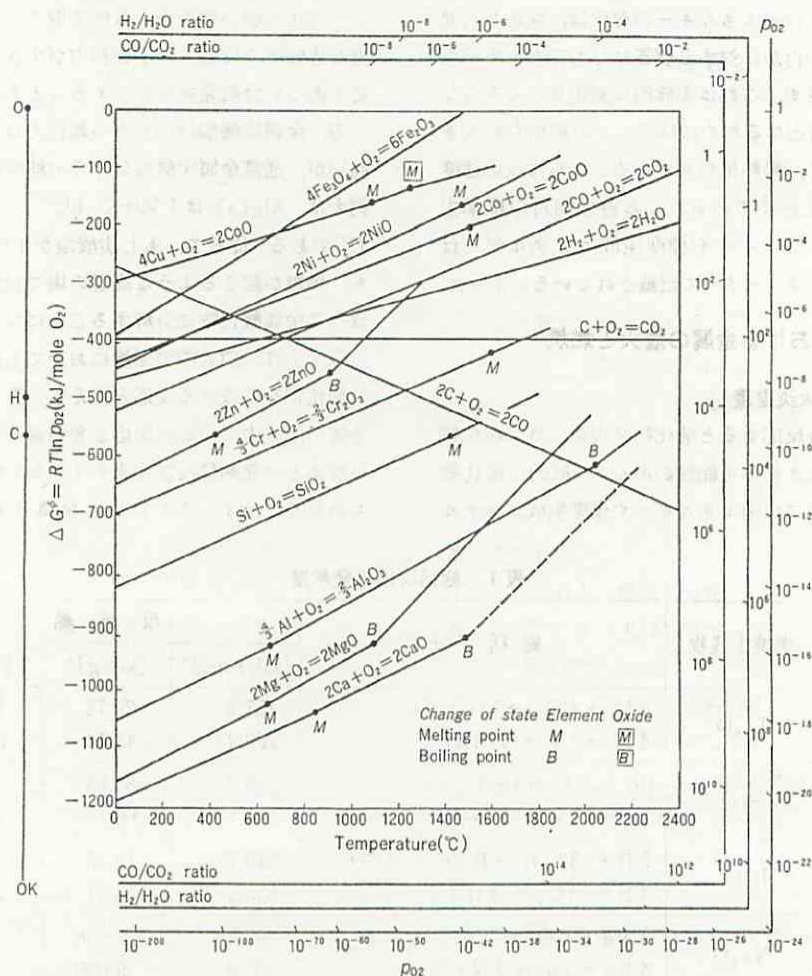
を考えた場合、この過程に伴うギブズ自由エネルギーの変化は

$$\Delta G_r = \Delta G^\circ + RT \ln \frac{a_L^l a_M^m \dots}{a_A^a a_B^b \dots}$$

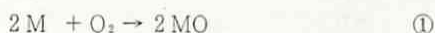
で表される。ここで $\Delta G^\circ$ は標準ギブズ自由エネルギーの変化であり、 $a_i$ はi成分の活量である(理想気体の場合は、 $a_i$ は気体の分圧と等しくなり、純粋な液体あるいは固体の場合は1と見なせる<sup>4)</sup>)。このとき $\Delta G^\circ$ の値が負の値であれば、平衡が達成されるためには $(a_L^l a_M^m \dots) > (a_A^a a_B^b \dots)$ でなければならない。従ってこの反応は、反応物質よりも生成物の濃度が多くなる方向、すなわち自発的に反応が進行することになる。言い替えば化学親和力が大きいと言える。その程度は $\Delta G^\circ$ の負の値が大きいほど強い。これより、ある反応過程の化学親和力は標準ギブズ自由エネルギーの変化から推測できることになる。

今、金属(M)、一酸化炭素CO、炭素と酸素との

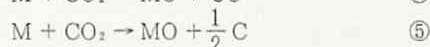
\* 東京都立科学技術大学工学部航空宇宙システム工学科教授  
〒191 日野市旭ヶ丘6-6

図-1 酸化物の生成における標準自由エネルギーの温度に対する変化<sup>5)</sup>

反応



を考え、ある温度での反応過程の標準ギブズ自由エネルギーの変化を図示すると図-1<sup>5)</sup>のようになる(比較のため図中の各線は、すべて1気圧下で酸素1モルとの反応によって酸化物を生成するときの値になっている)。これは Ellingham の図として知られており、各金属の酸素に対する親和力の程度を表している。この図を用いれば



なる反応が自然に進行するかどうか直ちにわかる。反応①～⑤に対応した標準ギブズ自由エネルギーの変化を  $\Delta G^\circ_i$  ( $i = 1 \sim 5$ ) とおくと、

$$\Delta G^\circ_4 = (\Delta G^\circ_1 - \Delta G^\circ_2) / 2$$

$$\Delta G^\circ_5 = (\Delta G^\circ_1 - \Delta G^\circ_3) / 2$$

となる。従って Ellingham の図中の②あるいは③の標準ギブズ自由エネルギーの変化よりも①の標準ギブズ自由エネルギーの変化が小さい時は④と⑤の反応が自発的に進行する。しかもその差が大きいほど  $CO_2$  との親和力の程度が強いと言える。従って金属の酸化され易さは、図-1の下に位置する金属ほど大きく、逆にその金属の酸化物はいっそう安定である。この傾向は標準ギブズ自由エネルギーと直接的に関係する金属の標準還元電位の低さと一致する<sup>4)</sup>。さらに図-1には



なる反応の標準ギブズ自由エネルギーの変化も示されていることから、COや $H_2O$ と金属との化学親和力も同様に推測することができる。



しかしギブズ自由エネルギーの変化は、反応が自発的に進行するか否かに対する解答は与えても反応速度の値は求められず、これは実験的に測定せざるを得ない。金属が燃料となるためにはCO<sub>2</sub>との親和力が大きいばかりでなく、発熱量が大であるとともに反応速度も大きいことが必要である。なお各種物質の標準生成ギブズ自由エネルギーや標準生成エンタルピーはJANAFの熱化学データ<sup>6)</sup>に記載されている。

### 3. CO<sub>2</sub>中における金属の着火と燃焼

#### 3.1 発熱量と火炎温度

金属がCO<sub>2</sub>と反応すると酸化物や炭素以外に炭化物や炭酸塩が形成される可能性がある。一般的に炭化物の標準生成ギブズ自由エネルギーや標準生成エンタル

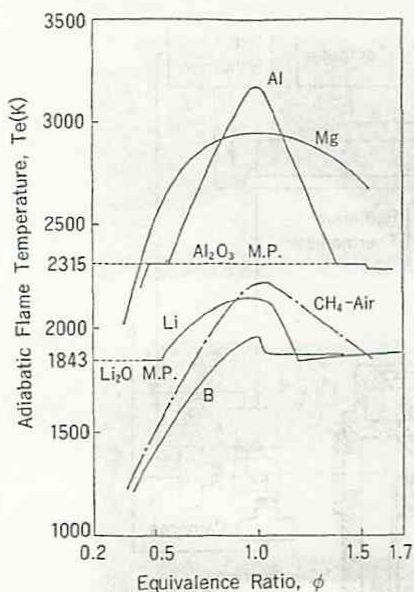
ピーは正の値か負の小さな値を取り、このことは炭化物を生成する反応は化学親和力が小さく、また吸熱反応かあるいは低発熱反応であることを意味している。一方、金属炭酸塩はCO<sub>2</sub>との親和力は大きく発熱量も高いが、通常金属炭酸塩はその分解温度が比較的低い。例えば、MgCO<sub>3</sub>は1気圧で402℃<sup>6)</sup>、Li<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>は1200℃<sup>7)</sup>である。従って、もし炭酸塩が生成されたとしても、燃焼が起こるような高温の場では炭酸塩はCO<sub>2</sub>を放って金属酸化物に分解することになる。

以上より、CO<sub>2</sub>中の燃焼においても最も重要な反応は酸化物を生成する反応と言える。表1に、代表的な金属のCO<sub>2</sub>中での総括反応と発熱量を示す。比較のため酸素との発熱量及び炭素やメタンの酸素との発熱量も合わせて示す。これより、金属の中でもリチウム

表1 総括反応と発熱量

金属	燃焼生成物	総括反応	反応熱		
			[kJ/mol]*	[kJ/g]*	[kJ/g]**
Li	Li <sub>2</sub> O	2 Li + CO <sub>2</sub> → Li <sub>2</sub> O + CO	157.6	22.72	10.55
		4 Li + O <sub>2</sub> → 2 Li <sub>2</sub> O	299.4	43.14	20.04
Be	BeO	Be + CO <sub>2</sub> → BeO + CO	315.7	35.03	12.62
		2 Be + O <sub>2</sub> → 2 BeO	598.7	66.43	23.94
B	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2 B + 3 CO <sub>2</sub> → B <sub>2</sub> O <sub>3</sub> + 3 CO	210.7	19.48	6.052
		4 B + 3 O <sub>2</sub> → 2 B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	635.2	58.71	18.24
Na	Na <sub>2</sub> O	2 Na + CO <sub>2</sub> → Na <sub>2</sub> O + CO	67.49	2.936	2.178
		4 Na + O <sub>2</sub> → 2 Na <sub>2</sub> O	209.0	9.090	6.744
Mg	MgO	Mg + CO <sub>2</sub> → MgO + CO	318.2	13.09	7.895
		2 Mg + O <sub>2</sub> → 2 MgO	601.2	24.72	14.92
Al	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2 Al + 3 CO <sub>2</sub> → Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> + 3 CO	413.1	15.31	8.104
		4 Al + 3 O <sub>2</sub> → 2 Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	837.6	31.05	16.43
K	K <sub>2</sub> O	2 K + CO <sub>2</sub> → K <sub>2</sub> O + CO	40.09	1.025	0.851
		4 K + O <sub>2</sub> → 2 K <sub>2</sub> O	181.6	4.644	3.855
Ca	CaO	Ca + CO <sub>2</sub> → CaO + CO	352.1	8.785	6.279
		2 Ca + O <sub>2</sub> → 2 CaO	635.1	15.85	11.33
Ti	TiO <sub>2</sub>	Ti + 2 CO <sub>2</sub> → TiO <sub>2</sub> + 2 CO	387.8	7.907	4.741
		Ti + O <sub>2</sub> → TiO <sub>2</sub>	944.7	19.72	11.82
Zr	ZrO <sub>2</sub>	Zr + 2 CO <sub>2</sub> → ZrO <sub>2</sub> + 2 CO	531.5	5.826	4.313
		Zr + O <sub>2</sub> → ZrO <sub>2</sub>	1097.5	12.03	8.907
Fe	Fe <sub>3</sub> O <sub>4</sub>	3 Fe + 4 CO <sub>2</sub> → Fe <sub>3</sub> O <sub>4</sub> + 4 CO	-3.693	-0.066	-0.048
		3 Fe + 2 O <sub>2</sub> → Fe <sub>3</sub> O <sub>4</sub>	373.6	6.690	4.841
C	CO <sub>2</sub>	C + O <sub>2</sub> → CO <sub>2</sub>	393.5	32.76	8.942
	H <sub>2</sub> O, CO <sub>2</sub>	CH <sub>4</sub> + 2 O <sub>2</sub> → 2 H <sub>2</sub> O + CO <sub>2</sub>	802.3	50.01	18.23
					2.624***

\* : 燃料, \*\* : 酸化剤, \*\*\* : 空気

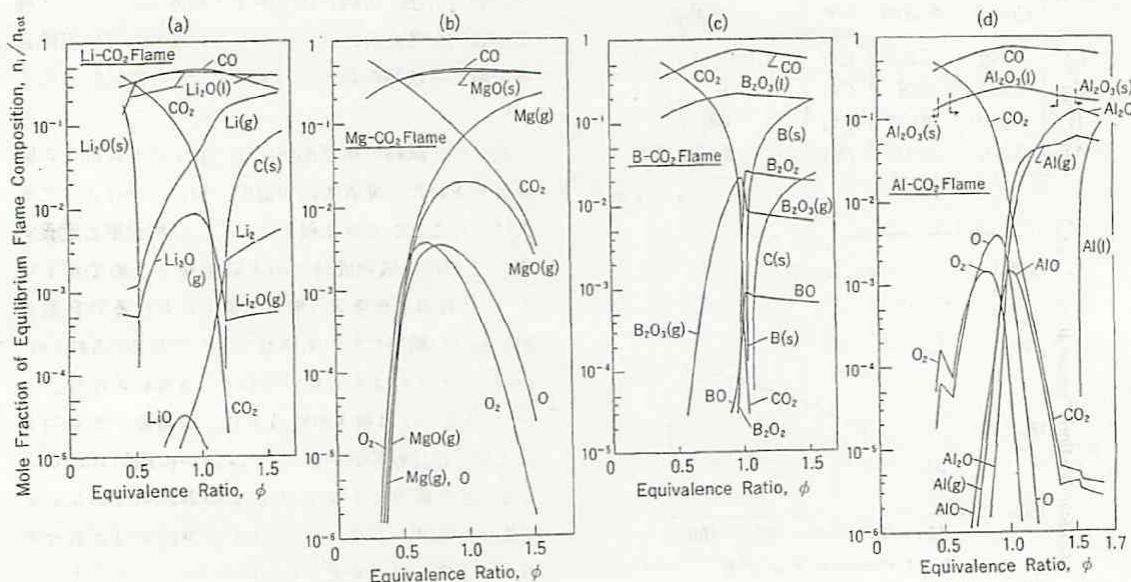
図-2 金属/二酸化炭素の断熱火炎温度<sup>8), 9)</sup>

Li, ボロンB, マグネシウムMg, アルミニウムAlはCO<sub>2</sub>との発熱量が高く、自立燃焼できる可能性があることがわかる(ベリウムBeは極めて有毒であるので考察から省いた)。これらの金属のCO<sub>2</sub>との発熱量は、燃料の単位質量当たりで比較すると金属-酸素の半分程度、メタン-酸素の1/3程度と小さいものの、CO<sub>2</sub>中では物は燃えないと言う一般的な常識からすれば驚くほど高いと言える。

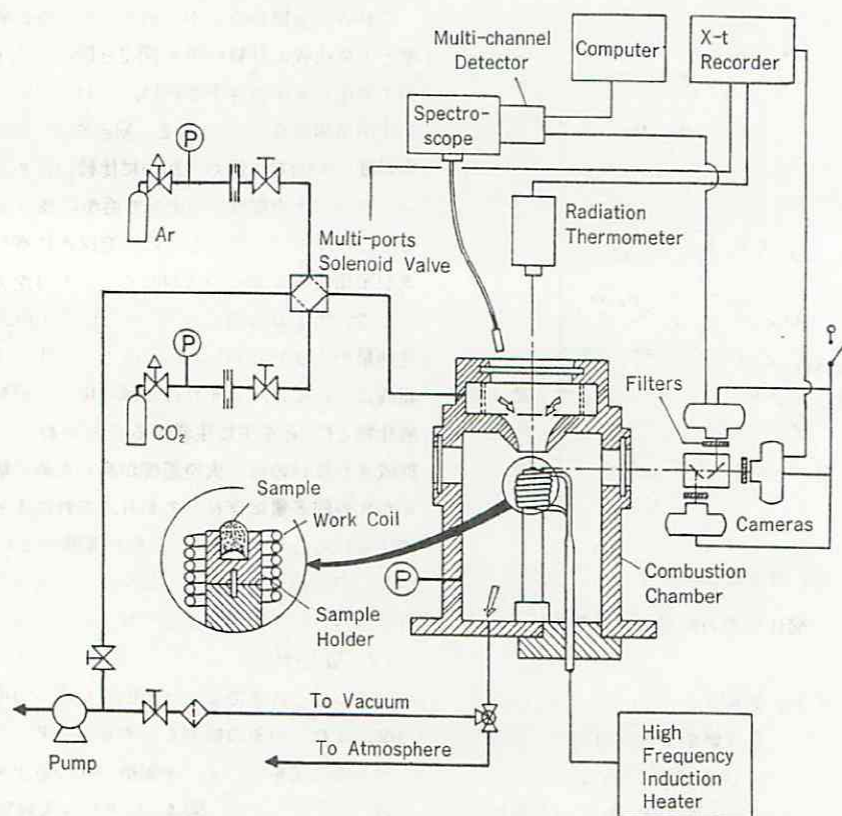
これらの金属がCO<sub>2</sub>中で燃焼したときの断熱火炎温度と平衡組成の計算結果を図-2と図-3に示す<sup>9)</sup>。計算は1気圧の定圧条件下で行い、COが生成される場合を化学量論条件としてある。MgやAlのCO<sub>2</sub>との火炎温度は3000°Cに近く、図中に比較のため示したメタン-空気の火炎温度<sup>9)</sup>に比べて遥かに高いことがわかる。この理由は、空気中には燃焼反応に寄与しない窒素が多量に含まれるのに対して、CO<sub>2</sub>は全てが酸化剤として作用するためである。一方LiとBの火炎温度は、発熱量が小さいためMgやAlに比べて低くなっている。組成については、いずれの金属の場合も凝縮した金属酸化物とCOとを主に生成することがわかる。炭素が形成されないのは、火炎温度が高いために解離した酸素が比較的少量に存在しており、これによって炭素が酸化されるためである<sup>9)</sup>。しかし実際にこれらの金属がCO<sub>2</sub>中で着火・燃焼が可能かどうかは平衡計算では答えは得られず、実験で調べなければならない。

### 3.2 着火特性

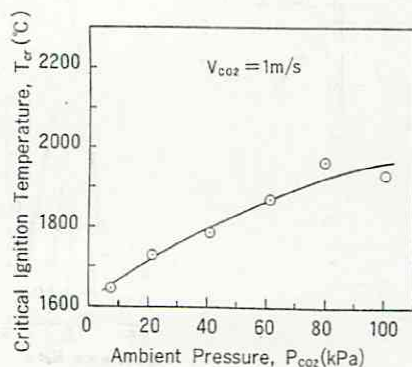
筆者らはこれまでに、比較的流れ場や温度場などが簡単になり、現象の観測もしやすいと考えられるCO<sub>2</sub>の淀み流領域を用いて、金属単体の着火・燃焼過程を調べてきた<sup>8), 10)~12)</sup>。図-4に代表的な実験装置の概略を示す。CO<sub>2</sub>の淀み流領域は金属試料(直径10mm程度)を挿入したセラミックス製の試料台上に形成される。実験は、所定圧力のアルゴン流中で初期温度まで試料を加熱したのちアルゴンをすばやくCO<sub>2</sub>に置換す

図-3 金属/二酸化炭素火炎の平衡組成<sup>9)</sup>



図-4 金属の着火・燃焼実験装置（アルミニウム用高周波加熱型）<sup>10)</sup>表2 金属の自発着火限界温度と燃焼生成物<sup>8), 10), 12)~14)</sup>

金属	自発着火限界温度(°C)		CO <sub>2</sub> 中での燃焼生成物	
	CO <sub>2</sub> 中	空气中	気相	凝縮相
Li	340	710	CO	Li <sub>2</sub> O, Li <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>
Mg	851	628	CO	MgO, C
B	不着火	1310*	CO	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Al	1925	1890	CO	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>

\*: O<sub>2</sub>中図-5 自発着火限界温度の二酸化炭素雰囲気圧力による変化：二酸化炭素噴出速度 1 m/s<sup>10)</sup>

る方法で、CO<sub>2</sub>の雰囲気圧力と噴出速度とをパラメータにして行った。金属の種類によって試料の加熱方法や試料の寸法、実験方法に若干の相違はあるが、実験の本質的な考え方、方法はすべて同じである。実験装置や測定方法等の詳細は文献<sup>8), 10)~12)</sup>を参照して頂きたい。

表2に、試料の初期加熱温度と着火遅れ時間との関係より求めた自発着火限界温度（自己加熱によって着火に至ることができる最も低い初期試料温度と定義する。）と燃焼生成物成分の測定結果をまとめて示す<sup>8), 10), 12)</sup>。比較のため空気（酸素）流中における自発着火限界温度の結果<sup>8), 13), 14)</sup>も併せて示してある。これより、BはCO<sub>2</sub>と反応はするものの着火できないのに対して、LiとMg、Alは着火可能であり、前者の二つの自発着火温度は比較的低いが、Alは遥かに高いことがわかる。また図-5にAlの着火温度の雰囲気圧力に対する変化を示すが、AlとMgは圧力が低いほど自発着火限界温度が低下することも明らかになった<sup>10), 12)</sup>。

これら一連の実験から、CO<sub>2</sub>中での金属の着火過程では、その非常に早い段階で試料表面上に表面反応に

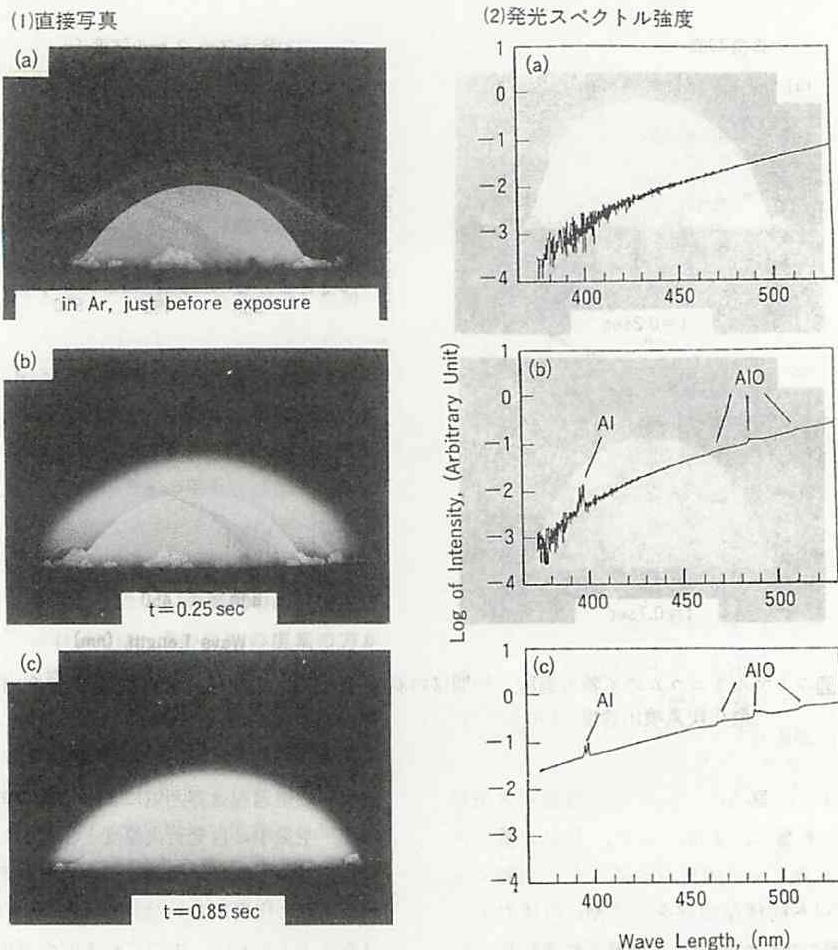


図-6 アルミニウムの着火過程：初期試料温度 1805°C，二酸化炭素雰囲気圧力 8kpa  
二酸化炭素噴出速度 2 m/s<sup>(10)</sup>

よる反応膜がまず形成されることが多く、この膜がそれ以降の金属の蒸発や表面反応の進行に対して保護的か否かによって、着火は支配されることが明らかになった。すなわち、保護的でない場合には、反応の発熱と周囲への熱損失のバランスが基本的には着火を決定するため、強い発熱反応が金属表面あるいはその近傍の気相中で進行すれば着火に至る。逆に保護的な場合には、表面膜の物理化学的性質がある特定温度で変質して反応膜が保護的でなくなるか、もしくは最初から表面膜が全く形成されないかが着火するには必要となる。反応膜が保護的な例として、図-6と図-7に、Alの着火時と不着火時の直接写真とそれに対応した発光スペクトル強度分布の時間的変化<sup>(10)</sup>を示す。図-6(a)はアルゴン流中の様子で、Al表面には反応膜は存在せず金属の光沢面が露出しており、盛んにAl蒸気の白煙を発生している。この試料をCO<sub>2</sub>流中に露出すると、

着火に至る場合には、試料表面に反応膜は形成されずに試料の近傍の気相中で反応が起こり、火炎が形成され燃焼を開始する(図-6(b)(c))。この過程に対応して、Alの輝線スペクトル(394.40, 396.15 nm)やAlOの帯スペクトル(帯頭: 464.8, 484.2, 507.9 nm)の発生が認められるようになり、活発な気相反応が表面近傍で進行することを証明している。一方、着火しない場合には、CO<sub>2</sub>流中に露出した直後に試料表面の発光がAl蒸気の気相反応のため一時的に強くはなるが(図-7(a))、しかしその後直ちに試料表面は反応膜に覆われて発光は止み、それ以降の反応の進行が妨げられて着火には至らない(図-7(b))。これに対して反応膜が保護的でない場合、例えばLiやMgでは、たとえ反応膜が形成されても表面反応は進行できるので、もしその反応熱が大きくなれば熱バランスが崩れて着火に至ることができる<sup>(8), (12)</sup>。このような着火



### 3.3 燃焼特性

図-8にLiとMgの燃焼中の火炎スペクトルを示すが、前述のAlのスペクトルも含めていずれも金属原子の輝線スペクトルと酸化物による帯スペクトル及び連続スペクトルとが認められる。これは、いずれもが金属蒸気とCO<sub>2</sub>との拡散火炎を形成して気相で燃焼することを示している。このうちAlは、表面には反応膜は形成されておらず、安定で定常的な拡散火炎を金属面上に様に形成するのに対して、LiやMgは表面が反応膜に覆われており、間欠的・局所的な火炎を形成して燃焼することが確認されている<sup>8),12)</sup>。燃焼中のMgやLiの試料温度はそれらの金属の沸点(Mg: 1378K, Li: 1638K)に近く、試料表面の蒸気圧はAlよりもむしろ高いと考えられるにもかかわらず、なぜ様な拡散火炎が形成されないのであろうか。図-1のEllinghamの図からわかるように、Alの燃焼中の試料温度(約2000°C以上)においては、⑥の反応の炭素の方がAlよりも酸素との親和力が高いために、AlはCOとは $[2Al + 3CO \rightarrow Al_2O_3 + 3C]$ なる反応を起こさない。これに対してMgやLiは、燃焼中の試料温度においてCOと反応して炭素を生成することができる。従ってMgやLiの場合は、気相反応で生成され金属表面に拡散してきたCOが金属と再反応し、炭素や炭酸塩を含む保護的な性質の表面反応膜を形成すると考えられる。この考えは、Mgが空気中で燃焼するときには表面反応膜は形成されず、様な拡散火炎を形成して燃焼することからも支持される<sup>15)</sup>。

以上のように酸化剤がCO<sub>2</sub>であっても、気相中でCO<sub>2</sub>と金属蒸気が反応している限りは酸素との燃焼の場合と本質は変わることはないが、燃焼生成物のCOが金属によっては表面で反応を起こすことが、酸素とCO<sub>2</sub>との大きな相違点と言えよう。なお上述の燃焼の特性は、実験を行った圧力範囲内<sup>10),12)</sup>では変わらないことが確かめられている。

実際に推進機関燃料として使用する場合を想定すると、発熱量の点からはMgとAlが優れている。このうち着火温度はMgのはるかに低い。一方で燃焼過程を見るとAlは気相で様に拡散燃焼するのに対して、Mgは表面反応と間欠・局所的な燃焼を行う。従って現在のところどちらの金属が燃料として、より適しているかどうかの判断は困難であり、燃焼速度の測定や微粒子群にした場合の着火・燃焼特性の解明が待たれる。

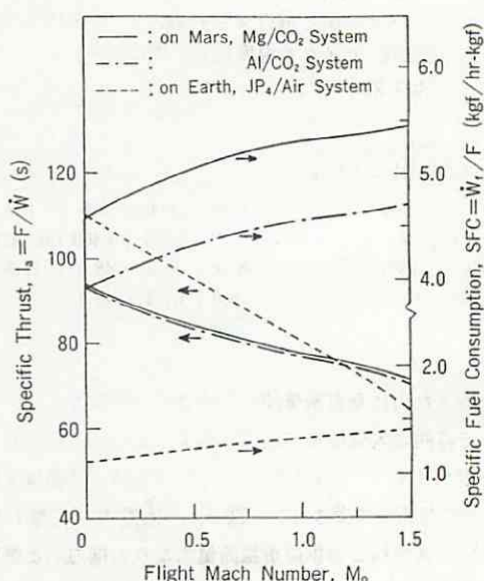


図-9 火星大気用と地球大気用のターボジェットエンジンの比推力と燃料消費率の飛行速度に対する変化：圧力比 20, サイクル温度比 6, 燃焼効率 0.97, タービン効率 0.90<sup>19),20)</sup>

### 4. 火星大気用推進機関の性能

これまでに幾つかの火星大気用推進機関がNASAなどで考案されている<sup>2),17),18)</sup>。これらはいずれもが大気中のCO<sub>2</sub>を直接的には利用せず、すべて内蔵する推進剤や電池だけに頼っているため作動時間が短く、また出力/重量比が小さい、エネルギー効率が低いなどの欠点がある。これに対してCO<sub>2</sub>を酸化剤とし金属を燃料にすれば、発熱量が高く、かつ反応生成物中に十分な量の作動流体が得られるため、小型軽量で高出力、長時間の稼動が可能な推進機関を造ることも夢ではない。特にジェットエンジンは、構造こそラムジェットより複雑なものの亜音速から超音速まで使用でき、ピストンエンジンにおける固体の金属酸化物の微粒子によるシリンダの摩耗と言った致命的な欠点となるような問題点がなく、より実現の可能性が高いと考えられる。

金属を燃料とするターボジェットエンジンの性能は簡単なサイクル計算によっておおよそ見積ることができる<sup>3),19)</sup>。性能評価計算に当たっては、エンジンの基本的な構成は通常の空気吸込み型のターボジェットエンジンと同じであるとし、また作動流体は全て気体であると見なした。その他に、超音速飛行の場合には大

表3 火星大気用ターボジェットエンジンの性能と大きさの例：飛行マッハ数0.3, 圧縮機圧力比20, サイクル温度比6, 燃焼効率1.0, タービン効率0.9<sup>19)</sup>

Ia [s]	80.4			
SFC [kgf/(hr・kgf)]	5.06			
F <sub>0</sub> [N]	1500	1000	500	100
m <sub>CO<sub>2</sub></sub> [kg/s]	1.38	0.921	0.460	0.0921
Di [cm]	83.6	68.2	48.2	21.6
Dn [cm]	78.6	64.2	45.4	20.3

気取入れ口に垂直衝撃波が形成され、排気ガスはノズルで雰囲気大気圧まで適正膨張するとした。その他の仮定やサイクル計算に当たっての設定値の詳細は文献<sup>23), 29)</sup>を参考して頂きたい。図-9に、比推力（二酸化炭素と金属燃料との単位重量流量当たりの推力）と燃料消費率（単位推力、単位時間当たりの燃料消費重量流量）の飛行速度に対する変化を、火星用と地球用とを比較して示す<sup>19), 20)</sup>。これより、マッハ数の増加につれてほぼ単調に比推力、燃料消費率ともに悪くなるのが分かる。燃料が違ってもこれらの傾向に変わりはないが、比推力はMgの方がAlに比べて若干大きいものの燃料消費率は逆にAlの方がかなり良い。しかし炭化水素を燃料とする地球上のターボジェットエンジンに比べると、燃料消費率は地球用のその数倍程度と大きい。比推力は同程度となっている。従って火星用のターボジェットエンジンは多量の燃料を消費するものの、推力そのものは十分に大きく取ることができると言える。図-9の計算は、火星用ターボジェットエンジンの燃焼効率とタービン効率とがともに地球上のエンジンの効率と同程度である仮定としたものであるが、金属の燃焼速度が遅い場合や、また金属酸化物の付着やエロージョンがタービン翼面上で起こる場合には、当然これらの効率が低下することが予想される。試算<sup>19)</sup>によると、比推力と燃料消費率はタービン効率より燃焼効率の変化により敏感であり、燃焼効率の方が性能に及ぼす影響が大きいことがわかった。

上述の様な性能を持つターボジェットエンジンの具体的な大きさを知るために、その目安となるエンジンの大気取入れ口直径(Di)と排気ノズル出口直径(Dn)を試算した。結果を表3に示す<sup>19)</sup>。地球上のターボジェットエンジン、例えば推力が1470 N(海面上)でノズル出口直径が約12 cmであるKJ12-4エンジン<sup>21)</sup>に比べると火星用のエンジンは推力のわりにはノ

ズル径が大きい。これは主に、火星の大気圧が極めて低い(火星の地表で地球上の高度35 km付近に相当)ためCO<sub>2</sub>密度が薄いことに起因している。しかし火星の重力が地球上の約1/3であることを勘案すれば、エンジン本体が軽くなるばかりでなく構造部材そのものの軽量化が可能であり、現実的な寸法内に納まると考えられる。

## 5. 将来の展望

これまでの議論においてはCO<sub>2</sub>の酸化剤として側面を述べてきた。裏を返せばCO<sub>2</sub>は還元されるわけであり、事実、すでに述べたようにLiやMgがCO<sub>2</sub>と燃焼すると条件によっては炭素あるいは炭酸塩が形成される。このことは、CO<sub>2</sub>を金属との燃焼反応を利用して固定できる可能性があることを示唆しており、現在地球規模の環境問題となっているCO<sub>2</sub>による地球温暖化防止に関連した今後の重要な検討課題の一つと言えるよう。

一方、火星大気用ジェットエンジンを現実に開発するには、① 低い大気圧下で稼働可能な高効率圧縮機の開発、② 金属燃料の供給と流量制御、③ 二酸化炭素用燃焼器内での金属微粒子群の着火・燃焼、④ 燃焼生成物の付着や摩耗によるタービンの性能低下や破損、と言った技術上の問題点を解決する必要がある<sup>3)</sup>。これらはいずれも現在の技術基盤の延長上にある今日的な工学的課題であり、火星ジェットエンジンシステムの構築は技術的には十分に可能と考えられる。21世紀には火星の空を自由に飛び回る航空機が出現し、火星探査や開発が飛躍的に進展することを期待したい。

## 参考文献

- 1) Moore, P., Hunt, G., Nicolson, I., Cattermole, P.; The Atlas of the Solar System (1983), Mitchell Beazley Publisher.
- 2) Taylor, J.W.R. (ed.); Jane's All The World's Aircraft 1979-80 (1979), Jane's Yearbooks.
- 3) 湯浅三郎、磯田浩; 惑星大気を利用した推進機関の可能性について、日本航空宇宙学会誌, 36巻 (1988), 66-72.
- 4) Atkins, P.W.; Physical Chemistry, 4th ed. (1990), Oxford Univ. Press.
- 5) Birks, N., Meier, G.H.; Introduction to High Temperature Oxidation of Metals (1983), Edward Arnold Ltd.
- 6) JANAF Thermochemical Tables, 2nd ed. (1974, 1975, 1978, 1982), The Dow Chemical Company.
- 7) 玉虫文一 他編集; 岩波 理化学辞典 第三版 (1971), 岩波書店.
- 8) Yuasa, S., Isoda, H.; Ignition and Combustion of



- Metals in a Carbon Dioxide Stream, The 22nd International Symposium on Combustion (1989), 1635-1641, The Combustion Institute.
- 9) 湯浅三郎; 予熱あるいは酸素添加した空気-燃料混合気の断熱火炎温度と燃焼ガスの平衡組成, 都立工科短期大学研究報告, 8号 (1980), 71-78.
  - 10) Yuasa, S., Sogo, S., Isoda, H.; Ignition and Combustion of Al in Carbon Dioxide Streams, The 24th International Symposium on Combustion (1992), 1817-1825, The Combustion Institute.
  - 11) Yuasa, S.; Emission Spectra of Metal-CO<sub>2</sub> Flames, Memoirs of Tokyo Metropolitan Institute of Technology, 3 (1989), 25-27.
  - 12) 湯浅三郎, 磯田浩; 二酸化炭素流中のMgの着火・燃焼に及ぼす圧力の影響, 第30回燃焼シンポジウム (1992), 139-141.
  - 13) Yuasa, S., Isoda, H.; Ignition and Combustion of Small Boron Lumps in an Oxygen Stream, Combustion and Flame, 86 (1991), 216-222.
  - 14) 十河桜子, 湯浅三郎; 酸素・窒素流中におけるアルミニウムの着火・燃焼特性, 第30回燃焼シンポジウム (1992), 142-144.
  - 15) Takeno, T., Yuasa, S.; Ignition of Magnesium and Magnesium-Aluminum Alloy by Impinging Hot-Air Stream, Combustion Science and Tech., 21 (1980), 109-121.
  - 16) Yuasa, S.; Spontaneous Ignition of Sodium in Dry and Moist Air Streams, The 20th International Symposium on Combustion (1984), 1869-1876, The Combustion Institute.
  - 17) Kim, K., Back, L.H., Varsi, G.; Measurements and Calculations of Detonation Propulsion Performance in Helium, AIAA J. 14 (1976), 310-312.
  - 18) Clapp, W.M.; Propellant Performance of Mars-Produced Carbon Monoxide, AIAA-86-1587, (1986).
  - 19) Yuasa, S., Isoda, H.; Carbon Dioxide Breathing Propulsion for a Mars Airplane, AIAA-89-2863, (1989).
  - 20) 湯浅三郎 他3名; 惑星大気を利用した推進機関燃料としての金属の燃焼に関する研究, 平成元年度科学研究費一般研究(B)成果報告書 (1990).
  - 21) 谷村篤秀ほか8名; 無人機用小型ターボジェットエンジンの開発, 川崎重工技報, 85 (1984), 118-126.

### 協賛行事ごあんない

## 「第12回 光がかかわる触媒化学シンポジウム」開催について

<主催> 理化学研究所, 触媒学会

<協賛> 日本化学会, 高分子学会ほか

<日時> 平成5年5月28日(金) 9:30~17:30

<会場> 理化学研究所・レーザー棟会議室

(埼玉県和光市広沢2-1)

<講演> 一般講演 7件(講演15分, 討論10分)

依頼講演 4件(内容は下記の通り)

1. 半導体超微粒子における光電荷分離

……(長岡技大) 野坂 芳雄

2. 半導体光触媒による有機化学反応

……(京都大学) 大谷 文章

3. 光触媒による水処理…(化技研) 田中 啓一

4. 微生物由来亜鉛含有コプロポルフィリンⅢ  
によるフォトダイナミックセラピー

……(旭化成) 鳥屋 実

<登録等> 登録無料(登日受付), 要旨集は当日  
に2,000円にて配布。

懇親会は当日受付(会費 2,000円)

■ 連絡先 〒351-01 和光市広沢2-1

理化学研究所 反応物理化学研究室 金子正夫

TEL 0484-62-1111 (内線 3652)