論 文

CONTRIBUTED PAPERS

惑星大気を利用した推進機関の可能性について^{*1} A Concept of CO₂-Breathing Propulsion Engine for Planet Use

湯 浅 三 郎^{*2}・磯 田 浩^{*2}
Saburo YUASA and Hiroshi ISODA

Key Words: Propulsion, Mars Atmosphere, Breathing Engine, Metal, Carbon Dioxide, Combustion

Abstract

An "aircraft" would be useful to do detailed surveys of the surfaces of Mars and Venus. The "aircraft" needs a propulsion engine which can work in the planet atmospheres, mainly consisting of CO₂. The purpose of this paper is to assess the feasibility of the CO₂-breathing engine using metal fuels for the planet use. The heats of reactions between metals and CO₂ were reviewed. Equilibrium compositions and temperatures of the metal-CO₂ flames were calculated. It was confirmed experimentally that Al and Mg could burn in CO₂. Thermodynamic cycle calculations were carried out to evaluate the performance of a CO₂-breathing turbojet engine. With these results, we conclude that it is capable of developing the metal fueled CO₂-breathing turbojet engine with a practicable performance.

1. ま え が き

1970年代になって火星や金星の素顔がアメリカやソ連の惑星探査機によって初めて人々の前に明らかにされた。これらの探査機は軌道を周回するかあるいは軟着陸するタイプであったが、もしこれらが惑星の大気圏内を自由に航行できる飛行機型の探査機であったなら、より詳しい情報が得られたであろう。このような惑星大気用航空機は探査用のみならず輸送機関として将来の宇宙開発には欠くことのできないものになることが予想される。この惑星大気用航空機の開発に当たっては、火星や金星の大気の成分の95%以上が二酸化炭素であり、酸素は0.1%程度しか存在しない¹⁾

ことを考慮すると、二酸化炭素雰囲気中で作動できる推進機関の開発が必要となるであろう。惑星大気用推進機関としてこれまでに、ヒドラジンの熱分解ガスや原子力の熱エネルギー、太陽電池の電力を利用するエンジン²⁾あるいは二酸化炭素大気を分解して得られる一酸化炭素と酸素を推進剤にしたロケットエンジン³⁾が考案されているが、飛行時間や重量、出力、効率などの点で問題が多い。これに対して地球上と同じように大気との燃焼反応が利用できるのであれば、小型で高出力・高効率の推進機関を造ることが可能と考えられる。この点に関して、活性の高い一部の金属は二酸化炭素と反応して発熱することが知られている。この発熱量が高く、かつ反応生成物中に十分な量の作動流体が得られるならば、金属を燃料とし二酸化炭素を酸化剤とする新しい推進機関の開発も夢ではない。

そこで我々は、二酸化炭素大気を利用した新しい推進機関の実現の可能性を探るための基礎データを得る目的で、

- 1) 各種金属の二酸化炭素との発熱量
- 2) 代表的な金属燃料と二酸化炭素との火炎の温度と燃焼生成物の組成
- 3) 二酸化炭素雰囲気中での金属の着火・燃焼の可能性
- 4) 二酸化炭素中で作動する推進機関の性能について調べた。

2. 金属と二酸化炭素との発熱量

金属が二酸化炭素と反応すると酸化物と一酸化炭素あるいは炭素、または金属炭化物と酸素が生成される可能性がある。酸化物が生成される場合はほとんどが発熱反応であるが、後者の場合には吸熱反応となる。酸化物と一酸化炭素とが生成されるとき、金属の単位質量当りの発熱量の大きさは、代表的な金属では、

^{*1} 昭和61年10月15日、第30回宇宙科学技術連合講演会にて発表。昭和62年5月14日原稿受理

^{*2} 東京都立科学技術大学航空宇宙システム工学科

Be>Li>B>Al>Mg>Ca>Ti>Zr>Na>K>Fe の順になる。このうち発熱量も高く、毒性もない Li, B, Mg, Al に対する総括反応と発熱量を第 1 表に示す。比較のため酸素との発熱量およびメタンと酸素との発熱量も合わせて示す。これらの値は、298 K の生成エンタルピー⁴⁾より求めた。この表より、炭素が生成されるときには凝縮した燃焼生成物のみが生ずることになり、気体の作動流体は期待できないことがわかる。発熱量はこの反応のほうが一酸化炭素を生成する反応よりも高い。しかし一酸化炭素が生成されるときでも、金属の単位質量当りで比較すると酸素中の半分程度の発熱をする。表に挙げたいずれの金属の発熱量も単位燃料質量当りのメタンの発熱量に比べると 1/3 程度とかなり小さいものの、二酸化炭素中では物は燃えないという一般的な常識からすれば驚くほど高いといえる。次に酸化剤の単位質量当りで比較すると、メタンを空气中で燃焼させた場合よりも遙かに大きい発熱量が金属を二酸化炭素中で燃焼させたときに得られ

ることがわかる。これは、金属-二酸化炭素の火炎温度がメタン-空気の火炎温度よりも高くなることを示唆している。以上のように発熱量から判断する限りでは、第 1 表の金属はいずれも二酸化炭素雰囲気中の燃料として有望であるといえる。

3. 金属-二酸化炭素火炎の温度と組成

金属が二酸化炭素中で燃焼するときの火炎温度と燃焼生成物の組成を知るために、酸素中の燃焼の振舞いがこれまでに比較的良好に調べられている金属燃料であるマグネシウム Mg とアルミニウム Al に対して凝縮相も考慮した平衡計算を行った。凝縮した生成物を含む火炎の温度や組成の計算に関しては、Gordon & McBride の論文⁵⁾が有名であるが、これはいろいろな状況下の数多くの成分に対応できるように開発されたプログラムであるため非常に長大で複雑である。そこで我々は、パソコンでも計算できるもっと簡単なプログラムによって金属-二酸化炭素火炎の平衡計算を行うことにした。計算方法については付録に記すことにして、本文中では結果のみについて述べる。

第 1, 2 図に Mg の断熱火炎温度とその温度での平衡組成の計算結果を、また第 3, 4 図に Al の結果を示す。計算は 1 atm の定圧条件下で行い、一酸化炭素が生成される場合を化学量論条件とした。第 1 図から Mg の火炎温度は当量比に対して通常の炭化水素火炎と同様な依存性⁶⁾をもつことがわかる。しかし火炎温度そのものは、たとえばメタン-空気火炎に比べて遙かに高い。ちなみに最高火炎温度は $\phi=1$ でメタン火炎⁶⁾よりも約 720°C も高い 2952 K である。これは酸化剤当りの発熱量が Mg のほうがメタンよりも 2 倍以上大きいことから予想された結果と一致する。ま

第 1 表 代表的な金属の発熱量

金属	燃 焼 生成物	総括反応	発 熱 量		
			kJ/mole*	kJ/g*	kJ/g**
Li	Li ₂ O	2 Li + CO ₂ = Li ₂ O + CO	156.6	22.57	7.12
		4 Li + CO ₂ = 2 Li ₂ O + C	199.7	28.78	18.16
		2 Li + 2 CO ₂ = Li ₂ C ₂ + 2 O ₂	-363.8	-52.42	-8.27
		4 Li + O ₂ = 2 Li ₂ O	298.1	42.95	37.26
B	B ₂ O ₃	2 B + 3 CO ₂ = B ₂ O ₃ + 3 CO	210.7	19.50	3.19
		4 B + 3 CO ₂ = 2 B ₂ O ₃ + 3 C	340.1	31.46	10.30
		4 B + CO ₂ = B ₄ C + O ₂	-88.6	-8.20	-8.06
		4 B + 3 O ₂ = 2 B ₂ O ₃	635.2	58.76	26.47
Mg	MgO	Mg + CO ₂ = MgO + CO	318.7	13.11	7.24
		2 Mg + CO ₂ = 2 MgO + C	404.9	16.66	18.40
		Mg + 2 CO ₂ = MgC ₂ + 2 O ₂	-875.0	-36.00	-9.94
		2 Mg + O ₂ = 2 MgO	601.7	24.76	37.61
Al	Al ₂ O ₃	2 Al + 3 CO ₂ = Al ₂ O ₃ + 3 CO	413.2	15.31	6.26
		4 Al + 3 CO ₂ = 2 Al ₂ O ₃ + 3 C	542.5	20.11	16.44
		4 Al + 3 CO ₂ = Al ₄ C ₃ + 3 O ₂	-241.2	-8.94	-7.31
		4 Al + 3 O ₂ = 2 Al ₂ O ₃	837.7	31.04	34.90
CH ₄	H ₂ O, CO ₂	CH ₄ + 2 O ₂ = 2 H ₂ O + CO ₂	802.6	50.04	12.54
					2.91***

* 燃料当り, ** 酸化剤当り, *** 空気当り

第 1 図 マグネシウム-二酸化炭素の断熱火炎温度

第2図 マグネシウム-二酸化炭素火炎の平衡組成

第4図 アルミニウム-二酸化炭素火炎の平衡組成

第3図 アルミニウム-二酸化炭素の断熱火炎温度

ニウム Al_2O_3 と一酸化炭素とであり、 Mg と同様に炭素は生成されず、やはり作動流体を得ることができる。凝縮した Al_2O_3 は、その融点 2315 K の火炎温度を境にして固液の相変化を起こす。この変化に対応して火炎温度は凝縮熱のため第3図に示すように $\phi = 0.47 \sim 0.57$ と $1.48 \sim 1.52$ で当量比に対して一定の値をとる。さらに、燃料過濃側において火炎温度が低下すると、気相中の Al が凝縮して液体の Al が形成されるので、火炎温度の当量比に対する勾配は緩やかになる ($\phi > 1.53$)。このように Al は Mg に比べて火炎温度、組成ともに当量比に対して複雑な挙動を示すことがわかった。

4. 着火・燃焼実験

た Mg の燃焼生成物の主成分は凝縮した酸化マグネシウム MgO と一酸化炭素であり (第2図)、酸素がモル分率にして 10^{-6} と比較的十分に存在するため炭素はまったく生成されない (付録参照)。したがって燃焼生成物中に十分な量の気相成分、すなわち作動流体が得られることになる。凝縮した MgO は、計算を行ったすべての当量比の範囲に渡って火炎温度が MgO の融点 3098 K よりも低いいため固相のままである。一方、 Al の火炎温度は理論混合比付近を除いて Mg よりも低いものの、 $\phi = 1$ では 3176 K ときわめて高い温度を示す (第3図)。また第4図に示されているように、 Al の燃焼生成物の主成分は凝縮した酸化アルミ

3章で述べた Mg と Al が二酸化炭素雰囲気中で実際に着火・燃焼できるか否かを確かめるために第5図に示す燃焼器を用いて簡単な実験を行った。本燃焼器は二重構造になっており、二酸化炭素は内筒と外筒の間を流れて内筒の上面に開けられた直径 30 mm のノズルより約 1 m/s の流速で内筒内に噴出される。ノズルの下流 15 mm のところに幅 12 mm、長さ 90 mm、厚さ 0.2 mm の金属板ヒーター (Ta , Mo , W 製; おもに W ヒーターを使用) を取り付け二酸化炭素流れの淀み領域を作り、その中央の直径 10 mm、深さ 2 mm の窪みに試料を置いた。試料には純度 99.9% 以上の Mg と 99.85% 以上の Al を使った。

第5図 金属用燃焼器

(a) 着火直後のマグネシウム

第7図 燃焼中のアルミニウム

(b) 燃焼中のマグネシウム

第6図

実験では、まず燃焼器内を真空に引いて酸素を完全に除去する。続いて、Mg の場合には 1 気圧の下で二酸化炭素を連続的に流しながらヒーターを加熱して試料温度を上昇させる方法で、また Al の場合には 1 気圧の下でヘリウムを連続的に流しながら Al を所定の温度まで加熱した後、ヘリウムを二酸化炭素で置換する方法で実験を行った。着火・燃焼時の試料表面の様子は上面の窓から観察するとともに Pt/Pt-13%Rh 熱電対で試料温度を測定した。燃焼生成物は下面フランジの排気孔より排出される。

Mg を二酸化炭素流中で加熱していくと、空気流中の場合⁷⁾と同様に表面反応による発熱で急激に温度が上昇し始めた後に気相中に火炎を形成して着火し、燃焼に至ることがわかった。この急激な温度上昇開始時の試料温度は約 860~900°C で、空気中のとき⁷⁾よりも

高かった。第6図に着火した直後と燃焼中のMgの直接写真を示す。これらの写真からもわかるようにMgは、空気流中のMg火炎と同様に非常に明るく、かつ大量の白煙を発生する火炎を伴って燃焼することが確かめられた。これは、火炎がきわめて高温であり、凝縮相の物質が生成されることを示唆している。また目視で判断する限りでは、燃焼生成物は白く、固体の炭素が混入している様子は見られなかった。

一方、AlはMgに比べると遙かに着火しにくく、1300°C以上にならないと着火しなかった(着火時の温度は、1300°C以上になると熱電対の白金がAlと合金反応を起こして溶融し、熱電対が断線するため本実験では計測できなかった)。しかし着火後はAlもMgも同様、白煙を発生する非常に明るい火炎を伴って二酸化炭素流中で燃焼することが確かめられた。第7図にこの燃焼中Alの直接写真を示す。火炎が明るすぎるため露出過多になっている。なお火炎がヒーターの片側にできているのは、Alが融けて着火前にタングステンヒーター上を流れたためである。

5. ターボジェットエンジンの性能

前述の2~4章の結果から、発熱量の高い金属は二酸化炭素大気中の推進機関の燃料となる可能性があることがわかった。そこで次に、実際に金属を燃料にした推進機関の性能について検討を加えることにした。惑星大気を利用する推進機関としては、ピストンエンジンやジェットエンジン、ラムジェットエンジンが考えられる。しかしピストンエンジンは燃焼生成物に固体が含まれることからシリンダやピストンなどの摩耗などの点で重大な問題があり、またラムジェットエンジンは構造は簡単なものの超音速飛行にしか適していないので用途が限定されるという不利な点がある。これらに比べてターボジェットエンジンは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ので、本論文ではこのエンジンを対象とすることにした。

金属-二酸化炭素系の特徴は、燃料の質量当たりの発熱量が炭化水素-空気系の1/2~1/3と小さく、またいわゆる理論“空燃比”(金属に対する二酸化炭素の質量流量比)が炭化水素-空気系の値に比べて1/5~1/10程度と低いことである。これらの特徴がエンジン性能に与える影響を見るために簡単なサイクル計算を行った。金属を燃料とするターボジェットエンジンの構成を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する、サイクル計算には教科書(たとえば参考文献8)に載っている仮定や関係式が使用できる。しかしエンジンの“空燃比”が小さくなるので通常

のサイクル計算では無視される燃料の質量流量の影響を本計算では考慮した。すなわちエンジンに供給される熱量は、

$$\eta_B \dot{m}_t \Delta H_f = c_p (\dot{m}_0 + \dot{m}_t) T_4 - c_p \dot{m}_0 T_3$$

となる。ここで T_3 : 圧縮機出口温度, T_4 : タービン入口温度, η_B : 燃焼効率, $\dot{m}_t$: 金属の質量流量, $\dot{m}_0$: 二酸化炭素の質量流量, ΔH_f : 金属の単位質量流量当りの発熱量, c_p : 平均の定圧比熱である。また、圧縮機とタービンのエンタルピーの変化は等しいので

$$\dot{m}_0 \Delta h_c = (\dot{m}_0 + \dot{m}_t) \Delta h_t$$

となる。ここで Δh_c : 圧縮機のエンタルピーの変化, Δh_t : タービンのエンタルピーの変化である。なお本計算の場合においても金属と二酸化炭素との燃焼は全体当量比が十分に低いところで行われるので、簡単のため作動流体はすべて気体であると見なした。

実際の計算は、航空機の利用がより効果的と考えられる火星大気について、着火が容易なMgを燃料に選んで行った。計算に必要な各種の効率等は、基本的には作動流体が気体の二酸化炭素であるので空気を作動流体とする通常のターボジェットエンジンの効率と大きくは変わらないであろうとの予測のもとに、第2表に示した値を用いた。ただし燃焼効率については現段階ではまったくデータがないため、第一次近似として炭化水素系燃料の値を用いることにした。第8図に、比推力(二酸化炭素と金属燃料との単位質量流量当りの推力)と燃料消費率(単位推力、単位時間当りの燃料消費流量)のサイクル温度比 α と圧力比 P_3/P_0 に対する変化を示す。第8図(a)は静止の場合であるが、 α を一定に保って P_3/P_0 を増していくと、比推力、燃料消費率ともに良くなっていき、あるところでそれぞれ最大値と最小値をもつ。 P_3/P_0 を一定にして α を上昇させると燃料消費率は悪くなるが、比推力は増加する。これに対して飛行している場合には、第8図(b)に示すように全体の傾向は静止時と変わらないが比推力、燃料消費率ともに悪くなることがわかる。これ

第2表 サイクル計算の設定値

火星大気組成	CO ₂	100%
大気温度	t_0	250 K
大気圧力	p_0	0.6 kPa
マグネシウムの 発熱量	ΔH_f	13.11 kJ/g-fuel
平均定圧比熱	c_p	1.06 kJ/(kg·K)
ディヒューザ効率	η_D	0.92
圧縮機効率	η_c	0.85
燃焼効率	η_B	0.97
タービン効率	η_T	0.90
ノズル効率	η_N	0.95

(a) 静止している場合

(b) 飛行中 $M_0=0.8$

第8図 火星大気中で作動するターボジェットエンジンの比推力と燃料消費率：サイクル圧力比と温度比の影響

らの計算結果から、二酸化炭素大気中で金属を燃料とするターボジェットエンジンの燃料消費率は空気中で作動する炭化水素系燃料のターボジェットエンジン⁹⁾の数倍程度と大きいものの、比推力は地球上のそれと同程度であり、サイクル性能の各種パラメータに対する全般的な傾向も本質的には変わらないことが明らかになった。

この結果に基づいて、火星の地表で作動するターボジェットエンジンの推力に対するノズルの大きさを試算してみた。第3表にその結果を示す。推力の大きさのわりにはノズル径が大きいようであるが、火星の重

第3表 火星大気中で作動するターボジェットエンジンの性能と大きさの例
(設計点：静止, $P_3/p_0=20$, $\alpha=6$)

比推力 : $I_{sp}(s)$	98.5		
燃料消費率 : $SFC(l/hr)$	3.06		
推力 : $F(N)$	1000	500	100
二酸化炭素 : $\dot{m}_{CO_2}(kg/s)$	0.948	0.474	0.095
質量流量			
ノズル出口径 : $D(cm)$	55.6	39.3	17.6

力が地球の約 1/3であることを考慮すると、航空機用エンジンとしては現実的な寸法内に納まっていると考えられる。

6. ま と め

金星や火星の二酸化炭素大気中で作動する金属を燃料にした推進機関の実現の可能性を探るために、金属と二酸化炭素との発熱量や燃焼後の作動流体の有無、金属の着火・燃焼の可能性、ターボジェットエンジンのサイクル性能について調べた。これらの結果から、二酸化炭素を作動流体とし金属を燃料とするターボジェットエンジンは、十分な性能を備えたものが熱エネルギー的には開発可能との結論を得た。

実際にこの方式の推進機関を開発するに当たっては、

- ① 低圧下で作動する圧縮機の開発(火星の場合)、② 金属燃料の供給方法、③ 燃焼器内での金属の着火と燃焼、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、等の問題点を解決する必要がある。
- ①については、通常のジェットエンジン圧縮機の技術が基本的には適用できる。②と④については、金属燃料の供給を粉体の形で行うとすれば微粉炭燃焼ガスタービンの知識や技術を応用することができると考えられるが、③については、これまでこれに関連した研究はまったく行われておらず、知識は得られていない。したがって今後は、この問題の解決に不可欠な二酸化炭素中における金属の着火・燃焼の振舞いについて調べる予定である。

参考文献

- 1) Moore, P., Hunt, G., Nicolson, I. and Cattermole, P.: The Atlas of the Solar System, Mitchell Beazley Publisher, London, 1983.
- 2) 長友信人: 1992年宇宙観光旅行, 読売新聞社, 1986.
- 3) Clapp, W.M.: Propellant Performance of Mars-Produced Carbon Monoxide, AIAA 86-1587(1986).
- 4) JANAF Thermochemical Tables, Dow Chemical Company, Michigan, 1985.
- 5) Gordon, S. and McBride, B.J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composi-

- tions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273 (1971).
- 6) 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, 第8号 (1980), pp. 71-78.
 - 7) Takeno, T. and Yuasa, S.: Ignition of Magnesium and Magnesium-Aluminum Alloy by Impinging Hot-Air Stream, Combustion Sci. Technol., 21 (1980), pp. 109-121.
 - 8) Zucrow, M. J.: Aircraft and Missile Propulsion, John Wiley & Sons, New York, 1958.
 - 9) 日本航空宇宙学会: 航空宇宙工学便覧, 丸善, 1983, pp. 558-563.
 - 10) Glassman, I.: Combustion, Academic Press, New York, 1977, pp. 5-15.
 - 11) 三谷 徹: 私信.

付録: 凝縮相成分を含む場合の平衡計算方法

本計算では燃焼は、定圧で断熱かつ化学平衡が成り立つ条件下で行われるものとした。凝縮相を含む場合の平衡計算においても成分と火炎温度との間に成り立つ関係式は気相成分のみの場合（たとえば文献6や10）と基本的には同じである。すなわち、 n 個の原子と m 個の成分とから成る系を考えた場合、 m 個の平衡組成の断熱火炎温度を知るためには燃焼前後の各原子の保存式が n 個、各成分間の平衡式が $(m-n)$ 個、それにエネルギー式が1個必要である。ただし凝縮相成分を含む場合には、平衡式を導くに当たって凝縮相成分の分圧は無視することと、 $(m+1)$ 個の関係式を解く際に凝縮相成分とその物質の気相成分との平衡関係の正否を常に確かめて、成立しない場合には $(m-n)$ 個の平衡式のうち凝縮相成分に対応した式を除外しなければならないことに、その特徴がある。

ところで燃焼生成物に固体の炭素が含まれる場合、炭素原子の保存式と CO および CO₂ についての平衡式とから (1) 式が導かれる。

$$\frac{n_{C(c)}}{n_e} = \frac{N_{CO_2}}{n_e} - \left(K_{P_3} \cdot X_{O_2} + \frac{K_{P_3}}{K_{P_2}} \cdot X_{O_2}^{1/2} \right) \quad (1)$$

ここで $n_{C(c)}$ は固体の炭素のモル数、 n_e は燃焼生成物の気相成分の総モル数、 N_{CO_2} は未燃の二酸化炭素のモル数、 X_{O_2} は燃焼生成物中の酸素のモル数、 K_{P_3} と K_{P_2} はそれぞれ $CO + 1/2 \cdot O_2 = CO_2$, $C(c) + O_2 = CO_2$ の反応に対応した平衡式である。(1)式は、右辺 > 0 のときにのみ炭素の凝縮が起こることを示している。その条件は、 N_{CO_2} のオーダーを1とすると $P=1 \text{ atm}$ のとき $T=1500$ と $T=3500 \text{ K}$ では、それぞれ X_{O_2} が 10^{-17} と 10^{-14} より低くなることである。このことは、通常の火炎の場合には解離による酸素が比較的多量に存在しているため炭素の凝縮は起こらないことを示唆している。

本計算で実際に凝縮相を含む組成を求めるに当たっては、燃焼生成物は、Mg の場合は気相の CO₂, CO, O₂, O, Mg, MgO および凝縮相の Mg, MgO, C の9成分、Al の場合には気相の CO₂, CO, O₂, O, Al, AlO, Al₂O および凝縮相の Al, Al₂O₃, C の10成分とから成るとした。炭化物は一部の熱化学データが不明であることから本計算では省いた⁹⁾。計算は、まず気相の成分のみと仮定してある温度 T_e における組成を計算する。そこで得られた金属蒸気あるいは金属酸化物蒸気の分圧を T_e におけるそれぞれの飽和蒸気圧と比較し、飽和蒸気圧の方が低い場合にのみ相平衡が成り立ち凝縮相の成分が存在するものとする。さらに T_e から、凝縮した成分は固体か液体かを判別する。最後にこのようにして求めた組成を (1) 式に代入して炭素の凝縮の有無を判断する方法をとった。計算に用いた各成分の生成熱や定圧比熱、平衡定数の値は JANAF の表⁴⁾から引用した。なお本計算方法の結果と Gordon & McBride のプログラム⁵⁾によって計算した結果とを比較したところ非常に良く一致することが確認された¹¹⁾。