

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

ジェットエンジンサイクル検討における熱力学物性値について（その3）
Thermodynamic properties of working substances on jet engine cycle
studies (3rd report)

二村 尚夫
Hisao FUTAMURA

2017年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

ジェットエンジンサイクル検討における熱力学物性値について（その3）

二村 尚夫*¹

Thermodynamic properties of working substances on jet engine cycle studies (3rd report)

Hisao FUTAMURA

概要

前2報に引き続き,ジェットエンジンにおける熱力学,内部空気力学に重要となる燃焼ガスの熱力学物性値に関し,実在気体として取り扱う場合の基本的な状態方程式,データ数表等を紹介する.

ABSTRACT

Thermodynamic properties of combustion gas component molecules are calculated accounted for real gas effects and compared with available data with engineering review. Equations of state for pure substances and thermodynamic functions are tabulated and drawn on charts.

Keywords: thermodynamics, real gas effect, chemical equilibrium, combustion, thermodynamic function, equation of state, virial coefficient, Helmholtz free energy

記号 1)

a	ヘルムホルツの自由エネルギー	α	無次元ヘルムホルツエネルギー
c_p	定圧熱容量(定圧比熱)	c_v	定容熱容量(定容比熱)
G	ギブスの自由エネルギー	H, h	エンタルピー
K_p	圧力平衡定数	n	モル数
p	圧力,分圧	R	一般ガス定数
s	エントロピー	T	温度
v	比容積	ρ	密度
δ	換算密度	τ	逆換算温度

1 はじめに

JAXA 航空技術部門では,平成 15~23 年度にかけて「クリーンエンジン技術の研究開発」事業を実施し,引き続き平成 25 年度より「グリーンエンジン技術の研究開発事業」を実施している.当該事業の目的とする航空エンジンの環境適合性改善に関する指標,すなわち,エンジン騒音低減,エンジン排気中の有害物質低

* 平成 29 年 1 月 19 日受付 (Received 19, January, 2017)

¹ 航空技術部門 推進技術研究ユニット
(Propulsion Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

減,二酸化炭素排出の削減の割合は,定められたモデル大気²⁾に対して,実際の飛行時,もしくは地上運転時におけるデータを修正する形で評価されるのが標準であり,なるべく,これに沿った形式での評価が望ましい.この際,飛行状態とエンジン運転状態の組み合わせにより,エンジンサイクル中の代表点における温度,圧力,燃焼ガス組成は大きく変化し,各要素の性能,全体性能にも影響が及ぶ可能性がある.このエンジン内部の熱的,流体的状態の概略を把握する基になるのが熱力学によるエンジンサイクル計算であり,作動流体の熱物性データである.JAXA では従来より,ジェットエンジン,ロケットエンジンの性能推定および極超音速空力学の分野で化学熱力学計算を利用している³⁻⁶⁾.第1報⁷⁾では標準大気と化学平衡について,第2報⁸⁾では圧縮過程で重要となる実在気体効果と各種状態方程式について述べた.第3報ではタービンを駆動する燃焼ガスについて,その成分の特性と燃料の特性についてまとめる.

2 燃料および燃焼ガスの熱力学的取り扱いの背景

2.1 熱力学の成り立ち

ある種の物質が3態(固体,液体,気体)を示すことは,当然経験的に知られていたが,古典的熱力学はボイル,シャルルの法則から理想気体の圧力-体積-温度(PVT)関係を中心に熱力学第1法則,第2法則が見出された.しかしながら身近な物質である水,二酸化炭素がこれに従わないことから融解熱,蒸発熱といった潜熱を含む形で相変化を含む工業熱力学に発達した.化学反応係数の関係からようやく分子論が受け入れられ,単原子分子,2原子分子,多原子分子の回転自由度から,各自由度が一般ガス定数の半分を占めることが提案され,ボルツマンの統計熱力学的なエントロピーの微視的表現がアボガドロ数を物理的に意味のあるものとし,理論物理学は順次原子構造に踏み込んでいった.純粋物質の状態方程式は,熱量計測に基づく比熱の温度,圧力依存を明らかにすることから始まり,次に分光学の発達により理想気体の精密な比熱計測から理想気体の熱力学表が作られていった.熱力学の成立と非理想性への展開については,多くの著書に詳しい⁹⁾.

2.1.1 理想気体における熱力学関数

理想気体は相互作用がなく大きさを持たない気体分子からなる仮想的な流体であり,実在気体も圧力が無限小の極限で理想気体の特性に一致する.NIST/JANAFの熱力学表¹⁰⁾では,実用上,圧力1bar,温度298.15Kを標準状態としてエントロピーは0Kにおいて0,エンタルピーの基準も298.15Kで0としている.このため同表における圧力は実際にはフガシティである.理想気体の熱力学関数値 T/K , $C_p(T)$, $S(T)$, $-[G^\circ - H^\circ(T_r)]/T$, $H^\circ - H(T_r)$, $\Delta_f H^\circ$, $\Delta_f G^\circ$, $\log K_f$ が温度0K~6000Kまでの表になっており,化学反応計算に用いるため,掲載されている化合物,標準状態で不安定な相の熱力学関数は,純元素の標準状態を基準としてエントロピー,エンタルピーの修正値が各表に記載され,その説明も詳しく解説されている.前報の空気の熱物性計算に関しては,大気温度から圧縮機出口温度のレベルにおいて N_2 , O_2 の解離が無視できるとして微量成分を高温における化学平衡のみの考慮とし,また,環境条件として,国際標準大気における取扱いに倣い,乾燥空気として H_2O を含まないものとした.本報における燃焼ガスの熱物性の取扱いに関しては,炭化水素とその燃焼生成成分として H_2O , CO_2 ,環境規制成分として微量ながら NO_x が含まれるため,熱サイクルとしてこれらの点が考慮されなければならない.

2.1.2 実在気体の熱力学関数

実在気体効果を考慮した状態方程式としては,分子の大きさと分子同士の引力を考慮したファン・デル・ワールスの状態方程式と実在物質のPVT関係の理想気体からのずれをカマーリング・オンネスが圧力を密度の解析的無限級数として定義したビリアル方程式の2式があり,これらから高精度化,普遍化を目

指して改良された様々な状態方程式が開発されている¹¹⁾。

2.1.3 新しい状態方程式

当報告では、Keenanの蒸気表¹²⁾から使われ始めた、無次元ヘルムホルツ自由エネルギーを換算密度 $\delta (= \rho / \rho_c)$ と逆換算温度 $\tau (=T_c/T)$ で表すマルチパラメータ状態方程式を用いる¹³⁾。具体的にはGERG2004状態方程式¹⁴⁾の関数形を採用し、係数はGERG2008¹⁵⁾を使用する。式化されていない微量成分については、NIST-JANAFの熱力学表を基にGERG式の理想気体分の無次元ヘルムホルツ自由エネルギーの係数を求めて使用する。

2.2 混合物の熱力学

物理学上、新たなる原子の発見は、混合物からの特定物質の分離が基本であった。それほど身の回りの自然界は混合物より成り立っており、空気、海水、岩石と、純粋物質として存在するのは金など極めて少数である。熱力学的には、純物質の固体・液体・気体間の関係を相の変化として、相間の平衡、相の安定性、臨界領域の熱力学的挙動が定量的に明らかになり¹⁶⁾、混合物についても相内、相間の平衡などが理論的に研究されている¹⁷⁾。一方で純物質の熱力学モデルから混合物の熱力学特性を推定するには、純物質としての理想気体分と非理想気体分およびドルトンの混合則に従う理想混合に加えて混合に由来する非理想分が与えられなければならない。この部分は温度、圧力、組成の関数となり、完全には2成分間から全成分間までの全ての組み合わせの和として表され得るが、莫大なデータを必要とするため3成分の関係も減多に求められることはない。このため別の観点から単純化することが求められているが、あらゆる混合物に適用可能な固体、液体、気体の全ての相を含む混合物の熱力学モデルは系の複雑さから十分なデータベースが揃っていない状況である。このため、必要なだけの非理想性だけを取り入れることが現実的である。

3 データ

3.1 温度圧力の範囲

環境としての大気状態は高度、緯度、季節により大きく変化することが知られている。この大気は湿度および降雨、降雪が含まれる。現在のジェットエンジンはこの空気を吸い込み、圧力に関しては、最大60倍の圧力まで圧縮する。今後の増加を考慮すると100気圧まで使用できることが適当である。温度に関しては民間用および軍用ジェットエンジンのタービン入り口温度は1800°Cに達しているが、局所燃焼温度はさらに高く、アフターバーナでは当量比まで燃焼させることを考慮すると3000Kまでをカバーしていることが望ましい。

3.2 採用する状態方程式

ジェットエンジンサイクル計算では空気と燃焼ガスが作動流体でありNISTにおける参照流体の状態方程式となっているHelmholtz自由エネルギー型状態方程式である、GERG2008状態方程式を基本とする。

3.3 考慮すべき化学種

ジェットエンジンサイクル計算を行う上で大気については国際標準大気の規定ではN₂、O₂、Ar、CO₂、Ne、He、Kr、Xe、CH₄、H₂の10化学種の混合物とされているが、Arまでで99.656%のモル数を占め、次位のCO₂は時刻場所によって異なり、希ガス類は燃焼に関与しないため除外し、N₂、O₂、Arの混合物とする。一方でジェット燃料

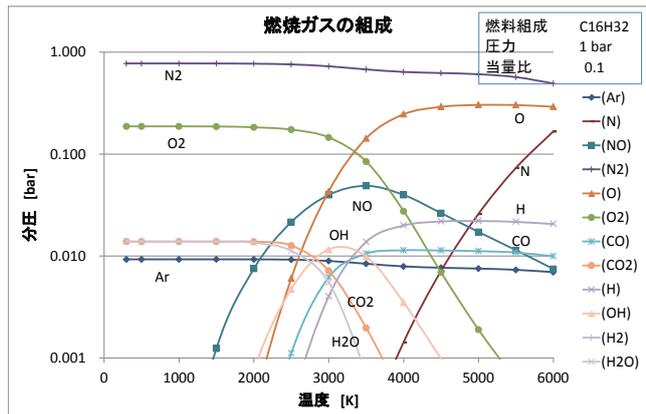


図1 空気-炭化水素(C₁₆H₃₂)燃焼ガス組成例

の燃焼ガスについては生成される化学種を見積もるため NIST-JANAF 熱力学表に掲載の化学種のうち国際標準大気の成分と炭素，酸素，水素，窒素から構成される化合物とその土のイオン，電子，合計 104 化学種について 1bar，100~6000K まで化学平衡計算を行った．図 1 に結果の代表例を示す．当量比 0.5 までの広い温度範囲で 0.1%以上の組成となりうるのは 12 化学種に限られることが分かる．当量比 1 以上では，いわゆる不完全燃焼が生じ CO 分率が上昇し，CH₄，NH₃などの生成も有り得る．このうち N，O，H，NO などに関しては，実在気体状態方程式は未開発であり，現状では推定に頼らざるを得ない．また，これらの成分は熱的に不安定であったり反応性が強く，単体で存在することが困難で良好な計測データが得られていない．理想気体分の熱物性値は分光学的に決定することができるが，実在気体分は実験値に依存するため精度よく広範囲に求めることができていない．

3.3.1 微量成分の熱物性推定

実在気体効果として熱物性値を推定するには分子間力を考慮する必要があり，中性分子に関しては，ファンデルワールス力を考慮する．N，O，H などの単原子分子については，分散力効果のみ，OH，NO などは，極性と分散力を考慮する．理論的には Lennard-Jones ポテンシャルの推定と換算第 2 ビリアル係数に関する対応状態原理を適用することもできるが極めて煩雑で精度も不確かである．GERG 状態方程式は対応状態原理と精密な熱量測定によって計測精度以下の計算精度を与えられているが，微量成分については精密な熱量測定はほとんど不可能である．

GERG 状態方程式は無次元ヘルムホルツ自由エネルギーであり，単体の式は理想気体分と剰余分の和

$\frac{a}{RT} = \alpha = \alpha^o + \alpha^r$ で表される．理想気体分については成分 i に関し次式で表される．

$$\alpha^o_{oi}(\rho, T) =$$

$$\frac{R^*}{R} \left[\ln \left(\frac{\rho}{\rho_{ci}} \right) + n^o_{oi,1} + n^o_{oi,2} \frac{T}{T_{ci}} + n^o_{oi,3} \ln \left(\frac{T}{T_{ci}} \right) + \right.$$

$$\left. \sum_{k=4,6} n^o_{oi,k} \ln \left| \sinh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right| + \sum_{k=5,7} n^o_{oi,k} \ln \left| \cosh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right| \right] \quad (1)$$

さらにこの式の無次元逆換算温度に関する 1 次および 2 次の偏微分は次のように表される．

$$\left(\frac{\partial \alpha^o_{oi}(\rho, T)}{\partial (T_{ci}/T)} \right)_{\rho} = \frac{R^*}{R} \left[n^o_{oi,2} + n^o_{oi,3} \frac{T}{T_{ci}} + \sum_{k=4,6} n^o_{oi,k} \frac{\vartheta^o_{oi,k}}{\tanh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right)} - \sum_{k=5,7} n^o_{oi,k} \vartheta^o_{oi,k} \tanh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right] \quad (2)$$

$$\left(\frac{\partial^2 \alpha^o_{oi}(\rho, T)}{\partial (T_{ci}/T)^2} \right)_{\rho} = \frac{R^*}{R} \left[-n^o_{oi,3} \left(\frac{T}{T_{ci}} \right)^2 - \sum_{k=4,6} n^o_{oi,k} \frac{(\vartheta^o_{oi,k})^2}{\left(\sinh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right)^2} - \sum_{k=5,7} n^o_{oi,k} \frac{(\vartheta^o_{oi,k})^2}{\left(\cosh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right)^2} \right] \quad (3)$$

$\frac{T_{ci}}{T} = \tau$ として，上記の偏微分で定圧比熱，比エンタルピー，比エントロピーを表すと

$$\frac{C_p^o}{R} = -\tau^2 (\alpha^o_{\tau\tau}) = \frac{R^*}{R} \left[n^o_{oi,3} + \left(\frac{T_{ci}}{T} \right)^2 \left(\sum_{k=4,6} n^o_{oi,k} \frac{(\vartheta^o_{oi,k})^2}{\left(\sinh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right)^2} + \sum_{k=5,7} n^o_{oi,k} \frac{(\vartheta^o_{oi,k})^2}{\left(\cosh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right)^2} \right) \right] \quad (4)$$

$$\frac{h^o}{RT} = 1 + \tau \alpha^o_{\tau}$$

$$= 1 + \frac{R^*}{R} \left[n^o_{oi,3} + \frac{T_{ci}}{T} \left(n^o_{oi,2} + \sum_{k=4,6} n^o_{oi,k} \frac{\vartheta^o_{oi,k}}{\tanh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right)} - \sum_{k=5,7} n^o_{oi,k} \vartheta^o_{oi,k} \tanh \left(\vartheta^o_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T} \right) \right) \right] \quad (5)$$

$$\frac{s^\circ}{R} = \tau(\alpha^\circ_\tau) - \alpha^\circ$$

$$= \frac{R^*}{R} \left[n^\circ_{oi,3} + \frac{T_{ci}}{T} \left(\sum_{k=4,6} n^\circ_{oi,k} \frac{\vartheta^\circ_{oi,k}}{\tanh\left(\vartheta^\circ_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T}\right)} - \sum_{k=5,7} n^\circ_{oi,k} \vartheta^\circ_{oi,k} \tanh\left(\vartheta^\circ_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T}\right) \right) - \ln\left(\frac{p}{p_{ci}}\right) - n^\circ_{oi,1} - n^\circ_{oi,3} \ln\left(\frac{T}{T_{ci}}\right) - \sum_{k=4,6} n^\circ_{oi,k} \ln\left|\sinh\left(\vartheta^\circ_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T}\right)\right| - \sum_{k=5,7} n^\circ_{oi,k} \ln\left|\cosh\left(\vartheta^\circ_{oi,k} \frac{T_{ci}}{T}\right)\right| \right] \quad (6)$$

となる。GERG 状態方程式では $T_{ref}=298.15K$, $P_{ref}=0.1MPa$ において $h^0=0$, $s^0=0$ と決められているので、JANAF の熱物性値表を参考に微量成分 H, O, OH, NO の係数を試行錯誤でもとめた(表 1)。ただし各係数は最適化されていないので必要に応じ求めなおすことを勧める。

表 1 微量成分の GERG 式近似係数

化学種	$n^\circ_{oi,1}$	$n^\circ_{oi,2}$	$n^\circ_{oi,3}$	$n^\circ_{oi,4}$	$n^\circ_{oi,5}$	$n^\circ_{oi,6}$	$n^\circ_{oi,7}$
H	6.999825	-2.49998	1.499978	0	0	0	0
O	7.266887	-20.7087	1.498881	0.495	0.85	0	0
OH	9.112773	-32.4752	2.535335	1.136	48.95093	0.47	-8.97078
NO	1.057874	-17.2872	2.50754	1	1	0.15	0
				$\theta^\circ_{oi,4}$	$\theta^\circ_{oi,5}$	$\theta^\circ_{oi,6}$	$\theta^\circ_{oi,7}$
H				0	0	0	0
O				37.1	0.44	1	1
OH				9.03	0.042	39.9	0.041
NO				7.4	0.46	28	0

4 計算結果

4.1 純物質の熱物性近似

GERG2008 状態方程式中の N_2 , O_2 , H_2O , CO_2 , H_2 , CO について CP°/R および $(H^\circ - H^\circ_{ref})/RT$ と JANAF の熱力学表を比較した(図 2~7)。また、燃焼ガスの計算で必要になる H, O, OH, NO についても表 1 の係数を用いて同様にグラフ化した(図 8~11)。図 2~7 の図より 1500K 以上の温度において GERG2008 の状態方程式は理想気体分の定圧比熱を小さ目に推定することが分かる。式(4)の係数のうち $n^\circ_{oi,3}$ は定圧比熱のうち温度に関し一定の分、すなわち剛体分子モデルを表す。高温側で定圧比熱が緩やかに上昇するのは $n^\circ_{oi,4}$ と $n^\circ_{oi,6}$ の効果である。本報告では GERG の状態方程式のうち α° の係数に $n^\circ_{oi,8}$ と $\theta^\circ_{oi,8}$ を追加して 3000K まで精度よく推定できるよう 5 種の物質に対し適切な解を与える係数を求めた。図 12~16 に結果を、表 2 に新しい係数を与える。H, O, OH, NO については項を追加せずに 3000K まで問題なく使用できる。

4.2 混合物の熱物性値

混合物の熱力学特性については理想気体の仮定ではドルトンの分圧の法則が成り立つ。実在気体に対しては混合物の構成物質の性質により、i)混合則と結合則による推定、ii)統計力学計算による推定などの方法がある¹¹⁾。気体、液体、超臨界すべての相に普遍的に適用できる手法は理論的にも経験的にも開発されていない。従って、サイクル計算が対象とすべき物質の圧力-温度の範囲内に限定して適用する必要がある。

GERG2004 状態方程式では、マルチパラメータ流体方程式の考え方に則り、成分単体の状態方程式とその代数和に加え、二元流体混合物の実測データを基に混合の無次元ヘルムホルツエネルギーをファンデルワールス 1 流体方程式の形で定めている。

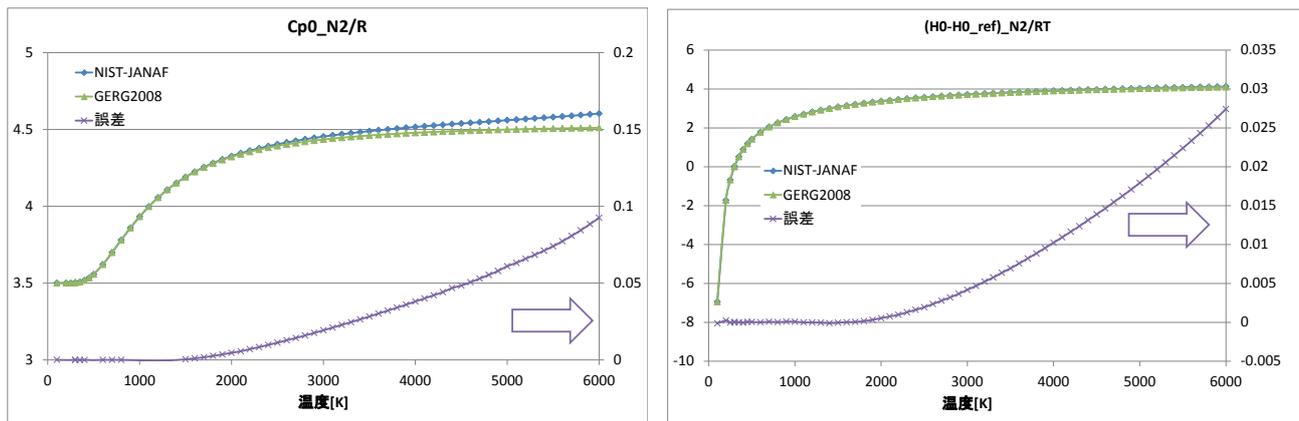


図 2 窒素(N_2)の定圧比熱とエンタルピー比較

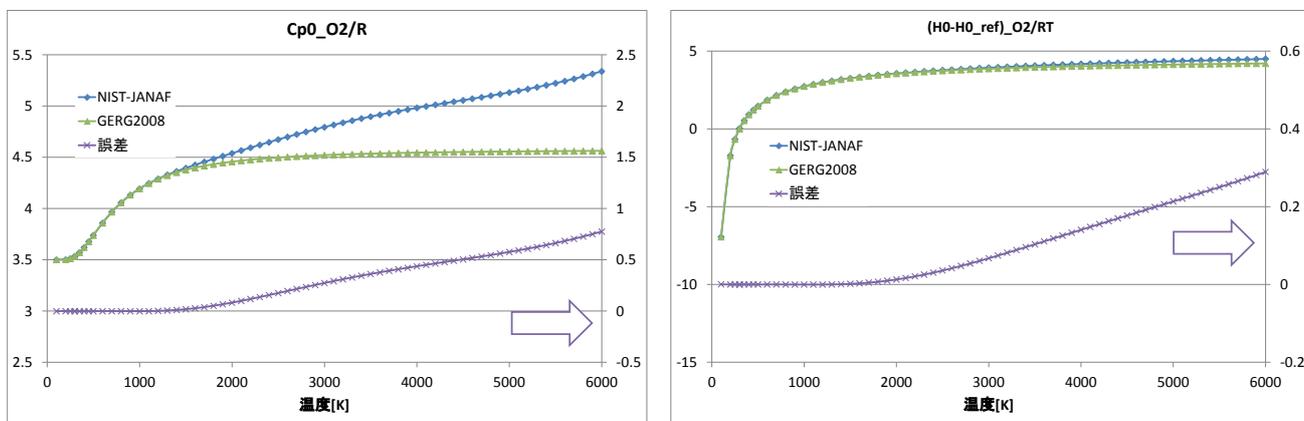


図 3 酸素(O_2)の定圧比熱とエンタルピー比較

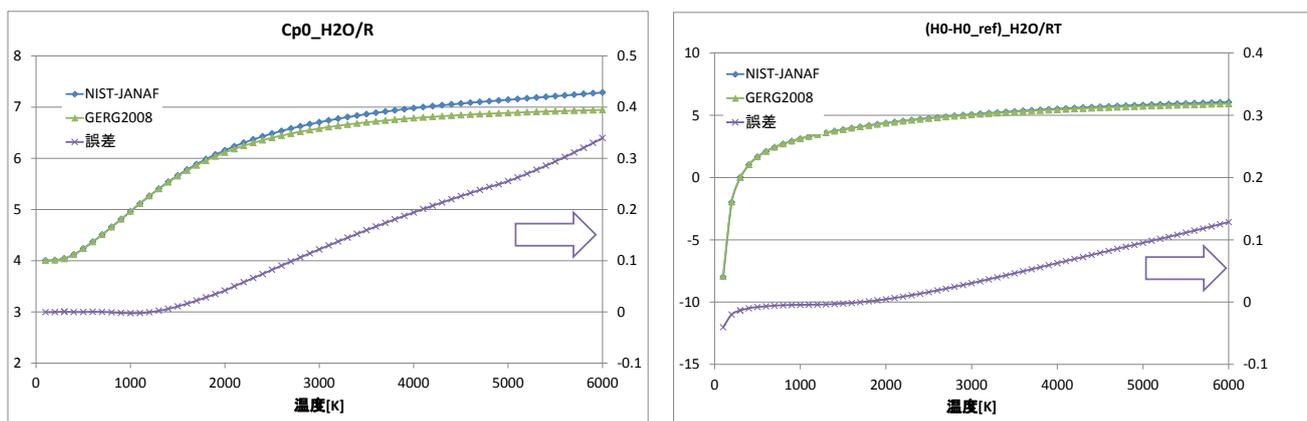


図 4 水蒸気(H_2O)の定圧比熱とエンタルピー比較

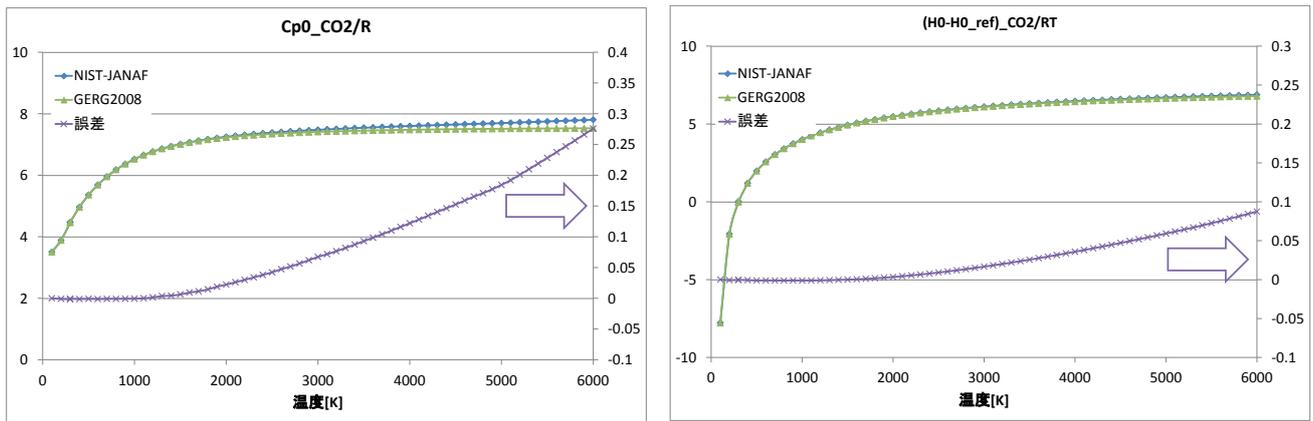


図5 二酸化炭素(CO₂)の定圧比熱とエンタルピー比較

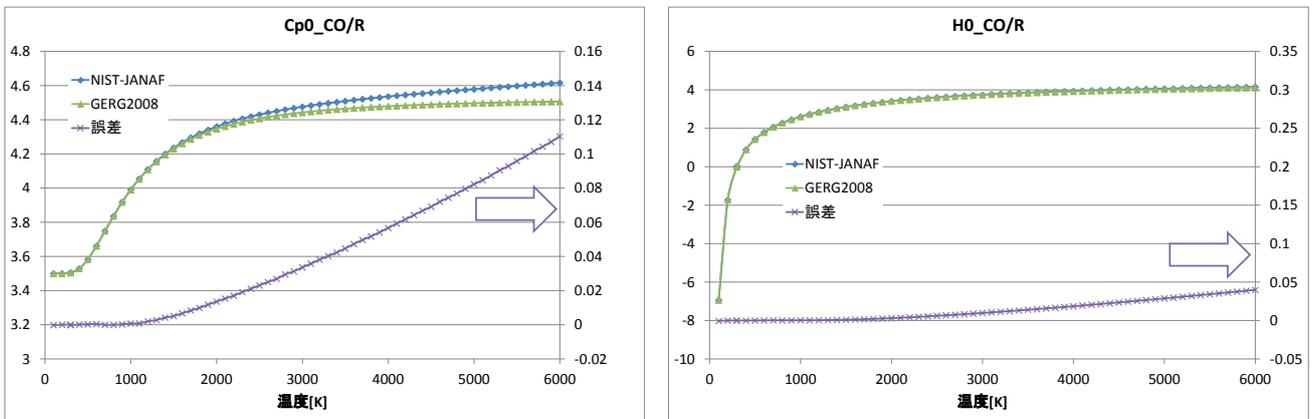


図6 一酸化炭素(CO)の定圧比熱とエンタルピー比較

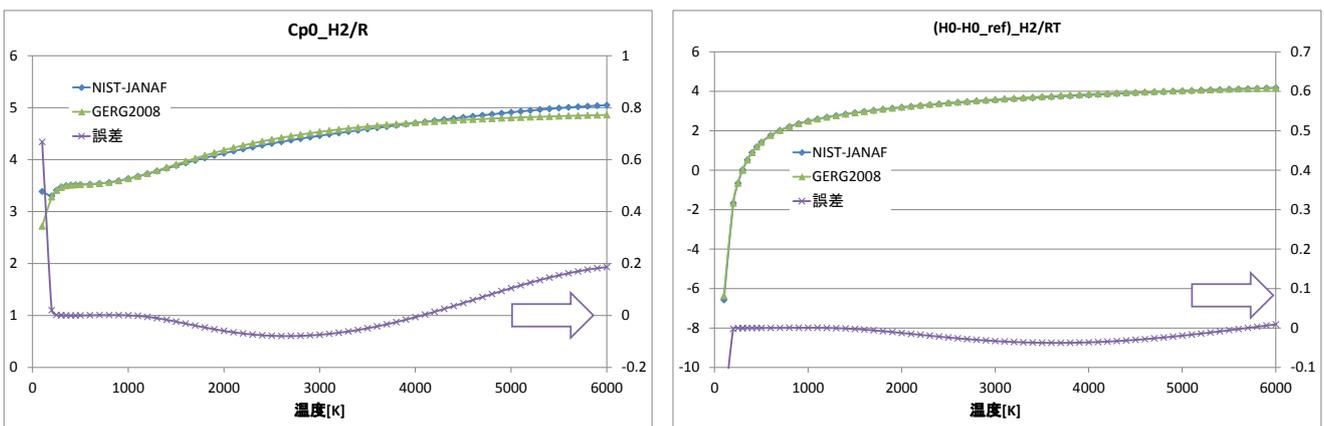


図7 水素(H₂)の定圧比熱とエンタルピー比較

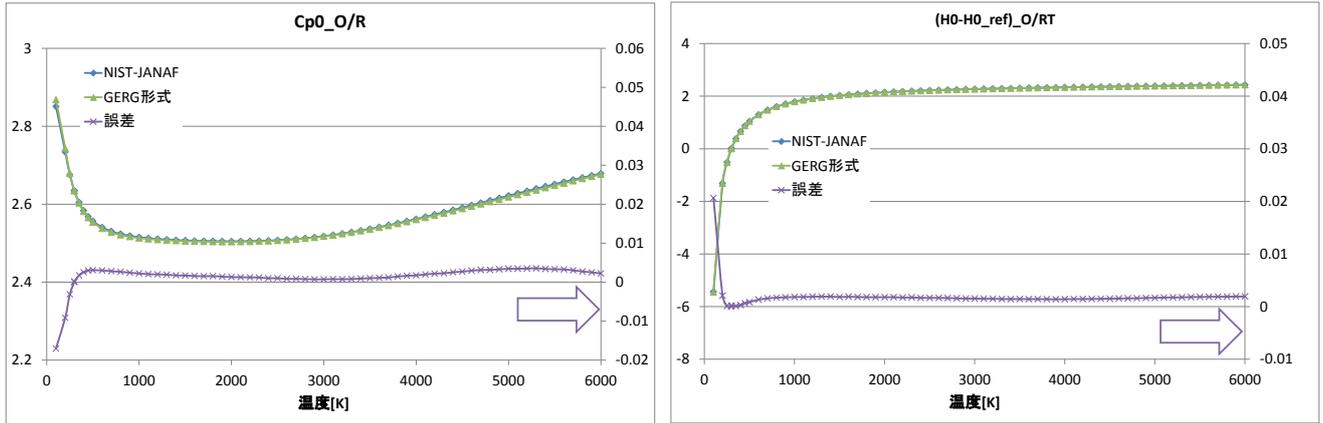


図 8 酸素原子(O)の定圧比熱とエンタルピー比較

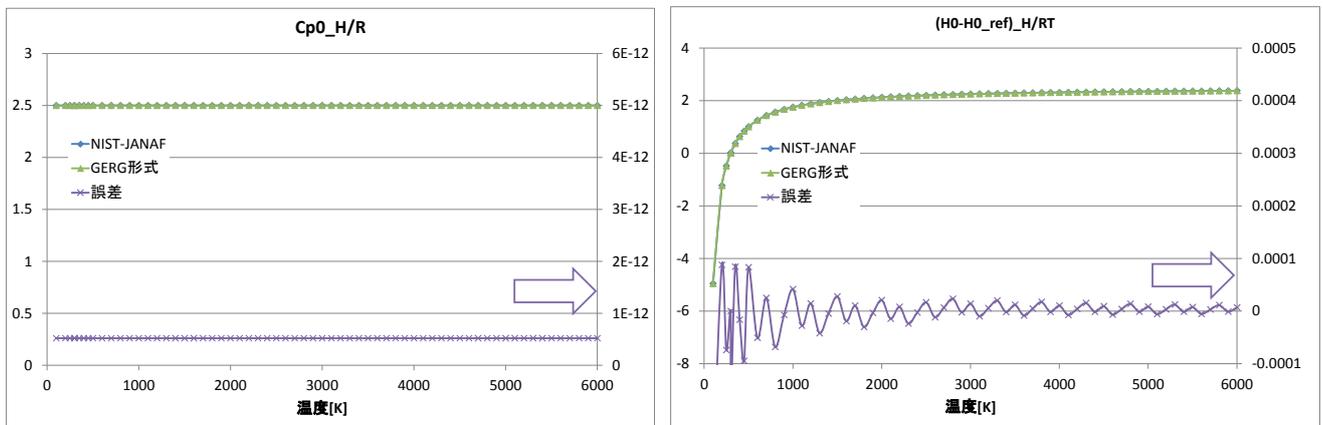


図 9 水素原子(H)の定圧比熱とエンタルピー比較

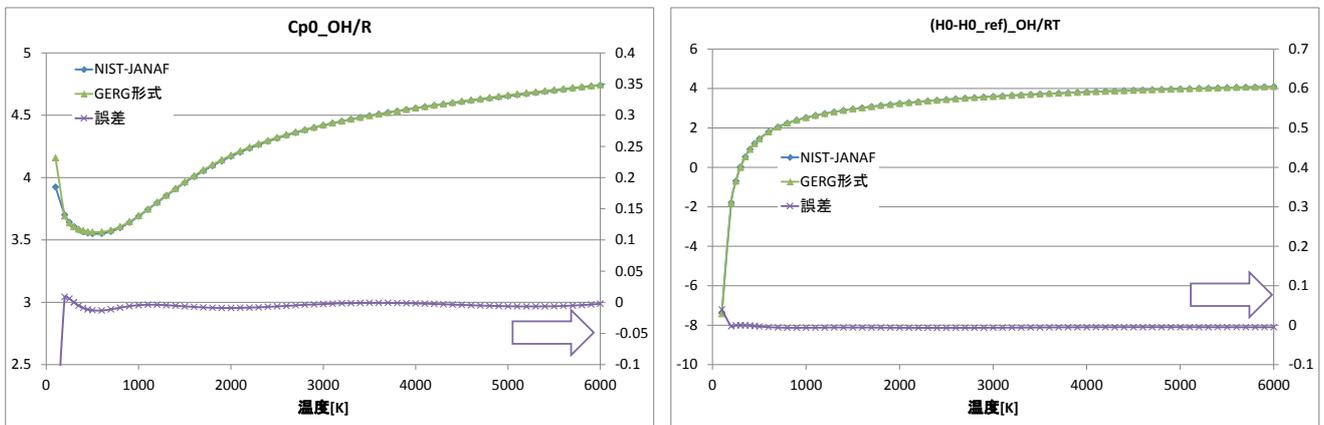


図 10 水酸基(OH)の定圧比熱とエンタルピー比較

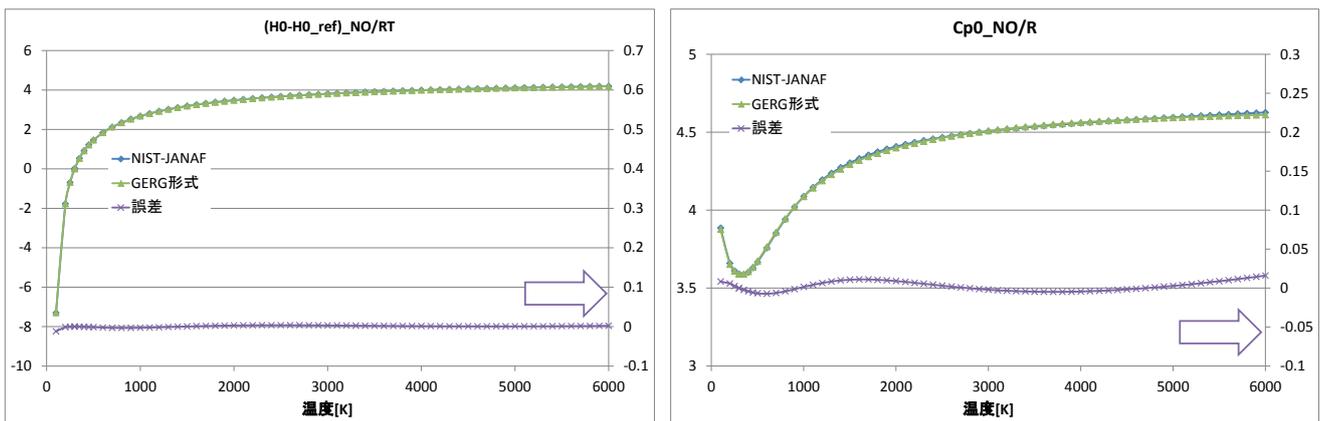


図 11 一酸化窒素(NO)の定圧比熱とエンタルピー比較

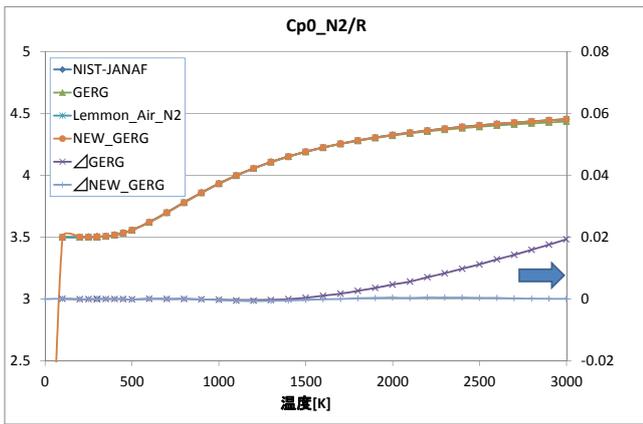


図 12 窒素 (N₂) の新係数による定圧比熱

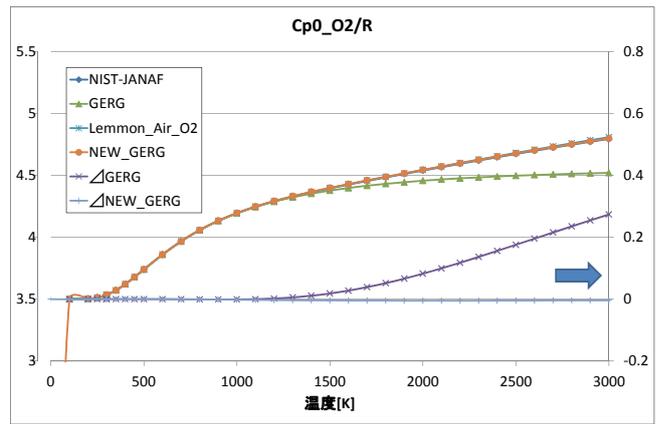


図 13 酸素 (O₂) の新係数による定圧比熱

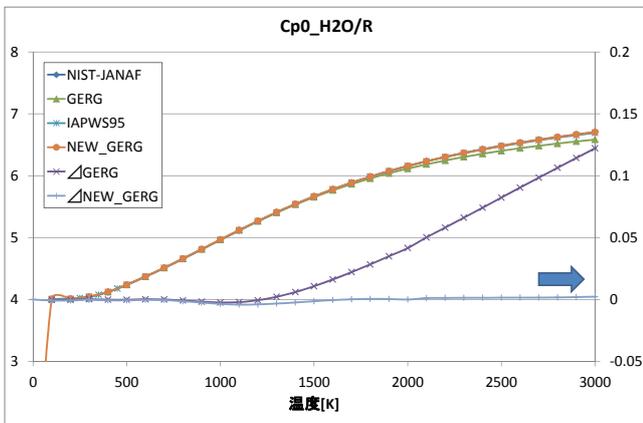


図 14 水蒸気 (H₂O) の新係数による定圧比熱

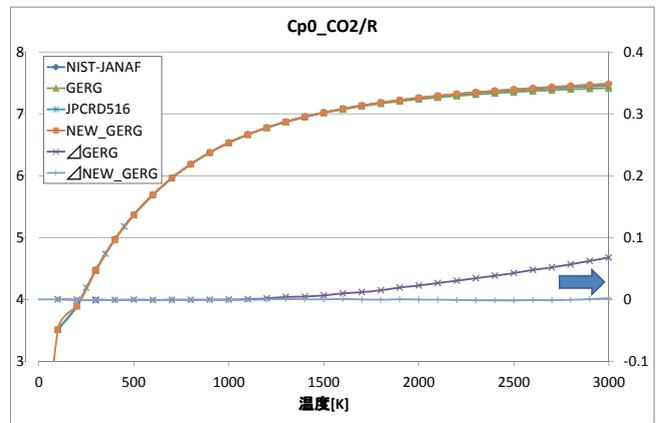


図 15 二酸化炭素 (CO₂) の新係数による定圧比熱

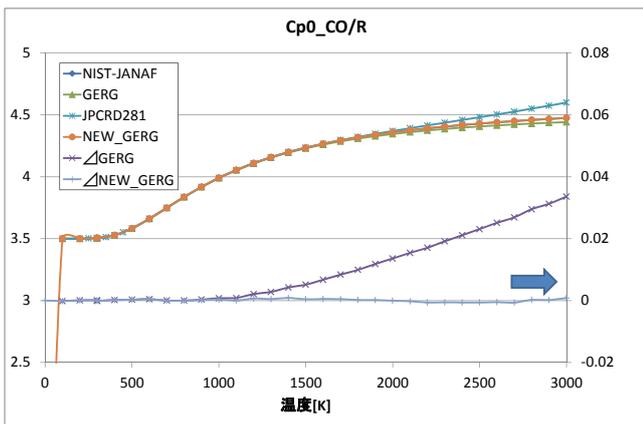


図 16 一酸化炭素 (CO) の新係数による定圧比熱

表2 有効温度範囲を拡大した GERG 式近似係数

化学種	$n^{\circ}_{oi,1}$	$n^{\circ}_{oi,2}$	$n^{\circ}_{oi,3}$	$n^{\circ}_{oi,4}$	$n^{\circ}_{oi,5}$	$n^{\circ}_{oi,6}$	$n^{\circ}_{oi,7}$	$n^{\circ}_{oi,8}$
N ₂	11.14791	-27.3357	2.50031	0.13732	-0.1466	0.90066	0	0.093
O ₂	10.58045	-46.4336	2.501338	1.07558	1.01334	0	0	0.835
H ₂ O	8.452344	-14.9267	3.004413	0.01059	0.98763	3.06904	0	0.34
CO ₂	12.0473	-19.3215	2.498734	2.04452	-1.06044	2.03366	0.01393	0.178
CO	10.86791	-22.829	2.500629	1.02865	0.00493	0	0	0.079
				$\theta^{\circ}_{oi,4}$	$\theta^{\circ}_{oi,5}$	$\theta^{\circ}_{oi,6}$	$\theta^{\circ}_{oi,7}$	$\theta^{\circ}_{oi,8}$
N ₂				5.251823	-5.39307	13.78899	1*	55.2
O ₂				14.46172	7.223325	1*	1*	37.65
H ₂ O				0.415387	1.763896	3.874804	1*	8.6
CO ₂				3.022758	-2.84443	1.589964	1.121596	18
CO				11.6698	5.302762	1*	1*	37.9

注 *はプログラミング上のエラーを避けるためで正の任意の実数でよい

4.3 燃料の熱物性近似

ジェットエンジンサイクルを検討する上で、燃料についての検討が必要である。前述のとおり、水素、メタン、あるいはグラファイト炭素等の単純な組成の燃料は熱力学特性が良く知られているが、石油や天然ガスとして使用される炭化水素については、混合物として産出、または輸送、貯蔵、消費されることが多く、本報が採用した GERG2004 状態方程式も天然ガスの工業的利用のために開発されたものである。一方、輸送用機器に使用されるガソリン、軽油、灯油、重油は常温常圧で液体であり、いずれも、その組成は原産地、燃料規格により様々である。液体燃料の性状については、専門書に詳しい¹⁸⁾。航空機用エンジンに用いられる燃料については、物理的性質の他に運用上の要求が時代と共に変化してきた。これについては米国空軍の資料¹⁹⁾があり、付録にその抄訳を付す。

液体燃料を熱力学的に取り扱う場合、Amagat は混合溶液においては、その温度、総圧において各成分の体積の和が、混合溶液の体積に等しいとする法則を見出した。ルイス・ランドールは、この法則を混合気体に適用する場合に『溶体の密度が小さい程、いいかえれば分子間の平均距離が大きいほど、所与の一組の物質からなる溶体はより完全溶体になると考えるのは妥当であろう。』としたが、プリゴジヌ・デフュイはこの誤りを指摘しており、Pitzer, Brewer の改訂の時代 1961 年には、これが一般に成り立たないことが示されている²⁰⁾。より正しくは非理想性の元となる分子間力について、異分子間の分子間力に起因する混合のエントロピーの残余エントロピーの生成を考慮する必要があるが、化学種の数を N とすると、

$$2 \text{ 種類の化学種の組み合わせは } nC_2 = \frac{N!}{(N-2)!2!} = \frac{N^2 - N}{2} \text{ と約 2 乗で多くなるように、さらに第 3 ビリアル係}$$

数以上の係数に関わる多分子間のポテンシャルを考慮する必要がある場合には、N が大きくなると極めて大きい組み合わせとなるため、この係数はほとんど求められていない。ジェット燃料はブレイトンサイクル上は圧縮された空気と圧力一定で燃焼され、高温高压のガスとなる。空気や気体燃料と異なり液体燃料の圧縮仕事は小さいのでサイクル計算上は補機仕事としてエンジン出力から差し引かれるのが通例である。従って燃料や潤滑油のポンプ仕事をサイクル検討に含める必要はない。

ジェットエンジンの作動流体として、燃焼ガスはエンジン出力と燃費向上の観点から空気と完全燃焼させることが望ましい。しかしながら燃焼反応の化学熱力学的考察から、高温燃焼においては燃焼ガス成分の熱解離を考慮する必要がある。熱機関としての取り扱いからは燃焼の総括反応式の化学平衡状態を用いることが1930年代から行われ²¹⁾、空気-炭化水素の燃焼ガスに関する熱力学表が作成され、サイクル計算に用いられた^{22,23)}。

燃焼ガスの生成プロセスは、燃料と空気の化学反応であり、燃焼温度の計算方法は、熱力学、燃焼学、物理化学の教科書の多くに掲載されている²⁴⁾。炭化水素燃料の最も重要な熱物性値である燃焼熱あるいは標準燃焼エンタルピー $\Delta_c H^\circ$ は1モルの炭化水素が標準状態(298.15K, 1bar)の下で、総てCO₂とH₂Oに完全燃焼反応するとき放出されるエンタルピー $\Delta_r H^\circ$ であり、このエネルギー保存は次式で表される²⁵⁾。

$$\Delta_r H^\circ = \sum_{\text{生成系}} \nu H_m^\circ + \sum_{\text{反応系}} \nu H_m^\circ \quad (7)$$

炭化水素の組成をC_aH_bとしたときの酸素との化学反応式は



であり、標準状態で酸素のエンタルピーは0と定義するのが通例であるため、燃料の組成(水素/炭素比)と生成エンタルピーがわかれば、二酸化炭素と水の標準状態における生成モルエンタルピーがそれぞれ

$\Delta_f H^\circ_{CO_2} = -393.522 \left[\frac{kJ}{mol}\right]$, $\Delta_f H^\circ_{H_2O} = -241.826 \left[\frac{kJ}{mol}\right]$ であることから、発熱量は式(9)で表される。

$$\Delta_c H^\circ_{\text{-fuel}} = \Delta_f H^\circ_{\text{-fuel}} + a\Delta_f H^\circ_{CO_2} + \frac{b}{2}\Delta_f H^\circ_{H_2O} \quad (9)$$

この式から生成モルエンタルピー $\Delta_f H^\circ$ と発熱量 $\Delta_c H^\circ$ は相互に求めることが可能である。

一般の定圧燃焼計算は当量比を ϕ として、式(8)(9)より反応前後における空気および燃料の総エンタルピー H_u 、と燃焼ガスの総エンタルピー H_b が式(10)を満足する温度 T_b をもって燃焼温度とする。

$$H_u(T_u) + \phi\Delta_f H^\circ_{\text{-fuel}} = H_b(T_b) \quad (10)$$

このとき、炭素は個体のグラファイトが標準状態であるため、理想気体状態の一酸化炭素と二酸化炭素を反応式に採用し、その熱力学量(エントロピーとエンタルピー)を温度の関数にしておく都合が良い。有機物液体の定圧比熱の推定法²⁶⁾炭化水素の標準生成エンタルピー、エントロピーの推定法²⁷⁾など炭化水素については多くの研究がある。ここでは、化学種の熱力学特性計算用の係数について、有用なものを表3にリストアップする^{28,29,30)}。気体燃料についても同じNISTの報告書に掲載されている。また表4にJet-A燃料の熱力学計算式とその係数を示す³¹⁾。沸点から考えると225°C付近で沸騰する混合油としてC₁₀芳香族、C₁₁ナフテン、C₁₂パラフィンで近似できる³²⁾。

表 3 各種液体燃料の熱力学特性^{24,27)}(ジェット燃料は代表値²⁹⁾)

燃料	化学式	H/C	モル質量 [g/mol]	標準生成熱		低発熱量		C _p [°] (T _{ref}) [J/K·mol]	S [°] (T _{ref}) [J/K·mol]
				[kJ/mol]	[MJ/kg]	[kJ/mol]	[MJ/kg]		
n-ブタン	C ₄ H ₁₀	2.5	58.12	-147.5	-2.538	2636	45.35	135.00	231.00
n-ペンタン	C ₅ H ₁₂	2.4	72.15	-173.2	-2.401	3245	44.98	167.19	263.47
n-ヘキサン	C ₆ H ₁₄	2.333	86.18	-198.6	-2.305	3855	44.74	194.97	296.06
n-ヘプタン	C ₇ H ₁₆	2.286	100.20	-224.0	-2.235	4465	44.56	224.93	328.57
n-オクタン	C ₈ H ₁₈	2.25	114.23	-250.0	-2.189	5075	44.42	254.14	361.20
n-デカン	C ₁₀ H ₂₂	2.2	142.28	-300.9	-2.115	6294	44.24	314.47	425.89
n-ドデカン	C ₁₂ H ₂₆	2.167	170.33	-350.9	-2.060	7515	44.12	375.97	490.66
n-ヘキサデカン	C ₁₆ H ₃₄	2.125	226.44	-456.1	-2.014	9951	43.95	501.45	619.65
ベンゼン	C ₆ H ₆	1.0	78.11	49.0	0.627	3136	40.14	136.06	173.26
シクロヘキサン	C ₆ H ₁₂	2.0	84.161	-156.3	-1.857	3656	43.44	156.31	204.35
Jet-A(L)	C ₁₂ H ₂₃	1.91	167.31102	-303.403	-1.813	7220	43.147	350.332	448.106
Jet-A(g)	C ₁₂ H ₂₃	1.91	167.31102	-249.657	-1.492	7274	43.468	293.491	628.437
JP-10(L)	C ₁₀ H ₁₆	1.6	136.23404	-122.8	-0.901	5736	42.101	237.6	
JP-10(g)	C ₁₀ H ₁₆	1.6	136.23404	-86.856	-0.638	5772	42.364	152.560	359.201
JP-4	C ₁ H _{1.94}	1.94	13.96610	-22.723	-1.627	607.5	43.500		
JP-5	C ₁ H _{1.92}	1.92	13.94594	-22.183	-1.591	601.1	43.100		
JP-7	C ₁₂ H ₂₅	2.0192					43.500		
JP-8	C ₁₁ H ₂₁	1.9157					43.200		

表 4 ジェット燃料(Jet-A)の熱力学特性³¹⁾

$\frac{C_p^\circ}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$			
$\frac{H_T^\circ}{RT} = a_1 + \frac{1}{2} a_2 T + \frac{1}{3} a_3 T^2 + \frac{1}{4} a_4 T^3 + \frac{1}{5} a_5 T^4 + \frac{a_6}{T}$			
$\frac{S_p^\circ}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{1}{2} a_3 T^2 + \frac{1}{3} a_4 T^3 + \frac{1}{4} a_5 T^4 + a_7$			
	LIQUID:220K<T<550K	GAS:273K<T<1000K	GAS:1000K<T<5000K
a ₁	0.19049613 e 02	0.20869217 e 01	0.24880201 e 02
a ₂	-0.16918532 e-01	0.13314965 e 00	0.78250048 e-01
a ₃	0.63022035 e-03	-0.81157452 e-04	-0.31550973 e-04
a ₄	-0.13336577 e-05	0.29409286 e-07	0.57878900 e-08
a ₅	0.94335638 e-09	-0.65195213 e-11	-0.39827968 e-12
a ₆	-0.44803964 e 05	-0.35912814 e 05	-0.43110684 e 05
a ₇	-0.67690200 e 02	0.27355289 e 02	-0.93655255 e 02

ジェット燃料の規格については多くの物理的性質と生成プロセス(蒸留点)に加え、不飽和炭化水素、芳香族等の成分等の限界が規定されている。このなかでサイクル計算上必要な発熱量は規格上は最低限界値であり典型値ではない点に注意が必要である。燃焼の教科書には石油系燃料の熱的性質に対する経験式も掲載されている²⁴⁾。直鎖炭化水素の質量あたりの発熱量は炭素数の増加と共に一定値に近づくが、実測の水素/炭素比と物理的性質からは飽和炭素環、ベンゼン環、二重結合等により総ての燃料物性を満足する適切な混合物を規定するのは困難である。

5 まとめ

エンジンサイクル検討に必要な化学種を理想混合物の化学平衡計算により求めるとともに計算に必要な圧力、温度の範囲を検討した。圧力は 100bar まで、温度は 100~3000K の範囲で精度のよい状態方程式とその係数データが必要であり、GERG2008 状態方程式は有効な温度範囲が 1000K 程度であり、幾種類かの化学種に関しては温度の拡張が必要であることが分かった。これに対しては、GERG2008 状態方程式の理想気体部分に関して 1 項を追加するのみで可能であることが分かり、その係数を求めた。ジェット燃料については、規格上化学的組成が規定されていないため、化学種として特定することはできず、実用上、測定された比重や蒸留温度から物性値を推算する方法が編み出されている。化学熱力学計算用には NIST, NASA 等による代表値が公表されており、これを表にまとめた。

参考文献

- 1) 日本化学会, IUPAC 物理化学で用いられる量・単位・記号 第3版, 講談社サイエンティフィク, 2007
- 2) International Standardization Organization, STANDARD ATMOSPHERE, ISO 2533:1975,1975
- 3) 齊藤隆・鈴木邦男, 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (I)—現状とその検討—, 航空宇宙技術研究所, NAL TM-230, 1972
- 4) 相波哲朗, 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (II)—燃焼ガスの化学平衡計算と NO 濃度の計算—, 航空宇宙技術研究所, NAL TM-273, 1975
- 5) 平林則明・松崎利一, 分配関数に対する多項式近似とその応用, 航空宇宙技術研究所, NAL TM-434, 1981
- 6) 若松義男・荻田丈士・冠昭夫, 液水/液酸ロケットの推進剤および燃焼ガスの物性値高速計算用プログラム, 航空宇宙技術研究所, NAL TM-564, 1987
- 7) 二村尚夫, ジェットエンジンサイクル検討における熱力学物性値について, JAXA-RM-10-016, JAXA, 2011
- 8) 二村尚夫, ジェットエンジンサイクル検討における熱力学物性値について(その2), JAXA-RM-13-019, JAXA, 2014
- 9) 岡村和夫, 分子間力物語, 2010, 海鳴社
- 10) M. W. CHASE, JR., NIST-JANAF THERMOCHEMICAL TABLES FOURTH EDITION, JOURNAL OF PHYSICAL AND CHEMICAL REFERENCE DATA MONOGRAPH NO. 9, JANUARY 1998
- 11) J. V. Sengers, et al., Equations of State for Fluids and Fluid Mixtures, IUPAC, Elsevier, 2000
- 12) J. H. Keenan et Al., STEAM TABLES Thermodynamic Properties of Water Including Vapor, Liquid, and Solid Phases, 1969, John Wiley & Sons
- 13) R. Span, Multiparameter Equations of State, Springer, 2000

- 14) O. Kunz et al., The GERG-2004 Wide-Range Equation of State for Natural Gases and Other Mixtures, GERG TM15, GERG, 2007
- 15) O. Kunz et al., The GERG-2008 Wide-Range Equation of State for Natural Gases and Other Mixtures, An Expansion of GERG-2004, Journal of chemical & engineering Data 2012, vol. 57, 2012
- 16) 西森秀稔, 相転移・臨界現象の統計物理学, 新物理シリーズ 35, 培風館, 2005
- 17) E. Wilhelm 他, Heat Capacities Liquids, Solutions and Vapours, RSC Publishing, 2010
- 18) 日本機械学会, 燃焼工学ハンドブック, 丸善, 1995
- 19) AFAL/PRSF, History of Aviation Fuel Development in the United States, 1996
- 20) ルイス, ランドル 熱力学, 岩波書店, 1971/10/30
- 21) 田中敬吉, 栗野誠一, JS-Diagrams for Combustion Gases of Rich Mixture, 東京帝国大学航空研究所報告 118 号, 1935
- 22) General Electric Company, Properties of Combustion Gases/System: CnH2n-Air, Mc Graw-Hill, 1954
- 23) J. H. Keenan 他, GAS TABLES international version, John Wiley and Sons, 1983
- 24) 水谷幸夫, 燃焼工学 第2版, 森北出版, 1989年
- 25) P. W. ATKINS, アトキンス 物理化学(上) 第6版, 東京化学同人, 2001, P.72
- 26) Vlastimi Ruzicka, Jr. 他, Estimation of the Heat Capacities of Organic Liquids as a Function of Temperature Using Group Additivity, JPCRD vol.22, No.3, 1993
- 27) E. S. Domalski 他, Estimation of the Thermodynamic Properties of Hydrocarbons at 298.15K, JPCRD vol.17, No.4, 1988
- 28) J. Chickos 他, The enthalpies of vaporization and sublimation of exo- and endo-tetrahydrodicyclopentadienes at T=298.15K, J. Chem. Thermodynamics 2002, 34, 1647-1658, 2002
- 29) B J McBride, M. J. Zehe, Sanfoerd Gordon, NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species, NASA TP-2002-211556, Sept. 2002
- 30) T. Edwards, Kerosene” Fuels for Aerospace Propulsion – Composition and Properties, AFRL, Wright Patterson AFB, AIAA2002-3874, 2002
- 31) C. M. Gracia-Salcedo, T. A. Brabbs, B. J. McBride, Experimental Verification of the Thermodynamic Properties for a Jet-A Fuel, NASA TM 101475, 1988
- 32) Chevron Corporation, Aviation Fuels Technical Review, 2006

付録 A.

合衆国における航空燃料開発の歴史-AFRL / PRSF , ライト・パターソン空軍基地, OH, 米国空軍, 1996

A. はじめに-草創期

航空燃料の開発は、直接的に有人動力飛行の歴史と共に歩んできました。初めて相当な時間の飛行を可能にしたライト兄弟の重要な貢献としては、制御性を付加した可動翼面の巧妙な組み合わせが挙げられます。ライト兄弟は賢明なことに、もう一つの鍵が内燃機関であることを理解していました。軽量な原動機が無かったことは 19 世紀末の時点で、動力飛行を成功させる上で、主要なハンディキャップとなっていました。最も容易に利用可能であった機械、すなわち蒸気機関、を改造する試みはすべて失敗に終わっていました。フランス人、エチエンヌ・ルノワール、は 1860 年に最初の内燃機関を考案しました。彼は通常ピストン機関で使われる蒸気を置き換えるため、作動流体として空気中で石炭オイルガスを燃やしました。4 ストロークの内燃機関は 1876 年に N.A. オットーとユージン・ランゲンによって発明されましたが、彼らは石炭オイルガスを燃料とすることで、当時の蒸気機関よりずっと効率が良いことを示しました。もう 1 人のドイツ人、カール・ベンツ、は 1885 年に初めて道路上に信頼性が高いオットー機関を送り出し、自動車時代が始まりました。

ベンツにより示された成功にもかかわらず、アメリカのサミュエル・ラングレーは彼の最初の航空機に蒸気機関を選びました。ラングレーの無人航空機は 1896 年に成功裏に飛行して、動力飛行の可能性のドアを開きました。しかしながら、ラングレーの蒸気機関は有人飛行に十分な力を供給することができませんでした。議会から提供された有人飛行を奨励する資金と共に、ラングレーの助手、チャールズ・マンリー、は 1901 年にスティーヴン・バルツァーによる設計に基づいて 52 馬力の内燃機関を作りました。マンリーのエンジンは 2.4 ポンド / 馬力と、軽量蒸気機関のおよそ 10 分の 1 の重さですみました。それは当時、まさに注目に値するエンジンであり、最初の実用航空機エンジンと考えることができます。

石油工業は 19 世紀中頃には、照明用の石炭油と灯油を提供するために設立されていました。それまでにオットーとベンツは自身の内燃機関を開発しており、これらの油は燃料として使うのに容易に入手可能でした。キャブレター中での噴霧化を成功させるには、さらに揮発性の高い蒸留液を必要とすることが決定的でした。最初の航空エンジンが作られるころにはガソリンは自動車用として必需品になっていました。

ライト兄弟は有人飛行のために自作の内燃機関を作りました。4 気筒水冷エンジンは重さ 180 ポンド、そして 12 馬力を発生しました。このエンジンは 1903 年 12 月 17 日に数缶のスタンダード石油製自動車ガソリンを供給されて、世界を新しい時代に導きました。ライト兄弟の飛行機は 19 世紀末に熱狂に達した飛行への熱情を満たしました。その中心的役割を果たしたにもかかわらず、ガソリンが使われることは当然のことと考えられました。これは単に灯油製造の過程で原油から分留された軽い留分が、当時のエンジンの要求を超えた自然な特性を持っていたことが主な理由でした。飛行の最初の 10 年は燃料の揮発性と密度の重要性が注目されました、しかし第一次世界大戦の頃になると、関心事は、デトネーションを起こさずに内燃機関で燃え得る、ガソリンに続く実用的燃料開発の必要性に移りました。それ以降、航空機エンジンの進歩は燃料に対する要求を増加させました。燃料開発者はそれに応えて、20 世紀における航空能力の拡大に大いに寄与しました。

この論文の目的は 20 世紀の合衆国における航空燃料の開発について概説することにあります。この序章に続いて航空ガソリンとタービンエンジン燃料に関する個別の章があります。それらの章に続いて燃料添加物の開発と重要性を論じる章があります。もう 1 つ、ミサイル燃料に関する章が続き、最後に航空燃料の未来を議論しています。

この論文は少数の非常に重要な参考文献に頼っています。「航空燃料でのマイルストーン」という題の AIAA 論文 No. 69-779 を含みます。それはエッソ研究技術会社の W.G. Dukek, D.R. Winans とエッソ・インターナショナルの A.R. Ogston の著作です。その論文は 1969 年に AIAA で航空機設計と運航の会議で紹介されました。もう 1 つの重要な参照が「軍のジェット燃料, 1944-1987」という題の AFWAL-TR-87-2062 です。それはライト・パターソン空軍基地の燃料支部のチャールズ・R. マーテルによって書かれました。さらに 3 篇の重要な参考文献が同じくライト・パターソン燃料支部のジェームズ・R. マッコイによって書かれました。これらは 1974 年に書かれた「MIL-T-25524 の熱安定化燃料の開発小史」を含みます；軍の特殊燃料：JP TS, JP-7, JP-9 と JP-10, は 1980 年に書かれ、サンアントニオ, TX ; で軍・産業のエネルギーシンポジウムで発表されました。そして 1991 年に書かれた「1973-1991 のタービンとラムジェットミサイル燃料の開発」。追加情報はデイトン大学の S.P. Heneghan, S. Zabamick, R. Ballal および空軍ライト研究所の W.E.ハリソン 3 世による, AIAA 論文 96-0403 「JP-8+100 : 高い熱安定度ジェット燃料の開発, および, パトリシア・D. Liberio と空軍ライト研究所のジェフリー・A.ピアスによる「ジェット燃料潤滑性の基本」という題の論文；そして, ウィリアム Burdette による, 「高エネルギー 空気吸い込み式ミサイル燃料」という題の海軍レポートから得ています。読者はこれらの書類と参照文献に導かれます, その中には, さらに詳細な情報が含まれますが, それらは, この論文の範囲を越えています。

B. 航空ガソリン

第一次世界大戦 (1914-18) は航空機とエンジン開発に重要な刺激を与えました。燃料特性がほどなく制限要因となったため, 最初の実用的燃料を開発する努力につながる結果となりました。戦争前には, エンジン是一般に, 利用可能であった最も軽く最も揮発性の高い燃料によって運転されていました。初期に観察されたエンジンノック (当時「ピンキング」と呼ばれた) は, 重質燃料によるものでエンジンを過熱させました。満足な運転を確実にするために, 航空の開拓者は, 「high test」ガソリンという, 軽比重をほめかす燃料を強く要求しました。ガソリン調達のための最初の合衆国軍用規格は米国海軍仕様番号 24G.5 として 1907 年に現われました。その穏当な必要条件は「まったく不純物がない高級な精製されたガソリンであって, 70oBe の比重を有し, 残滓が沸騰水に 1 時間おいた後の白金皿に残されないことを要求する」ものでした。

第一次世界大戦は航空機に対し, 速度の増加とより高い飛行高度の必要を提供しました。エンジンからより多くの力を手に入れるために, 空気と燃料の容量を増やす, 圧縮比の増加が必要とされました。早くも 1915 年には空気密度が高度とともに減少することが理解され, 過給機の実験が英国で始められました。大戦初期にイギリスとフランスで使われた航空燃料はオランダ領東インド諸島と英国領のボルネオの芳香族原油から作られました。この燃料は 30%ほど芳香族の含有量を有していたので, エンジンにおける

高い反デトネーション性を示し、より強力なエンジンの開発の、直近の制約にはなりませんでした。

ドイツの戦前の原油はメキシコとルーマニアから来ていました。英国が効果的に海外からのタンカー出荷を隔離したため、ルーマニアが主要な供給源になりました。西欧のドイツ軍の石油供給は限定されていたので、ドイツは特性で劣る代用燃料を行使することを強いられました。灯油、工業用ベンゼンとジャガイモアルコールの混合物がしばしば重爆撃機に使われました、他方、残された石油系燃料は戦闘機のために貯えられました。

戦争が進むにつれて、ドイツの潜水艦攻撃が連合国向けの極東からの燃料入手性を悪くし始めました。1917年にアメリカは必要とされる石油製品の主要な部分を供給するように要請されました。その時米国で市場に出されているガソリンには3つの等級がありました。これらのうちのひとつ、X等級は、320Fと374Fの間の蒸留終点を持つ、通常輸出されたタイプでした。等級Xの燃料が洪水のように戦闘の前線に到達し始めたとき、それは戦闘で使用するには、ほとんど不適格であることが判明しました！燃料供給が、芳香族の多い東インドの原油から米国のX等級に切り替えられたとき、重大なエンジン過熱が経験されました。それは当時、東インド産の燃料だけが近代的な標準でいう、65-70オクタン価を持ち、他方主にペンシルベニアとオクラホマ原油から精製された米国燃料はたった45-55オクタン価しか有していなかったということが理解されていませんでした。低級な燃料に対する唯一の対処法は工業用ベンゼンをおよそ20%混合することでした。1917年8月に、アーネスト.W.ディーンとクラレンス ネットザー は米国鉱山局で航空機エンジンに適した燃料を調査し始めました。等級Xに加えて、他に2つの等級のガソリンが市場に出されていました、それは自動車ガソリン（蒸留の終点375F以上）と等級H（終点320F以下）でした。ディーンとネットザーは高い揮発性と比較的低い蒸留終点が適切な航空燃料に必要とされたすべてであると結論しました。結果として、3つの等級の燃料がその後軍に供給されました。国内航空向けは最も低い揮発性を持ち、練習機用の低出力エンジンに使用されました。「輸出等級X」はまだ最も高い入手性をもっていました、そして、最も高い揮発性を持っている、「戦闘級」は限定された量しか入手できませんでした。

1918年5月に鉱山局は、戦闘級燃料の改善のため、アトランティック改質会社に、比較的低い揮発性の普通の自動車燃料から高い揮発性の特別な狭いカットの成績までの範囲をカバーしている11の等級のガソリンの比較試験を求めました。それぞれの燃料は標準局のラングレー研究所で戦闘機エンジンを用いて運転されました。エンジンテストの結果は、燃料間の相違が、出力、経済性、高空性能が高々±5%に過ぎなかったという点で、期待はずれであると分かりました。これらのテストにおける問題は、ただ一つの、どちらかと言うと穏当な、圧縮比のエンジンによって運転されたという事実でした。もし、より高い圧縮比で試験されていたなら、実際の相違、特にアンチノック性が、明白になったでしょう。テストの2回目のシリーズは輸出級航空ガソリンに対して東インドの原油から燃料を比較するために同じエンジンで行なわれました。再び、テストは、東インド燃料が実運用ではより良いと認められていたにも拘らず、発生動力で有意な差を示しませんでした。それは正確に終了しました、そして次の経験は、決定的に、揮発性が燃料の出力能力に対してほとんど関係がないことを示しました。

ノッキング、あるいは爆発は、自動車エンジンで、その使用の早い時期に観察されました、そして1906

年よりバートラム・ホプキンソン教授と彼のケンブリッジ大学の若い助手ハリー・リカルドによって積極的に調査されていました。初期の航空機エンジンでは、ノッキングは不適当なエンジン冷却の結果であると思われました。ノックメカニズムと燃料自身が果たす重要な役割の理解は航空学と石油工業両方に深く影響を与えました。第一次世界大戦は、より強力なエンジンの開発計画のすべてが燃料の爆発特性によって究極的に制限されていたため、このノッキング問題が強調されました。ホプキンソンは 1906 年に早期点火と爆発が 2 つの分離した現象であって、後者が前者に対して責任があることを明らかにしました。早期点火(局所的に制限されたホットスポットの存在のため、火花に先行して燃料が着火する傾向)は、後に、軽量に作られた航空機エンジンの実際の破壊原因であることが判りました。早期点火は、爆発と異なり、警鐘的な騒音を生じなかったため、事実上、無視されていました。

ケンブリッジを去った後に、ハリー・リカルドが、自身で行った最初の仕事は、彼自身の設計の単気筒過給機関を使って燃料の爆発特質の調査を 1916 年から 1918 年まで行ったものです。爆発が起こるまで、彼は過給圧を変えることによって、芳香族、ナフテンとパラフィン燃料の相対的な長所を比較しました。彼は、爆発特性に関して、芳香族化合物が最も良く、直鎖のパラフィンが最も悪かったことを示すことができました。また、彼は爆発が早期点火によるというホプキンソンの理論を証明することができました。この業績により、リカルドは 1919 年にアジア石油会社(APC)に雇われ、さらに爆発の現象と燃料品質の関係を調査するための研究所を設立することになりました。リカルドは可変圧縮比試験エンジンを設計して、助手のヘンリー・ティザードとデイビッド・パイに、エンジンを作動させる燃料の化学物質と熱力学的性質の調査を手伝わせました。ティザードとパイは次の 3 つの重要な原則を確立しました：(1) 燃料の化学組成はエンジン性能に強い影響を持っている；(2) ある一つの圧縮比において、発生出力の差異は少ない(3) 燃料がいっそう爆発に対する抵抗力が強いと、それだけ高圧縮比が使えるようになり、従って、エンジンは、いっそう効率的で、高出力になることができる。リカルドと彼のグループの調査結果は 1923 年に「内燃機関」という古典的な報告書となりました。リカルドは報告の中で、爆発の現象が燃料の品質上最も重要な要因ではなく、主にその化学組成に依存すると指摘しました。

リカルドは燃料を評価するうえで、再現可能な方法を考案するために良い参照燃料が必要であることを理解していました。彼はすでに、燃料として使われるとき、純粋なトルエンが最も高いアンチノック性を示したことに気付いていました。彼は相対的なトルエン分量で燃料の爆発品質を表現することに決めました。アジア石油は、酸処理によって多量の芳香族を含まない標準燃料を準備しました。この燃料と純粋なトルエンの混合物がテストエンジンで運転されて、それぞれのブレンドにおけるトルエンのパーセンテージに対する爆発ポイントが決められました。このトルエン評価システムを使って、あらゆるエンジンに対し、最も高い有用な圧縮比を確立することができました。

戦前に英国のホプキンソン、リカルドとギブソンによって爆発が研究されていたところに、米国ではデイトンのエンジニアリング研究所(Delco)のチャールズ Kettering にとってエンジンのノッキングが重大な問題になりました。Kettering は彼の自動車機関用電池点火システムがノッキングの原因であると責を帰されたからです。加えるに、Delco は、照明発電設備とセットで販売した灯油燃料のエンジンの不具合に直面していました。おそらく上質のペンシルベニア産灯油は爆発を起こした一方で、質の悪いカリフォルニア産灯油はうまく能力を発揮したのでしょう。Kettering は彼の助手の、Thomas Midgely, に燃料の爆発特性を研究するように頼みました。Kettering と Midgely はその最初の実験では標準的な空冷式

の Delco-Lite エンジン シリンダヘッドを改良して、異なった圧縮比で使いました。彼らは爆発圧力の相違を測定する「バウンシング・ピン」装置を開発しました。彼らは爆発が圧縮比と燃料の異なる分子構造の両方に関係があると決論しました。Kettering と Midgely は、蒸発した灯油のいくらかがシリンダー壁で液化したため、ノッキングが結果として生じたという理論を立てて、暗色の灯油はより多くの熱エネルギーを吸収し、シリンダー壁面で凝結する可能性が低いであろうと考えました。彼らは、灯油を暗くするためにヨウ素を加えて、そのノッキングが減少したことに気づき、この理論を確認したと思いました。これが、その後の非常に長期間に及ぶアンチノックに関する添加物研究の始まりでした。ガソリンに加えることでノックを押えることができる化合物を見いだすために徹底した研究プログラムが 1920 年に開始されました。Midgely と彼の助手、トーマス・ボイド、はおよそ 30,000 の化合物を検査して、1921 年 12 月 9 日にガソリン燃料の開発で唯一の最も重要な達成として位置付けられる四エチル鉛のアンチノック性を発見しました。この注目に値する化合物が航空ガソリンの不可欠な成分として広く受け入れられるまで、ほぼ 10 年が費やされましたが、その使用はガスタービンの登場まで軍用および商業用航空で高出力で効率的な航空機エンジン用のアンチノック性燃料への道を開きました。

1921 年には共同燃料調査 (CFR) 委員会が、全米自動車技術者協会 (SAE)、全国自動車商工会議所、とアメリカ石油協会 (API) のメンバーで組織されました。そこでは燃料とエンジンの相互の適用に関係している問題の研究が国の経済と内燃機関の効率化の目的で実施されました。CFR が組織化された 1921 年と 1926 年の間に、主要な石油会社といくつかの大学のほとんどすべてが (すでに) ノック試験室を準備していました。1926 年の間に、CFR は標準局が燃料のアンチノック性を測るための方法の調査結果を作ることを要請しました。種々の研究所の間に極めて少ししか共通基盤とほとんど相互関係がなかったことに気づきました。各研究所では多くの異なるエンジンが使用されていました、そのため、反復精度はある研究所の同一エンジンに対しては可能でしたが、結果的に、操作条件の相違のため、他のものにまで重複して適用することはほとんど不可能でした。この問題は適した標準燃料の欠如により面倒なものとなりました。航空燃料の研究では 1927 年に重要なマイルストーンとして、エチルガソリン株式会社の、グラハム・エドガーが標準燃料としてノッキング等級に対して 2 つの純粋なパラフィン系炭化水素の採用を提案したことが挙げられます。まず、ノルマル・ヘプタン (C_7H_{16}) はほとんどのエンジンのどんな状態でもノッキングを起こすであろうことから、選択されました。そして 2 番目の化合物、イソオクタンとして知られているノルマル・オクタンの異性体、はどんなガソリンよりも高くノック抵抗を有することがエドガーによって見いだされました。さらに、2 つの燃料は揮発性、化学組成と他の物理的特性でほとんど同一でした。エドガーはどんな既存のエンジンでも、燃料のノック特性の再現が、これら 2 つの燃料を混合することで実現できることを示しました。こうして、ガソリンのアンチノック性を引用する際に、今もって標準法となっているオクタン数目盛が使われ始めました。1932 年までに、産業界は、CFR 委員会とエドガーの燃料標準のために Waukesha モーター会社の H. L. Horning により設計されたエンジンを使って、ノッキング等級のための標準化された方法をすでに採用していました。

およそ 1912 年までは、石油精製は科学的生産というより温度計と比重スティックを用いて分離と精製の流れを作る stillman の技能に依存した芸当でした。20 世紀初頭、自動車の急増のため自動車用燃料が不足したとき、精製業者は原油からガソリン分留の利回りを増やすためのもっと良い方法を研究していました。最初の新しい「分解」プロセスは 1912 年に出現しました。遡ること 1792 年に、高い分子量と沸点

を持っている炭化水素をより低い分子量と沸点の炭化水素に換えるプロセスである分解が灯用ガスの製造のためにイギリスで使われていました。自動車燃料の生産の実際的なプロセスは 1912 年、インドのスタンダード石油会社のウィリアム・バートン博士により導入されました。バートン分解プロセスでは重いガスオイルあるいは類似の原料が水平な石炭火力の蒸留器の中にくべられました。圧力を保ったまま、温度を上げていくと、ガスがゆっくりと温められたオイルから発生しました。結果として 35%のガソリンの生産は、その当時使われていた、より簡単な「かす取り」法に対しての重要な改良となりました。1918 年までに米国の生産量の約 3%が分解プロセスで生産され、1921 年までに 2000 以上のバートン蒸留器が稼働していました。

分解により、容易に酸化しやすい不飽和化合物が大量に作り出されました。これらの燃料は、保管中に、精製所タンクとパイプラインとエンジンのバルブシステム、燃料管とキャブレターでガム状の粘着性がある物質の堆積を形成しました。腐食性硫黄化合物とガムを形成する物質を発見するための銅ざら法が第一次世界大戦中に航空ガソリン仕様の一部になりましたが、このテストは分解燃料に対して適したものではありませんでした。ガムを形成する化合物を測定する信頼性の高い方法が無かったため、航空ガソリン仕様は混合される分解留分の量を厳しく制限しました。1922 年に種々の工学会からなる委員会によって、準備されたガソリンに対する米政府規格は初めて分解留分の包含割合を制限することによって、腐食性とガム形成を制御しました。分解ガソリンが良い耐ノック性を持っていたという事実は最初のころは感謝されませんでした。そのため何年もの間、航空ガソリンは、工業用ベンゼンが混合されたものでなければ、爆発性能で自動車ガソリンより劣っていました。

1920 年代初期に開発が始まった空冷式エンジンは、航空ガソリンの持つ大きな欠点ともっと良い耐ノック性の必要性を明らかにしました。チャールズ・ローレンスはライト 航空株式会社のために一連のエンジンを設計しました。これらのエンジンの爆発と過熱の問題は燃料の四エチル鉛 (TEL) 使用の増大を招きました。米国海軍は 1926 年に TEL を含む燃料を使う最初の運用者になりました。海軍は TEL の液体の缶詰を航空機で運び、燃料を補給するとき、タンクにそれを加えました。この危険な手順は 1933 年まで継続しました。

1929 年頃、調査が Powel によって開始されました。サミュエル・D. Heron の指導の下でライト基地植物研究所は工業用ベンゼンを使用してガソリンのアンチノック値を増やす手段が空冷式星形エンジンではあまり効果的でなかったことを示しました。これは特に離陸馬力と高空性能を向上させるため導入が始まっていた高効率過給機モデルで生じました。燃空比が高くなるほど、特に希薄混合気状態において工業用ベンゼンは有効でなくなりました。ライト基地研究所の試験は、TEL が空冷式発動機に大いに有効な反デトネーション剤であることを示しました。これらの調査の結果は 1930 年に米国陸軍航空部隊が最小オクタン価 87 を必要条件と定め、航空ガソリンとしてオクタン価を要求する最初の仕様となりました。要求オクタン価 87 には TEL の使用が必須で、最大 3CC/米ガロンが許容されました。

87 オクタン燃料の導入はより高い反ノック価の燃料の使用による航空機エンジンの改良、開発を促しました。1930 年代は歯車駆動過給機の開発での急速な進歩を示しました。結果として、混合気の密度と温度の増加はさらに高いオクタン価の燃料を必要としました。問題は経済的にハイオクタン価の燃料を産み

出すことでした。1930年初期の石油研究は水素化が、厳選された原油の直留蒸留によって得ることができたオクタン価より石油の重留分をそれらよりずっと高いオクタン価を持っているガソリンに変換する最も有効なプロセスであることを明らかにしました。高压水素化は元々、1920年代にドイツにおいて発生した石油不足を石炭の液化により炭化水素に換えるための手段として開発されました。米国では、ルイジアナ州のスタンダード石油で、1920年代後期に、テキサス原油から精製された石油製品の品質を改善するために高压水素化加工技術を生成させる集中的な計画が始まりました、高压水素化により生成された最初のガソリンは航空ガソリンのための混合成分としては、保管中の不安定性と劣ったアンチノック性能のために満足のいくものではありませんでした。しかしながら、まもなく低級な芳香族のケロシンとガソリンを比較的オクタン価が高く、高安定の航空ガソリンに転換する触媒の発見につながりました。（このプロセスは今水素化分解法として知られています。）イソペンタンと水素化燃料の混合で揮発性を調整し、1ガロンあたり3CCのTELを加えて優れた品質の92オクタンの航空用ガソリンがもたらされました。

1929年にライト基地で開始された、S. D. Heronによる燃料の実大エンジンテストのプログラムは、より高いオクタン価の燃料で出力と効率の向上が達成されることを航空部隊とエンジン製造業者に納得させることにおいて主要な役割を果たしました。初期のテストは92オクタン燃料が、以前に使用されていた50から60オクタン価の無鉛ガソリンと比較して、離陸出力で30から35%の増加を許したことを明示しました。テストは720馬力の最大離陸出力の（92オクタン燃料で燃料を供給される時）プラット&ホイットニー Wasp R-1340エンジンで行なわれ、8CC TEL/ガロンを含む98オクタン燃料で運転したとき、900馬力が得られることを示しました。X-3575と指定された、100オクタンの燃料の最初の実験的な仕様書は1934年2月1日、陸軍航空部隊から発行されました。陸軍がその照準を100オクタンガソリンに合わせることに繋がったWright Field燃料テストは、航空事故の後に、S.D. Heronのアシスタントになっていた航空部隊パイロットF.D.クレインにより1935年1月のIASの第3回年次会で報告されていました。彼のペーパーは「100オクタン燃料による航空機エンジン性能」という題でした。クレイン論文の出版は米国で100オクタン航空ガソリンを最初は軍の航空のために、そして次の10年以内に標準銘柄として商業運航用に導入することを表明したマイルストーンとなりました。陸軍航空部隊による大量の100オクタンガソリンの調達为主要な石油会社を刺激して、妥当なコストでイソオクタン混合化学薬品を生産するための方法の精力的な研究開発を行なうことになりました。最初に商業的に成功した混合薬品の1つは「hydrocodimer」でした。これは精製所ガスから重合から成り立っている2段階操作で、硫酸かリン酸の存在下で、イソブチレンとノルマルブチレンから3メチルペンタンを合成させ、続いてペンタンを水素化することでイソオクタンとオクタン異性体の混合物を与えるものでした。イソオクタン製造の精製プロセスの開発における主要なブレークスルーがアルキル化法プロセスの到来で1937年に起こりました。アルキル化法は重合法の特殊な例と考えられます、即ち、イソブチレンのような、オレフィンがイソブタンのような、パラフィンと結び付けられ、より重い、そして飽和した、たとえば、イソオクタンのような炭化水素を形成します。1935-37年の間に、いくつかの石油会社が、独立に働いて、アルキル化法プロセスの商業的利用に向かっての重要な進歩を成し遂げました。最初の商業プラントは1938年にHumbleのBaytown精製所で稼働しました。

1938年までに陸軍航空部隊が使用する主要な燃料になっていた100オクタン等級燃料購入が米国政府調達のおよそ90%を占めるようになりました。英国では87オクタンガソリンが英国空軍の爆撃機と戦闘機

のために使われた標準的な燃料でした。英国では RAF 航空機のエンジンが 87 オクタンに代わり 100 オクタンを使うために開発されるべきであるかどうかという問題についてかなりの自己分析がありました。多くの当局が、戦争の場合、当時、米国のみで生産されていた 100 オクタン燃料が英国では入手できなくなり得ると主張しました。わずか 3 年後にドイツの Luftwaffe と致命的な戦闘にのぞむこととなった英国と RAF にとっては幸いなことにも、それらの主張は注目されませんでした。1937 年初頭に 100 オクタン燃料を使うためのエンジン開発が航空省の技術開発部長により全面的な支援を与えられました。

英国空軍のマーリン装備のハリケーンとスピットファイヤは 1939 年の戦争の勃発に際して、ダイムラー・ベンツ 601A エンジン装備のドイツのメッサーシュミット 109E と対峙することになりました。英国の航空機は、より高速でしたがドイツの飛行機は、より急速に上昇しました。1940 年 4 月の 100 オクタン燃料の入手性はマーリンの吸込集合管圧力を 42 から 54 インチ Hg に増やすこと、そしてその戦闘定格を 1030 から 1310 馬力まで増やすことを可能にしました。この重要な改良は RAF 戦闘機の上昇と速度性能を向上させ、3 か月後に、バトルオブブリテンを勝ち取ることを可能にしました。ヨーロッパでの戦争は 100 オクタン燃料の必要を急増させました。1940 年半ばには 650,000 ガロン / 日のレートで米国精製所により作り出されました。これは 1940 年の終わりまでに 125 万ガロン/日に増加しました。この多くが英国に送られました。バトルオブブリテンの間に RAF により消費された 100 オクタン燃料の 80%以上が米国の精製所から来ました。1940 年 5 月に、ルーズベルト大統領が 50,000 機の航空部隊を築く計画を発表したとき、集中的な研究が必要であるであろう 100 オクタン燃料を途方もなく大量に作り出すことについての問題が始まりました。通常の熱分解されたガソリンは航空ガソリン成分として不適當である一方、接触分解された原料をアルキレートと混合してベースガソリンとして使うことが不可欠であることが明白になりました。オリジナルの接触分解プロセスは 1920 年代にフランスのユージーン・フードリにより開発されました。フードリは 1930 年代に米国に来て、そして SocOny-真空油社とサン石油会社と共に彼のプロセスの共同開発を続けました。2 番目の接触分解プロセスはスタンダード石油開発社により他の産業メンバーとの技術提携で開発されました。それは触媒再生のためにユニットをシャットダウンする必要なしに連続操作ができる流動床を使用しました。これらの方法は戦争準備に必要であった燃料生産高の驚異的な増産を可能にしました。1942 年 12 月までに、100 オクタンガソリンの生産は日産 550 万ガロンに上昇していました。1943 年 6 月までに、それは 1 千万ガロン / 日に近づいていました。そして、VE-day の 1945 年 5 月 7 日までに生産高が 2 千万ガロン / 日を超えました。

1940 年に米国の 100 オクタン燃料が RAF に採用されたとき、英国はオクタン燃料のバッチが過濃側性能の点で異なっていることを見いだしたため濃厚混合等級が必要となりました。彼らは 100 オクタン燃料が、濃厚混合気条件の下で過給機関でテストされる時、1CC の TEL / 米国ガロンを含むイソオクタンの性能に合致することを要求しました。加鉛のイソオクタンとのこの比較はその後出力価スケールの基礎になりました。種々の炭化水素の中で、芳香族化合物が高温で、多分その高温安定性のために、明らかに最も良い濃厚混合気性能を持っていました。1942 年初頭、同様な濃厚混合気要求は米国陸軍により指定されました。その等級は 100/125 として知られるようになりました。その後まもなく濃厚等級はイソオクタンプラス 1.25CC の TEL / ガロンに相当するように僅かながら引き上げられました。この等級は 100/130 と指定されました。番号「130」は 100 の PN 燃料が過給機関で無鉛イソオクタンとマッチするであろうと想定した出力価 (PN) スケールに基づいていました、他方 130 の PN 燃料はそれだけでイソオクタン

から利用可能な力の 130%が引き出せるでしょう。

ボーイング B-29 のようなより大きい、そしてもっと長距離の航空機が設計されるにつれて、航空部隊と海軍はエンジン製造業者に励まされ 100/130 より高いノック評価に対しての興味を示します。1944 年 7 月に、仕様 AN-F-33 は等級 115/145 の航空ガソリンのために 4.6CC / ガロンの TEL 含有量を与えられました、等級 115/145 の燃料の製造はブレンドでアルキレートの量のほとんど 2 倍を必要としました、そして等級 115/145 の生産には、ほぼ 2 ガロンの等級 100/130 の犠牲を伴いました。この理由のため、等級 115/145 の使用は VE -Day の時まで遅れました。戦争の終結により、航空燃料に対する要求は不活発になり始めました。等級 115/145 の生産の結果として等級 100/130 の TEL 成分は 4.6CC / ガロンから 4.0CC / ガロンに縮小され減らされていたにもかかわらず、すべてのガソリンプラントは稼働し続けました。1946 年に等級 100/130 の鉛含有量はさらに 3CC/gallon に下げられました。1947 年までに航空ガソリンに対する自由世界の需要は 2 千 6 百万ガロン / 日以上という 1945 年の記録の生産量から 5 百万ガロン以下 / 日まで減っていました。その時点で 1940-44 年の間に建てられたアルキル化法プラントの多くが（すでに）シャットダウンされるか、あるいは最高級の自動車ガソリンの生産に流れを変えられていました。同じく接触分解プラントの生産の大部分が（すでに）自動車ガソリンに流れを変えられていました。冷戦とベルリン空輸の開始（1948 年 6 月～1949 年 5 月）と、1950 年 6 月 25 日に朝鮮の対立の開始は等級 100/130 と等級 115/145 の航空ガソリンの需要で著しい増加を作り出しました。同時に航空ガソリンの商業使用が毎年 15%のレートで増加していました。国務省は航空会社の好みに合わせて 100/130 の等級についてその TEL 成分を 3CC のレベルから 4.6CC / ガロンに向けて生産能力を上げるよう指示しました。等級 108/135 に関しては 3CC / ガロンに留めてもよいと認められました。等級 108/135 は 1949 年にプラットアンドホイットニー 3500 馬力 R-4360WASP メジャーエンジンと R-2800 ダブル WASP のある特定のモデルに対する新しい等級で、それまでグレード 115/145 と評価されていたものでした。高い鉛の成分 (4.6CC の TEL/gallon) は点火栓失火と排気弁焼損のため航空会社の事業に困難を引き起こしました。等級 115/145 のために使われていた同じ原油は、TEL レベルを 3CC / ガロンに下げること、希薄と過濃性能を 108 と 136 に下げました。1949 年の等級 108/135 の導入は航空ガソリンの技術開発の歴史の最終章でした。等級 108/135 の入手性は何年も前に段階的に消え去りました、しかし等級 100/130 そして 115/145 は、まだまだピストンエンジンを使う航空業の分野のために利用可能です。

C. タービンエンジン燃料

ガスタービンエンジンの原理はオットーサイクルエンジンと同じくらい古く、連続燃焼システムで成功したタービンエンジンが 1906 年までにフランスで開発されていました。その低い効率のために、次の 30 年の間のガスタービンの主要な適用は溶鉱炉にありました。それらは炉に高圧の空気を提供するか、さもなければ、炉ガスから無駄な熱エネルギーを引き出すためのターボ送風機として使われました。熱い排気ガスのエネルギーを推進力のために利用するという考えは古代に起源があります。何世紀もの間ロケット製作者により反動の原理は認知されていました。実際、レシプロエンジンの排気ガスを航空機推進力のために使うという概念は 1908 年にフランス人、ルネ・ローリン、により提案されました。ジェット推進のためのガスタービン排気ガスの利用はもう 1 人のフランス人、M.ギョームにより、1921 年に特許取得済みでした。ターボ過給機はエンジン排気ガスを空気圧縮機を駆動するタービンに注ぐもので、1911 年に初

めてテストされて、そして早くも 1916 年には航空機エンジンに装着されて飛行しました。主要な航空機用原動機として、ガスタービンの研究が、英国と米国両方で第一次世界大戦の後に行なわれたましたが、推測可能な最も効率的なジェットエンジンでさえもレシプロエンジンよりずっと高い燃料消費量で、はるかに少ない発生動力/ポンド重量を生み出すであろうと結論されました。これらの初期の（そして誤っている）見積もりはその当時既存の産業用タービンの技術に基づいており、軽量化製作する可能性を認識し損ねたものでした。これらの初期の研究は、ガスタービンの燃料必要条件が単純であったため、いずれも燃料開発の重要な動機となりませんでした。

航空機用ガスタービンエンジンの開発はゆっくりしていたので真に高速の航空機として考えることがされませんでした。英国の空軍士官フランク Whittle は 1920 年代の空気力学の進歩に主要な関心を持っていました。B・M・ジョーンズによる 1928 年の、乱気流に起因する抗力の論文から、航空機を流線型にすることにより高速飛行が可能になり、反動推進がより効率的になるであろうと結論しました。彼は 500 mph の航空機に関して、非常に高い高度での運航を考えました。それらの状態では、すべてがジェットエンジンに好ましいものでした；高速は圧縮機を助け、高高度の低い温度は効率を改善するでしょう。それを重い歯車を通して抵抗の大きいプロペラのところに持って行くよりむしろ、直接、力を排気ガス推進力として利用することを予測しました。彼の 1930 年の特許は、ガスタービンの分野で最初ではないものの、航空機への適用に関して最初の実際的な概念を表します。それは英国とドイツ両方におけるジェットエンジンの次の開発の基礎となりました。最初から、Whittle は燃焼方式が重要な要素であろうことを悟りました。彼は燃焼器設計の手助けを求めてオイルバーナーの専門家に目を向けました。1937 年 4 月の最初の Whittle の WU エンジンのテストは単缶の燃焼器による灯油の燃焼で重大な問題を明らかにしました。1938 年 10 月までに 3 番目のエンジンがテストされ、単缶の燃焼器は 10 個の缶型燃焼器に置き換えられました。それにより、あまり大きくない送風機容量で一つの燃焼器で燃焼現象を調査することを可能にしました。タービンエンジンの燃焼はシリンダーの中で圧縮された燃料/空気混合物が間欠的に点火する状況よりは炉に似ています。ずっとより高い放熱率に対処するためには、過剰空気を壁を冷やすために使い、それらをタービンを通過する前に、燃焼生成物と混ぜることが必要です。燃焼器設計での主な問題は、圧縮空気の流れを分割して、小部分が噴霧化と混合を援助するように、巧みに空気をマネージメントし、他方大部分は壁を冷却するとともに燃焼生成物と混ぜて膨張のために一様な温度の熱いガス流を確立することです。このすべてが、高圧の空気、高亜音速において連続的に作動し、しかも最小の圧力損失で流れなければなりません。さらに、推力をアイドル、タキシング、離陸、上昇、巡航の設定の間で変化できるように、燃焼器は広い可動域で燃料と気流を処理しなければなりません。燃焼器が最初のターボジェットエンジンで最も難しい設計品目になったことは驚くべきではありません。同時に、ジェット燃料の燃焼特性はガソリンのアンチノック価と同じぐらい重要になりました。

2 番目のターボジェットエンジンの開拓者、ドイツのハンス・フォン・Ohain, は 1935 年に彼が最初に技術に対する興味を起こしたとき Goettingen の学生でした。彼のエンジンは、Whittle と異なり、圧縮機の後ろではなく、外側に燃焼システムを持っていました。フォン・Ohain は高速飛行機とジェットエンジンを見通していた航空機製作者アーネスト・ハインケルに雇われました。Whittle エンジンがイギリスで運転される 1 カ月前に、最初のデモンストレーションエンジンの運転が 1937 年 3 月に実施されました。フォン・Ohain のエンジンの成功のため、飛行用エンジンの設計がすぐに始まりました。液体

燃料の燃焼で予想された問題を避けるために、フォン・Ohain の最初のエンジンはガスの水素を燃やすよう設計されました。飛行テストエンジンの燃焼器は問題であることが分かりました、そのため液体燃料を燃焼させる Heinkel S-3b として知られているエンジンに設計しなおしました。このエンジンはハインケル 178 に搭載されて 1939 年 8 月 27 日、世界で最初のターボジェットエンジンによる飛行を成し遂げました、このとき航空ガソリンを燃料として使いました。英国はこれに気付かず、そして、Whittle エンジンが Gloster Meteor 航空機で飛行したのは 1941 年 5 月 15 日のことで、ほとんど 2 年後でした。ターボジェットエンジン開発での先行にもかかわらず、ドイツは 1943 年までジェット戦闘機生産に彼らの減少しているリソースの主要な部分を費やすことを決めませんでした。当時の開発に関する議論の 1 つは、その時ドイツでの高オクタン燃料の欠乏とジェットエンジンがディーゼル燃料で作動できるという事実でした。ドイツは 1400 機の双発ジェット機メッサーシュミット 262 戦闘機のため、およそ 5000 基のユンカース 004B エンジンを生産しました。これらの戦闘機は 1944 年 8 月に運用となり、1 か月前に運用に入った英国のジェット機 Meteor 1 よりほとんど 100 mph 速く飛びました。Me 262 による、低速の米国爆撃機の破壊により示された印象的な結果は連合国側の間で実際の警告注意を喚起しました。

米国ではヨーロッパと同様にガスタービンエンジンに関する考え方はそれがプロペラを駆動するために使われるであろうという仮定で占められていました。1939 年に注意深いゼネラル・エレクトリックの研究は、ターボジェットエンジンが技術のより良い使い道であり、約 500mph の高速でその優位性を見せるであろうと結論しました。1941 年 3 月に、Whittle エンジンを見ていた Hap アーノルド大將は NACA がジェット推進についての特別委員会を設立することを要請しました。予備調査は非常に希望を抱かせたので、契約が Allis-チャルマーズ、ウェスティングハウスとゼネラル・エレクトリックの 3 社に与えられました。ターボ過給機の製造者である、ゼネラル・エレクトリックは 1942 年 3 月に I-A と呼ばれる Whittle エンジンのバージョンをテストしました。1942 年 10 月 2 日にこのエンジン 2 基がベルの P-59A 航空機に搭載され飛行し米国がジェット時代に入りました。イギリスと合衆国で最初のテスト飛行により、いっそう強力なエンジンの必要性が明白になりました、なぜなら当時の航空機は切望されたスピードあるいは燃料経済性を達成することができなかったからです。英国は 3000 ポンド推力のデ・ハヴィランド Goblin を作り、そして米国では（後に J-33 と指名される）GEI-40 は 4000 ポンドの推進力を発生しました。しかしながら、米国が、主要なエンジンメーカーであるプラット&ホイットニー、カーティス・ライトとアリソンが大型ピストンエンジンを生産するという彼らの主要なタスクから気をそらせないことに決めたことが主な理由で、英国は、終戦までターボジェットエンジンの開発でリードしました。

第二次世界大戦の終わりまでに開発されたジェットエンジンの大部分が普通の灯油を燃料として利用しました。Whittle はすでにディーゼル燃料を考慮に入れていました、しかし飛行テストのためには低い析出点をもつ灯油が選ばれました。1944 年 9 月に NACA の燃料小委員会で最初に論じられたのはジェット機のための燃料についてでした。海軍は、その時、航空母艦搭載機の燃料供給を単純化するためにジェットエンジンで航空ガソリンを使う意図を示しました。灯油の潜在的な入手性に関心を持った NACA 委員会は、1945 年 3 月に、鉱山局に対し、原油の 150°F から 600°F の間の蒸留分に関して健康と化学的特性を探究するように依頼しました。英国では、Gloster Meteor の初飛行直後に燃料仕様について考慮が払われました。1943 年に発行された、仕様書 RDE/F/KER1210 は -40°F の氷点の照明用灯油について記述されています。米国で最初のジェット燃料仕様は、1944 年 4 月に公表された、AN-F-32a でした。これはそ

の後 1950 年に MIL-F-5616 の下で、JP-1 と命名されました。それは典型的な家庭用灯油の 110°F の発火点を持ちながら、航空ガソリンと同じ 76°F の析出点も必要とされるというものでした。厳しい析出点条件のため効果的に JP-1 の入手性を原油供給のおよそ 3% に限定しました。1945 年に、供給を拡大することを希望して、陸軍はワイドカット燃料 (AN-F-34 と後に JP-2) を提案しました。しかしながら、その粘性は不適當であり、海面上高度において 20~80°F の間の引火性蒸気の潜在的な危険があったため、JP-2 の使用は実験的なテストの、そして実験的な運用の使用に限定されました。

1946 年に航空機燃料についての NACA 小委員会は 2 つのプロトタイプの燃料が評価されることを提案しました。燃料 A は航空ガソリンの揮発性と灯油を併せ持ち、燃料 B は JP-1 に類似している 100°F の発火点の灯油でした。原油のパーセントとしての燃料 A の入手可能性は 48% でした。燃料 B のそれは 13% でした。プロトタイプ A が 1947 年に AN-F-58a として、そしてその後、MIL-F-5624 が 1950 年に発行されたとき、JP-3 と命名されました。30,000 フィート以上では、低いエンジン出力で定常燃焼を維持することが難しかったため、低い揮発性は (それまで) 灯油を燃やす初期のジェットエンジンの問題点でした。吹き消えと再着火の困難は航空ガソリンより JP-1 でいっそう発生していることが判明しました。しかしながら、JP-3 (そして同様に航空ガソリンも) については、高い揮発性は、特に高い上昇率の時に、燃料の損失と蒸気閉塞を起こしました。1950 年の海軍によって支援された研究では、蒸発減より数倍大きかった飛沫同伴が、10,000 フィート / 分で 60,000 フィートに上昇するとき、航空ガソリンより JP-3 ではもっと顕著であることが確かになりました。JP-3 では多量の泡が発生しました。他方、JP-1 では損失が観察されませんでした。誘因は燃料タンクの空気の過飽和とそれが解放され時、突然泡を生み出すことに起因していました。高い蒸気圧の JP-3 に対処するための種々の技術が考慮されました。タンクの加圧、燃料予冷却などの手段が考慮されました、しかしそれぞれが重大な重量ペナルティあるいは複雑な処理の問題を伴いました。最終的に、最大のリード蒸気圧を 7psi から 3psi まで下げることによって、蒸留分を変更することが決められ、高空における蒸発損失が非常に低いレベルになりました。JP-4 燃料と命名されたこのワイドカット燃料は MIL-F-5624A の下で標準化されました、そしてそれは 1951 年 5 月に公表されました。

JP-3 あるいは JP-4 燃料を作るための原油を蒸留する間に、ワイドカットはナフサ (ガソリン) と灯油の両方の留分を含むような凝縮物になりました。JP-4 燃料は典型的におよそ 50 から 60% のガソリンで構成されています、そして残りは灯油です。ワイドカットの主要な利点は結果として生じる燃料の収率が大幅に増加することです。1951 年に、1 バレルの原油の最高 60% が JP-3、あるいはおよそ 40% が JP-4 燃料に変換することができました。これらの見積もりは何年かすると利用不可能となる高品質の軽原油を使用することに基づいており、そして、いずれ、分解された成分が含まれることを承知の上でした。1 バレル当たりの生産高は分解法による製品 (オレフィン) に対する制限の結果として、そして今日通常入手可能なより重い、より品質が低い天然の石油のため幾分減少していました。

米国海軍は最初の航空母艦搭載のターボジェット機に燃料を供給するため、使い勝手の良さから航空ガソリンを使用しました。しかしながら、まもなく、燃料の鉛がエンジンの高温部品を劣化させることが分かりました。示唆された 1 つのアプローチが、JP-4 燃料に類似している生産物を形成するために航空ガソリンに灯油燃料を混ぜる「ジェットミックス」でした。ジェットミックスの使用のために、海軍により開発

された高発火点灯油 JP-5 燃料が仕様 MIL-F-7914 により、1952 年 3 月 11 日の日付で最初にカバーされました。その後、JP-5 燃料は 1953 年 12 月 7 日の日付の MIL-F-5624B に含まれました。重要な開発研究がジェットミックスに関してなされましたが、この製品は運用上使われませんでした。海軍は、海軍の航空機が純粋な JP-5 燃料によって大変上手に飛ぶことを見いだしました。JP-5 燃料は最小 140F の引火点を有しており、船の安全性の理由で使われています。この燃料の有効性を最大にするために、海軍は最大の析出点を -50F に選択しました、船から発艦する航空機にとって、それらが比較的短時間の運用で飛行し、なおかつ海洋の巨大な熱容量は地上で起こりうる極めて低い地表温度条件を防ぐ傾向があるため、このことは適切であることが判明しました。

最初の超音速の飛行はベル X-1 ロケット動力の研究飛行機で 1947 年 10 月 14 日のことでした、しかし、まもなく、1949 年にはダグラス D-558-II がジェットエンジンの動力の研究航空機として最初に音速を超えました。最初の超音速運用戦闘機、YF-100A はプラット&ホイットニー J-57 エンジンにより 1953 年に飛行しました。1956 年に B-58 は最初の超音速爆撃機でした。これらの航空機はジェットエンジン再燃焼装置の運転により超音速飛行を達成しました。膨大な燃料使用率のために、超音速運用の持続時間は非常に限定されていました。結果として、ラム空気による加熱作用が燃料の温度を沸点まで上げなかったため、JP-4 燃料を使うことが可能でした。B-70 爆撃機は初の高エネルギーボランスラリー燃料のユーザーとして計画されていました、しかし新奇な燃料研究計画が 1963 年に中止されたとき、空軍は十分に低い蒸気圧の通常燃料で長時間にわたる超音速の飛行の間に沸騰を避けられると考えました。JP-6 のための MIL-F-25656 が 1956 年に発行されました。JP-6 は JP-5 燃料に類似していますが、より低い析出点と改善された熱安定性を持つ灯油ベースの燃料でした。100F で 0.5psi の JP-6 の蒸気圧は JP-4 燃料の 3psi よりかなり低いものでした。JP-6 の入手性は JP-4 燃料の 30%程度と推定されました。これは空軍の全ての燃料を新しい燃料に換える可能性に厳しい疑いを投げかけました。XB-70 プログラムのキャンセルは最終的に JP-6 仕様のキャンセルに繋がりました。

極めて高い高度で飛行する U-2 航空機のために、さらにもう 1 つの特殊目的燃料が必要とされました。JPTS は U-2 で使われる J57 エンジンのために特に開発された灯油燃料です。それは低い析出点を優れた特徴として、そして熱による酸化安定度を改善したものです。U-2 のための初期のテスト燃料は、本質的に業務用のもっと軽い液体として使用されたパラフィン灯油であって、LF-1 と認知されました。JPTS (温度的に安定したジェット燃料) のための MIL-T-25524 が 1956 年に発行されました。JPTS の初期の生産単位の酸化安定度は短期間の貯蔵で品質劣化を起こしました。この問題を避けるために仕様の 2 点に変更されました。まず、燃料の購入時の熱の酸化安定度必要条件が増加された一方で、運用限界としては、それまでの必要条件が維持されました、そして第二に、デュポン社により生産される添加物、JFA-5 (ジェット燃料添加物 5)、がすべての JPTS 燃料に加えられることになりました。

1960 年代に開発されたアメリカの戦略偵察機航空機 SR-71 は、非常に高い高度で、マッハ 3+で巡航します。その開発は、低い蒸気圧と優れた熱の酸化安定度を持つ JP-7 と命名された新しい燃料を必要としました。適切な燃焼器寿命を保証するために、燃料は同じく優れた燃焼性と燃焼の高い正味の発熱量を持つことを必要とされました。必要条件は本質的に JP-7 の成分をパラフィンと シクロパラフィンに制限しました。芳香族含有量は典型的に体積の 3 パーセント以下です。この成分は燃料に比較的高い析出点 -46F を

有します。SR-71の超音速の巡航速度は燃料タンクに空力加熱を及ぼすため、これは問題にはなりませんでした。JP-7は、他のジェット燃料のような留出燃料ではありません。それは芳香族化合物を取り去る特別なプロセスを受けた特別な調剤で構成されています。この特殊加工は通常の留出燃料に見いだされる硫黄、窒素と酸素不純物が非常に低い非常にクリーンな炭化水素混合をもたらします。結果として、JP-7は優れた熱の酸化安定度をもちますが、非常に潤滑性が悪くなりました。特別な燃料潤滑性添加物がJP-7にエンジン燃料油ポンプの過度の摩耗を防ぐために使われています。JP-7, MIL-T-38219仕様、「低い揮発性のタービン燃料, JP-7」は1970年に公表されました。

ベトナム戦争の間に見出された戦闘経験から、揮発性の高いJP-4燃料を使った米国空軍航空機は、より揮発性の低いJP-5燃料を使った米国海軍航空機より高い戦闘損失を有していたことが明らかになりました。同じく、クラッシュデータがクラッシュ後の火災の蓋然性が、JP-4燃料を使うときに、ほとんど100%であることを示しました；これはJP-5燃料あるいは商業のJet Aのような灯油燃料よりずっと高いものでした。灯油燃料の安全性は、JP-4燃料のような、ワイドカット燃料と比較して、地上運転での事故の数と重度から同様に明白でした。JP-8が空軍に（民間のジェットA-1に類似している）より安全な、灯油ベースのジェット燃料を供給するために開発されました。それは適切な入手性と受容できる析出点（初めは-50°C、その後-47°Cに変更させられた）を持つように開発されました。JP-8の最初の仕様、MIL-T-83133は1976年に公表されました。JP-4燃料からJP-8への変換が1979年に始められて、そして1994年に完了しました。英国での米空軍運用は最初に主たるタービンエンジン燃料としてJP-8を採用しました。JP-8の使用はまもなくすべての欧州で運用中の米国空軍に広がりました、しかし合衆国本土および、その他世界の残りの地域での米国の作戦については、入手性、低温運用、材料互換性の結果、ゆっくりしたものになりました。供給作戦を単純化する努力として、米国陸軍は地上車（戦車、トラックなど）および装置（ヒーター、ジェネレーターなど）を飛行機、ヘリコプターと同じJP-8燃料で動くように変えました。これはJP-8を戦場で使用される唯一の燃料にしました。米国海軍は、しかしながら、好みの艦載燃料としてまだJP-5燃料を維持しています。

合衆国での石油欠乏は、1973年のアラブの石油通商停止に起因して、ジェット燃料の確実な国内の供給源の必要性を指摘しました。ペンシルベニアと米国の他の地域の埋蔵炭量とロッキー山脈の地域のオイルシェールけつ岩は、通常は石油から作り出される他の製品と同様、タービンエンジン燃料用としては、ほとんど無制限の可能性のあるエネルギー源です。カナダの油砂も同様に見込みのある容易にアクセス可能なエネルギー源です。代替のエネルギー源である合成燃料の使用は（今まで）石油が比較的低いコストと一般に適切な入手性により限定的でした、しかし合成燃料を産み出す技術はすでに手元にあります。1980年代に、米国空軍の使用のためにシェール油から得られたJP-4燃料の適合性を示す計画が始められました。エンジンテストと飛行実証はシェール油から得られた燃料の使用に起因する有害作用を示しませんでした。このプログラムはJP-4燃料仕様が、仕様書要求事項のすべてが満たされる限り、エネルギー源にかかわらず、燃料が適切であることを保証するのに十分制約が多いという保証を提供しました。

統合高性能タービンエンジン技術(IHPTET)イニシアティブは空軍、海軍と陸軍が(推力/重量比に関し)タービンエンジン性能を2002年の2倍にするプログラムです。それは推力重量比に加えて多くのカテゴリーの性能改良のために逐次的なゴールを有する3フェーズからなるプログラムです。基本的なパラメー

タである推力重量比を改善するために、とることができる2つのアプローチがあります。最初に、改善された材料と構造的な概念を用いて、重量を減らすことができます。そして第二に、推進力を増やすことができます。あるエンジンの推進力を増やすためには、圧縮比を増加し、燃焼器に入る空気の温度を引き上げること、そして燃焼器の壁の冷却空気を減らしてより大きい割合の空気で燃料を燃やすことによって、エンジン内部の温度を上げることができます。これはエンジンの構造部材に多大な負担を課すだけでなく、エンジンに入る燃料に対して、厳しい環境を作ります。

高温では燃料は不安定になる傾向があり、炭素状の物質を沈着させます。燃料に溶け込んでいる酸素が他の燃料成分と反応して炭素状材料を形成します。カーボンは燃料管と分岐管の壁の上に堆積し、特に燃料ノズル、弁および他の燃料制御要素のために特に有害です。燃料系統とエンジンの設計者は一般に燃焼室、燃料弁に入る点で燃料の温度を最大限 325°F に制限しようとしています。この設計慣習は一般に適切であることが分かりました、そして運用上の問題は比較的（今まで）まれでした。しかしながら、カーボンのために、周期的に燃料系統要素をきれいにするか、あるいは取り換えるなど、非常に多くの維持管理が必要とされました。U-2 および SR-71 といった高性能な特別使用航空機にとっては、専用燃料の使用（JPTS と JP-7）により問題は回避されました。専用燃料の使用は、しかしながら、厳しいロジスティクス上の問題を引き起こします、そしてそれは航空機運用の有益性を制限します。専用燃料のコストとその入手性はフリート全体の燃料転換を非現実的なものとししました。

IHPDET イニシアティブから生じたエンジンを使用する革新的航空機の要求に合わせるよう、そして全体的な燃料系統維持費を減らすために、空軍は JP-8+100 仕様の燃料を開発しました。JP-8+100 は新しい燃料ではなく、ただ JP-8 の燃料の熱の安定限界を 325°F から 425°F に 100°F 増やすため追加の添加物を有しています。熱安定度はどれぐらいの熱を燃料が吸収できるかについての制限要因です。JP-8+100 は燃料系統汚染の主要な原因となるカーボン、タール、ガムに分解すること無く、潜在的に最高 50% 多くの熱を吸収することを許容します。

既存の航空機でさえ、エンジンにより使われる燃料が望まれる熱負荷に対し不足する状態があります。若干の機体設計者は「リサイクリング」と呼ばれる手法を、熱設計の要求を満たすために使いました。ある特定の飛行の状況では、エンジンが使うことができるより多くの燃料が現在の 325°F 温度限界を越えるのを防止するために使われます。過剰分は燃料タンクに戻ってリサイクルされます。不幸にも、燃料（JP-8）はその限界に加熱された後では、熱安定度の若干の喪失をこうむります。これは燃料系統を通じて溶解する炭素、ガム、タールとその他の物質の堆積をもたらして、燃料が次にリサイクルされる時、燃料の分解率が一層増加します。JP-8+100 の増加した熱安定度は 325°F でリサイクルされる時、潜在的に最も進歩した航空機の燃料系統をさえ通常の JP-8 と比較してきれいに保ち、ほとんどまったくどんな熱安定度故障問題も排除します。

JP-8+100 での追加の添加剤のパッケージは 3 成分で構成されています。一つは分散剤として、燃料中で構成されるどんなカーボン状物質であっても溶解を維持し、壁から剥離させます。もう一つは壁から堆積物を洗い流す洗剤の役割を果たします。そして 3 つめは燃料中の溶存酸素が燃料の中で反応することを阻止する老化防止剤の役割を果たします。JP-8+100 は米国空軍の施設で大規模な科学的試験、技術的試験

を受け、そして何か所かで現在飛行試験を受けています。目標は既存の航空機の維持費削減により燃料の1.1セント/ガロン以下のコストのオフセットでJP-8に取って代わることです。未来の航空機は、より高い熱吸収源を利用するよう設計され、より高い能力の航空機と燃料系統が可能になるでしょう。

吸熱性燃料は、触媒の有無にかかわらず、より小さい分子に分解して、その過程で熱を吸収することができる分子を含む燃料です。高いマッハ数高性能航空機のために、超過の熱の生成は途方もない問題となり得ます、そして吸熱性の燃料は非常に魅力的です。空軍と他の政府機関は吸熱性燃料の使用のためにメチルシクロヘキサン（MCH）と他の炭化水素の特徴を調べる大規模な研究をしました。

D. 燃料仕様要求と試験方法

試験はガソリンの調達のために合衆国軍用規格が最初に発行された1907年から燃料仕様の不可欠な部分でした。燃料仕様は、燃料の相違がその意図された用途でその性能に有害作用を与えないであろう限りにおいて、製品の重要な特性が多様であることを保証するよう書かれています。燃料の購入者が、燃料仕様の目的が満足されているか否かを決定することを可能にするテストを考案することはチャレンジの連続でした。1907年の仕様は、ただ燃料がある比重を持っていて、ガソリンが蒸発させられた後、それが残滓として残されるであろう材料で汚染されていないことだけを要求しました。燃料に対する要求が増すにつれて、仕様の範囲は、より多くの物理的な要求性能と同様、化学的構成に対する制限を含むように増加しました。1922年までに色（Saybolt 数）、腐食とガム（銅皿テスト）と硫黄分の含有量（ドクター試験法）等のために標準試験法が確立されました。オクタン価のテストを行なうことは、主要な焦点として、1930年に始まりました。高々度での使用のために、凝固点は評価の重要なパラメータになりました。米国試験材料協会（ASTM）は燃料規格試験のための試験方法の開発と標準化に関して強力な力となりました。

空軍により使われている現行の燃料のために、仕様書要求事項は3つのカテゴリーに分けられます：即ち、化学組成、物理的特性とその他の必要条件です。最初のカテゴリーは燃料の中で炭化水素タイプを決めて、硫黄とメルカプタン硫黄の含有量を評価して、そして燃料中の有機酸と無機酸を数量化するテストを含みます。物理的特性として密度（あるいは比重）、揮発性、蒸気圧、引火点、粘性と凝固点を含みます。さまざまな要求には燃焼性能の確定、燃焼性、腐食性、清潔さ、微粒子、熱安定度、色、顕在ガムと導電性を含みます。

燃料の芳香物とオレフィン繊維含有量は重要な化学組成パラメータです。芳香物はジェット燃料に見いだされる4つの主要な炭化水素タイプ（パラフィン、シクロパラフィン、オレフィンと芳香族化合物）のうち最も劣った燃焼性能を持っており、同じく優れた溶剤でもあります。もし燃料の芳香族炭化水素含有が制御されていないなら、航空燃料システムで密封剤、ガスケットとホースとして使われるエラストマは悪影響を受けます。オレフィン燃料中の炭化水素の中で最も不安定です。感知可能な濃度のオレフィンを有する石油製品は、貯蔵中に重合する傾向がありガムを形成します。ほとんどのジェット燃料について最大5%のオレフィン含有がガムと樹脂の形成を防ぐために規定されます。

ASTM01319「蛍光指標吸着による液化石油ガス製品中の炭化水素タイプのテスト」は液体クロマトグラフィにより炭化水素中の芳香物とオレフィンの容積濃度を測る方法を指定しています。燃料がシリカゲルでいっぱいガラスコラムに注入される前に、蛍光染料が燃料に加えられています。アルコールが燃料の次にコラムに注入されます。これによりコラムの中で炭化水素がその吸着親和度に応じて種類別に分離されます。優先的に吸着された蛍光染料は炭化水素のタイプにより、ガラスコラムが紫外線光線で照らされると、芳香族化合物とオレフィンの量の測定が可能になります。

燃料のオレフィン含有量を測るためには臭素価が使われます。臭素は常温で容易にオレフィンと反応しますが、そのため特定量の燃料により消費される臭素の量からオレフィンの含有量を定めることができます。ジェット燃料はもともと仕様限界よりはるかに低いオレフィン含有量の傾向があります、このため臭素価テストは1962年にJP-4燃料とJP-5燃料の仕様から除外されました。オレフィンに対して上限を定めた明白な意図はジェット燃料に分解燃料の付加を防ぐことでした。ジェット燃料の生産能力はこれまでのところ、分解された石油製品を使わないで、必要量を満たすのに十分でした。もし分解された石油製品を実質的にジェット燃料で使うとすれば、水素化により不安定なオレフィンを安定したパラフィンに変えることが可能でしょう、しかしコストの増加を伴います。

硫黄を含んでいる有機化合物は、石油を含めて、一般に化石燃料に見いだされます。全体の硫黄分の含有量は数ppmから数パーセントまで変動があり、そしてスルフィド、ジスルフィド、スルホン、硫酸、suloxides、チオフェンとメルカプタンを含むかもしれません。若干の硫黄化合物は燃焼以前においてさえないに腐食的ですが、しかし燃焼によりすべての硫黄化合物は二酸化硫黄に変化し、これは空気と水のあるところでは腐食性の高い硫酸に変わります。軍のジェット燃料仕様はエンジンの腐食問題を減らすために硫黄分を合計して0.3から0.4パーセントに制限しています。その強く有害なにおいにより特徴づけられるメルカプタン硫黄は大いに腐食的で、そしてそれらは若干の航空燃料システムのゴム製品を劣化させるため、さらに、いっそう限定されました。メルカプタン硫黄は一般に重さで0.002あるいは0.003パーセントに制限されます。メルカプタン濃度は、ASTM D3227「ガソリン、灯油、航空タービンと凝縮物燃料のメルカプタン硫黄に関する（ポテンシオメータ法）試験法」を使って、直接測られるかもしれませんが、あるいは間接的にASTM D235「鉱物蒸留アルコールの標準規格」に記述されたドクター試験法を通して測られます。

ジェット燃料の改質後に置き残された微量な無機酸および有機酸は、航空燃料システムの要素を蝕む恐れがあり、そして若干の有機酸は燃料の水を乳化して、そして水底で溶けた金属と反応してフィルターを塞ぐ沈殿物を形成することがあります。ジェット燃料の仕様における酸価の合計限界は燃料の0.015ミリグラム / ガロンです、そしてそれは燃料システム問題を避けるのに十分です。

ジェット燃料の密度は組成と他の物理的特性を制御するパラメータの1つです。密度は通常ASTM D1298、「浮きばかり方法により天然の石油と液化石油ガス製品の空気密度、比重、あるいはAPI比重の試験法」に指定されているとおりに測られます。（浮きばかりはその転置が直接密度と関係があり得る目盛りを付けられた浮きです。）現在の燃料仕様密度限界はおおよそ20から40%のシクロパラフィン、10から20%の芳香族化合物と残量のパラフィンで構成された燃料に基づいています。芳香族は最も密度が大

きく、シクロパラフィンとパラフィンは最も低い密度です。燃料は一般に、体積で測られるため、パイロットが正確に搭載燃料重量を計算するには燃料密度が知られていなければなりません。燃料制御器は燃料を体積流量で測っているため、密度の違いを補償するために調整されなければなりません。

揮発性は液体の蒸発、あるいは液体が気体に変化する傾向です。炭化水素燃料は気体状態でのみ燃焼しますが、そのため、エンジン始動のために、ジェット燃料は燃料の一部が点火以前に蒸発するのに十分な揮発性がなければなりません。燃料気化性の制御は、蒸留分離の間に燃料蒸気温度を制限することによって、達成されます。燃料の蒸留特性は、燃料を蒸気にして、そして濃縮機に蒸気を再び凝縮させることによって、同時に凝縮物の蒸気温度と量を測ることにより、決めることができます。蒸留試験方法は ASTM D86, 「石油製品の蒸留試験」と ASTM D2887, 「沸点範囲についてガスクロマトグラフィーによる石油分率の分配試験」を含みます。

ジェット燃料の蒸気圧は揮発性を指定する直接的な方法です。ASTM D323, 「石油製品の蒸気圧, リード式」あるいは ASTM D2551 「石油製品 (Micromethod) の蒸気圧試験方法」が蒸気圧の決定に使用できます。これらの方法では、指定された量の燃料が压力容器に入れられます。容器と中身は 37.8°C に熱せられています, そして圧力上昇が記録されます。この圧力上昇がリード蒸気圧です。

JP-5 燃料とか JP-8 のような灯油燃料は JP-4 燃料より低い蒸気圧を持っています。単純な蒸気圧試験はこれらの燃料に適していません, そのため燃料が沸騰するのに十分な蒸気を発生する温度が測られます。蒸発させられた燃料の量は直接その蒸気圧と関係があるように, 発火点は燃料の揮発性の間接的な基準です。一般に指定された発火点試験方法は: ASTM D56, 「タグ閉テスターによる発火点の試験方法」; ASTM D3243, 「Setaflash 閉テスターによる航空燃料の発火点の試験法」を含みます。

航空機が高い高度に急速に登るとき, 燃料に溶けた空気が放出されます。同じく, 燃料の揮発成分の速い蒸発が燃料を沸騰させるかもしれません。これらのプロセスは液体燃料の相当な量を放出空気および燃料蒸気とともにタンク通気孔から伴われるように排出します。JP-4 燃料の開発は或る意味では更に揮発性の高い JP-3 において経験された過度の沸騰損失からの結果でした。沸騰損失は蒸気圧の機能であり, そしてこのパラメータを制御し計測する理由の 1 つです。

粘性は液体により示された流れ抵抗の尺度です。航空機とエンジン燃料システムは, 燃料配管, 弁とポンプが最小サイズと重量を持つように, 液体燃料が, 粘性の指定された範囲を持っているという状態で, 稼働するよう設計されます。ジェット燃料の粘性は温度依存が強いものです, そのため最低使用温度での燃料の粘性は最重要です。また燃料の噴霧化に対する粘性の効果も同様に重要です。燃料の蒸発と可燃混合気を形成するための燃料と空気の混合は燃料弁の特性に大きく影響されます, それは粘性に強く依存しています。エンジン製造者は一般に, 信頼できるエンジン始動のために, 最大の燃料の粘度を 12 センチストークスに指定しています。JP-5, JP-8, JetA, JetA-1 の灯油燃料にとっては, この値が始動可能温度を -20~-30°C に制限します。燃料の動粘度は一定体積の燃料が, 規定された温度で, 毛細管を流れて出るのに必要な時間を測ることによって決められます。標準的な粘性試験法は ASTM D445, 「透明, および不透明な液の動粘度 (および動粘度の計算法)」です。

ジェット燃料の氷点は、どんな飛行状況下でも、航空燃料システムと燃料タンクが到達しうる最低温度を下まわっていなければなりません。もし氷点を超えてしまうと、燃料は固化してエンジンへの燃料の流れを止めてしまうでしょう。初期のジェット燃料仕様は-60℃以下を必要としました。これらの極度に低い氷点の必要条件は燃料の入手性を制限し、今となっては過度に保守的であったことが知られています。おそらく米空軍の航空機が遭遇する可能性が高い、最も厳しい環境は、アラスカの Eielson 空軍基地で、そこでは地上温度は-50℃がおよそ 24 時間も継続したことがあります。高空の温度はしばしば-50℃より低くなり得ます、しかし航空機の空力加熱はその温度をかなり緩和します。氷点試験法、ASTM D2386、「航空燃料の氷点試験法」は、測られた温度が燃料の最後の結晶が融ける温度という点で、保守的です。燃料は測定された氷点より 1~10℃低い温度でも流動性を保ちます。燃料流量が最低になる温度を測って氷点の代わりにしようという試験方法の提案もありますが、まだ採択されていません。

ジェット燃料の燃焼性能は 2 つの異なる面、すなわち正味燃焼熱と燃焼性を含みます。正味燃焼熱は燃料の低位発熱量です。これは燃焼を通して形成された水が蒸気形で残っていると想定します。正味燃焼熱を決めるための直接の方法は ASTM D240、「ポンプ熱量計による液化炭化水素燃料の燃焼熱(高精密度法)」を含みます。概算方法が同じに使われます。これらは ASTM D1405、「航空燃料(アニリン-重力)の正味燃焼熱の概算のための方法」と ASTM D3338、「航空燃料の燃焼熱の概算のための方法」を含みます。ASTM D3338 は密度、蒸留温度と芳香族化合物の体積パーセントに基づく相関関係を使います。標準的な燃料のために指定された最小正味燃焼熱にはめったに仮にも接近もしません。他の燃料の特性の限界は一般にずっと制約が多いものです。

燃えたぎる要求品質は過度の排気煙とカーボン析出问题と関係があります。JP-1, JP-2, JP-3 の仕様、そして JP-4 燃料の初期仕様に関しては、燃料の燃焼性に関して必要条件を持っていませんでした。しかしながら、この分野の厳しい問題が初期のタービンエンジンで観察され、燃焼性の特徴づけと指定する必要性の認識につながりました。燃料仕様に盛り込まれた燃料の燃焼性能パラメータは煙点、煙揮発度指標(204℃以下の蒸発する燃料の煙点と体積パーセントを使った計算)を含みました、そして Luminometer 数が自動化された煙逐点法)。1950 年代と 60 代に行なわれた燃焼研究が燃料の燃焼性能とその水素 / 炭素比(あるいは水素分)の間に親密な相互関係を示しました。米軍のジェット燃料仕様は今では最小水素分量、あるいは一般に煙点とルミノメータ番号法による民間用煙点仕様を含みます。ASTM D1322、「航空タービン燃料の煙点の試験法」は芯ランプで燃料サンプルを焦がして、そして炎先端ですすの形成なしで得られることができる炎の高さを測ることを必然的に必要とします。この単純なテストは元来灯油を照らすために開発されました、しかしタービンエンジン燃料に非常に適していることがわかりました。ASTM D1740、「航空タービン燃料の Luminometer 数」、はもう軍のタービン燃料に対しては使われませんが、しかし民間用燃料仕様ではまだ必要とされます。燃料の水素分を測るために、望ましい試験法は ASTM D3701、「低解像度 NMR 分光測定法による航空タービン燃料の水素分」です。以前に使われた方法である ASTM D1018、「石油成分の水素の試験法(燃焼法)と ASTM D3343、(燃料密度、蒸留温度と体積パーセント芳香族化合物を含む相互関係に基づいた)「航空燃料の水素分の概算のための方法」を含みます。

航空機とエンジンの燃料システムは製造上多くの異なった材料を含みます。燃料の構成成分の働きを通してこれらの材料の腐食が避けられなくてはなりません。ASTM D130, 「銅条曇り方法による石油製品からの銅腐食検出のための試験法」, は米国の軍用タービンエンジン燃料仕様の必要条件です。このテストでは研磨された銅条が一定条件の下で燃料に曝され, その後腐食の有無が調べられます。試験帯状体の上に腐食が存在しないことが硫黄成分と腐食的な硫黄化合物が存在していないことを示し, 銅と同様, 燃料システム材料のいずれにも腐食的な問題がないであろうことを示唆します。

ジェット燃料は清浄で, 乾燥していなければなりません。航空機エンジンへの測られた燃料の流れが遮られず, 燃料システムが適切に, そして確かに機能することを保証するため, 固体粒子の除去および水の乾燥をしてください。水は最もありふれた, そして潜在的に重大な燃料汚染物質です。精製所に始まって, 燃料貯蔵, 輸送, 運用の間に, 水汚染を被る多くの機会があります。十分な量の水がエンジンにポンプで送られると, 減少した量の燃料とともに, エンジンの失火を起こすことがあります。水は同じく, 燃料システムの中で凍ることによりエンジンへの燃料の流れを阻止することがあります。加えるに, 水は燃料システムの中で微生物の成長を促進し, フィルターの目詰まりや腐食の問題を引き起こします。25°Cで, タービンエンジン燃料は最高 70ppm の水を溶解します。高高度飛行の間で起こるように, 燃料が低い温度に晒されるとき, 溶解した水の多くが凝結します。航空ガソリンでは, いかに分散した水でも急速に分離し, そして排出されるべきタンクの底に沈殿します。タービンエンジン燃料は, ガソリンより密度が高く, 粘性があり, 水その中に分散させる傾向があります。もし界面活性剤(石鹸や洗剤のような界面活性剤)が同時に存在しているなら, 燃料-水乳濁液が形成され, 水と燃料の通常重力分離効果を妨げるかもしれません。固体粒子と非溶解な水を燃料から取り除くためフィルターセパレータが地上での転送と航空機燃料補給の間に使われます。圧力容器の中でフィルターセパレータは深さフィルター, 癒合媒体と疎水性の薄膜, でできています。燃料から水の重力による分離を防ぐことができる界面活性剤は同じくろ過癒合と水分離を妨げることがあります。

タービンエンジン燃料による水質汚染をコントロールするために使われる規格試験方法は水許容量テストと水分離指数試験器 インデックスを含みます。航空ガソリンに対して水分許容量試験が開発されており, アルコール, あるいは他の水溶性の薬品が存在しているかを定めます。この試験では 20 ミリリットルの蒸留水が 80 ミリリットルの燃料に加えられています。混合物は 2 分間振られて, 次いで静置されます。底の水量のいかなる増加も幾ばくかの水溶性の物質が燃料から抽出されたことを示します。燃料 / 水インタフェースにおける泡あるいは「レース」の発生は燃料から水の分離を妨げるかもしれない界面活性剤の存在を示します。この試験法, ASTM01094, 「航空燃料の水反応の試験」, はジェット燃料仕様で指定されており, フィールドにおいて最小限の装置で容易に実施できます。水分離指数試験器インデックスは, 1950 年代後期に海軍研究試験所のジョン・Krynitski 博士によって開発された。彼は小型のコアレサラー試験装置を開発しました。それは燃料中の界面活性剤の存在に非常に敏感なものでした。改良された機械の一種は 1964 年にタービンエンジン燃料仕様書要求事項になった ASTM D2550, 「航空タービン燃料の水分離特徴のテスト」, で使われます。テストでは, 水が供試燃料に加えられ, 燃料 / 水混合物は乳化されます, 乳濁液は coalescencet 媒体を通してポンプで汲み出されます, そして燃料 / 水分離の度合いは視程計を使って測られます。1969 年 3 月に, 変更された水分離指数試験器インデックス (WSIM) は WSI 方法に取って代わりました。しかしながら, 保水性試験と VVSIM 試験のいずれも, 実際のフ

ィールドでは良い相互関係のあるフィルター分離器の性能と合いません。燃料の異なったバッチが何千ガロンもフィルターされると、フィルター分離器の性能はたった数ヶ月の運転で次第に劣化するかもしれません。水反応テストと WSIM は1種類の燃料で実施されます、そしてテストはただ数分間続くだけです。にもかかわらず、これらのテストは 1950 年代後期と 1960 年代初期に空軍を悩ませた水質汚染問題を減らすのを助けました。WSIM の1つの重要な用途は癒合の妨害に関する軍用仕様書-25017 腐食防止剤をその効果の有無について調べることでした。深刻に WSIM 評価を悪化させた腐食防止剤は認定品目表から取り除かれました。タービンエンジン燃料からのその除去は燃料汚染で問題となる水を軽減しました。

JP-1 の仕様、JP-2 と JP-3 と JP-4 燃料は当初、固体粒子汚染物質に対する限界を含みませんでした。最初のタービンエンジン燃料タンクと輸送システムは航空ガソリン用から転換されたものであって、清浄で乾燥した燃料を送り出すことに注意されていませんでした。燃料溶解性の腐食防止剤の使用は 1954 年に始められたもので、微粒子の源であった鉄製タンクとパイプラインの内部腐食を遅らせるためでした。新しい燃料システムが作られるにつれて、改善された材料と設計が腐食を減らして、そして汚染物質の除去を助けるために使われました。改良された燃料タンク、供給系は 1965 年に燃料仕様 MIL-T5624 の修正において：1 リットルの燃料について固体粒子の量を 0.5 から 1.0 ミリグラム以下に制限しました。固体粒子を測るために使われる試験法は ASTM D2276 「航空タービン FuelsTM で微粒子汚染のテスト」です。この方法は定められた量の供試燃料を予め重さを測った薄膜フィルタを通過させ、そして汚染物質により起こされたフィルター重量の増加を測定するテストを伴います。

仕様 MIL-T5624 の 1973 年の修正は、ろ過時間テストを新しい燃料の品質管理要件に含めました。このテストは燃料が、一定条件の下で、指定されたフィルターを通過するための所要時間を測定します。高いろ過時間は急速にフィルター分離器と航空燃料ラインフィルターを閉塞する材料を燃料が含んでいることを示しています。この要求は断続的に発生する濾過性問題を軽減するために加えられました。燃料が乾燥したままであることを保証するよう慎重に取り扱われない限り、バルジ船あるいはタンカーで輸送される燃料は濾過性が劣化している可能性が高くなります。フィルター目詰まり沈殿物は、腐食防止剤 / 潤滑性改良添加物とほんのわずかな金属を含んでいる水を伴う反応によって、形成されます。腐食防止剤中の脂肪酸は微量な金属と反応してゼラチン状の沈殿物を形成します。他にも、水底での微生物の成長と関係する問題として、銅が同時に存在する場合、より低い温度でフィルター上に金属不活性剤によるキレートが堆積することがあります。

1950 年代初期におけるプラット&ホイットニーJ-57 エンジンの開発の間に、燃料噴射ノズルのカーボン堆積がありました。問題の重度は燃料の異なったバッチで変化することが判明しました。これらの堆積物の形成に抵抗する燃料の能力は熱の酸化安定度と呼ばれます。この J-57 問題のための直接的な解答は燃料に伝わる熱量を減らすために燃料マニホールドとノズルの設計を変更することでした。しかしながら、高温に晒されると堆積物を形成するという燃料の傾向を制御する必要が認識され、問題点の研究が始められました。堆積物の分析により金属、硫黄、窒素と酸素の化合物が高濃度に存在することが明らかになりました。銅、鉄、鉛、亜鉛のような金属は高温で堆積物の形成を速めることが示されました。例えば、自然銅が燃料の熱酸化安定度を劣化させるのに必要なのは、たったの 10~20ppb の濃度で存在するだけです。

熱安定度を特徴づけることにおいて、さまざまな静的試験が不相当であることが判明したとき、ダイナミックな（流動的）テスト装置が開発されました。後に ASTM-CC 燃料コカーとして設計されたこの装置は、エンジン燃料システムを模擬した、熱せられたチューブとフィルターを通して燃料を流すものです。フィルターを通して流れ出る燃料が増加するとき、圧力低下が増加するにつれて、不適当な熱安定度を示していました。その後、加熱器チューブの上に形成された堆積の量は熱不安定性のいっそう定量化可能な指標であることが判明しました。何年もの間タービンエンジン燃料仕様で必要とされた ASTM D1660 がコカーの使用を標準化しました。1966年に、研究調整評議会（CC）は改善された熱の酸化安定度試験法の開発を始めました。これは ASTM D3241、「航空タービン燃料の熱の酸化安定度のためのテスト（JFTOT 手続き）の発行で頂点に達しました。ジェット燃料の総酸化試験（JFTOT）は、必要とされる試験時間とテスト燃料をより少なくするように、事実上、燃料コカーのバージョンを小型化して、自動化するものでした。コカーと JFTOT に共通する 1 つの重大問題が、研磨されたアルミニウムヒーターチューブの上に見える堆積の量を評価するための良い方法がないことでした。評価手順では、堆積物の色標準の目視比較が使われました。JFTOT の開発者で供給元である、Alcor 株式会社は堆積物によって起こされた暖房装置チューブ反射の変化を測るチューブ堆積物評価装置（TDR）を開発しました。JPTS と JP-7 燃料のために JFTOT 試験法と Alcor TDR 法が指定されています。さらにチューブ評価手順を改善するために、JFTOT 暖房装置チューブはテストの前後に両方とも評価されます、そして堆積物により起こされた TDR 評価の最大増加が基準として使われます。この方法は良い精度を提供して、そして視覚的評価方法の主観性を取り除きます。コカーあるいは JFTOT のような、模擬テスト装置を使うと起こる 1 つの基本的な問題が試験時間を短くするにつれてテストの厳正さを増やす必要があることです。ターボジェットエンジンでは、熱安定度の低い燃料は数百時間の運転の後に衰弱させる堆積物を起こすかもしれません。品質管理試験として、堆積物を形成する燃料の傾向は数時間で行なわれることができるテストを使って決められなくてはなりません。このために、限定された時間で堆積物を得るために試験温度が高くされます。このアプローチは実際の反応ではなく、反応速度だけが温度により変化する限りにおいて正当なものです。JP-8+100 の開発で空軍はこの仮定を確認し、そしてテスト燃料の本当の、長期にわたる評価を提供するために多くのテスト用具一式を開発しました。

石油製品の色はしばしば汚染物質の存在を明らかにすることを可能にし、そして汚染している物質を識別するために使うことができます。染料は石油製品を識別するために使われます。例えば、油圧用 작동油は赤に染められます、100 グレードの低鉛の航空ガソリンは青に染められます、そして四エチル鉛を持っている 100 グレードの航空ガソリンは緑に染められます。赤い、青いか、あるいは緑の色あいを持っているジェット燃料のサンプルは、これらの他の製品の 1 つで汚染されているという疑いをかけられるでしょう。タービンエンジン燃料は一般に染められておらず、真水の白から藁の色までを呈し、自然な色の範囲です。若干の軍のタービンエンジン燃料は当初、燃料の色を報告されることを必要としましたが、現在の仕様は色に対して限界を与えません。ASTM D156、「石油製品のセイボルト色度（Saybolt 比色計方法）」は通常指定された試験法でした。セイボルト色度はその色が指定された水準と比較される燃料分析試料のコラムの深さと関係があります。（-16 と +30 の間で）数がより大きいと、それだけ色は、より明るくなります。

炭化水素燃料は貯蔵の間にゆっくりと酸化し溶解性および不溶解性のゴムあるいは樹脂を生じます。溶解性のゴムは蒸発すると堆積物を残すでしょう。例えば、ガソリンのガムは、入口マニホールドの中とピスト

ンエンジンの取り入れ口弁の上に堆積物を残します。タービンエンジン燃料の最初の仕様が書かれたとき、タービンエンジンへのガムの影響は知られていませんでした。不溶解性のガムが燃料計量型ポンプ、燃料弁と燃料フィルターに影響を与え得ると想定され、航空ガソリンのためのガムの必要条件はタービンエンジン燃料仕様書の中に移行されました。1950年頃、ライト・パターソン AFB で空軍によりタービンエンジン燃料の中で現存のガムの重要性を決めるために試験運転が実施されました。燃料の霧化と噴射のために蒸発管を使った J-65 エンジンがテストのために使われました。蒸発管は、燃焼器に入る前に、燃焼用空気の1部と燃料のすべてが通過する曲がった杖状の管の形をしていました。蒸発管は燃焼した燃料からの熱が入っている燃料を蒸発させるのを助けるため、燃焼室内に延びていました。そして燃料と空気は、燃焼器のドームの近くの蒸発管を活性化していました。燃料ガムが J-65 エンジンで蒸発管の吹き消えにおける要因として疑われました。ガムを模擬するために、屋根葺き用の タールに浸された燃料で試験が行なわれました。テストは 100 ミリリットルの燃料につき 20 ミリグラムを超過した現存のガムレベルにおいて、蒸発管での早い失火を起こすことを示しました。そのため、最大許容量として 10 ミリグラム / m³ のガムの含有がタービンエンジン燃料仕様のために選択されました。

炭化水素燃料は素晴らしい絶縁物です、そして、燃料が燃料系統要素を通して流れ出るとき、静電気の充電が起こります。この電荷は貯まって、そして放火的な火花放電を作り出すことがあります。多くの航空燃料システムの火事が結果として生じました。従来の航空燃料システムでは燃料の導電性を増やして静止状態で散乱させる燃料添加物が、静電気の火花放電を抑制することに効果があると分かりました。燃料の導電性は、燃料を周知の電圧ポテンシャルに合わせて、そのとき流れる電流を測定することによって測られます。これは燃料の固有抵抗が計算されることを可能にします、そしてコンダクタンスは単に固有抵抗の逆数です。コンダクタンスの試験方法には ASTM D2624, 「静電気散逸添加物を含む、航空用および蒸留された燃料の試験」と ASTM D4308, 「高精度メーターによる液化炭化水素燃料の導電性のための標準試験」が含まれます。

E. 添加物

燃料添加物は特別な性質を与えたり、あるいは容易に削除することができない燃料汚染物質の影響に対処するために燃料に加えられている化学物質です。タービンエンジン燃料添加物の選択においては細心の注意がはらわれなければなりません。ある面で燃料の性能を強めるように意図された添加物が他の燃料の性質面で重大な有害作用を持つことがあります。金属化合物を含む添加物などは燃焼器、タービンのような、エンジン高温部要素を攻撃することがあります。溶剤と他の添加物構成要素は航空機で使われるエラストマー材料とエンジン燃料システムを攻撃して、燃料ポンプと燃料制御のボディに密着した要素に腐食を起こして、そして熱の酸化安定度を弱めることがあります。多様な燃料添加物が開発され、何年もの間調査されています、そのいくらかは今も軍のタービンエンジン燃料に使用されています。現在、進行中のタービンエンジン燃料開発プログラムは JP-8+100 計画で、燃料の熱安定度を改善するために特別な添加物のパッケージに頼っています。次のパラグラフは、開発の歴史、有益性と現況を含めて、種々の添加物のタイプの議論を含みます。

酸化防止添加物は貯蔵の間にガムと過酸化物の形成を防ぐためにタービンエンジン燃料と他の石油製品に加えられています。抗酸化物質は、燃料における遊離基の形成を減らすか、あるいは防ぐことによって、機能します。遊離基の減少がガムと過酸化物の形成を減らします。通常、過酸化物は酸素のあるところで長期間、貯蔵される間に燃料の中に生じます。それらは、堆積物の形成の前触れであって、熱の酸化安定度にとって有害です。過酸化物は、また燃料タンクの多硫化物密封剤と他の燃料系統エラストマを攻撃します。ネオプレンと亜硝酸塩ゴム製のホース、シールリングと隔膜に対して、過酸化物の反応に起因する問題が報告されています。

燃料コントロールダイヤフラムの故障は 1976 年に米国海軍 A-7 航空機の衝突の原因であることが判明しました。過酸化物は隔膜故障の原因と推測されました。大規模なラボ試験を通して、海軍は抗酸化剤の能力がタービンエンジン燃料における過酸化物の形成を防ぐことを明らかにしました。この仕事の結果として、抗酸化剤がすべての JP-5 燃料の中で必要とされました。

タービンエンジン燃料で使われる抗酸化剤の 2 つの基本的なタイプはフェニルジアミンとヒンダードフェノールでした。それらは燃料の熱安定度を劣化させることが判明したため、フェノールジアミンはもう使われません。ヒンダードフェノールは熱安定度に弊害を与えず、百万分の 5000 かそれ以上の高濃度では熱安定度のわずかな改良を示しました。

通常抗酸化剤の効率を実証するために使われる 2 つの試験方法が ASTM D525, 「ガソリンの酸化安定度 (誘導期方法)」と ASTM D873, 「航空燃料の酸化安定度 (潜在的な燃えがら方法)」です。これらの試験方法では酸化防止剤候補は燃料に加えられ、酸素により加圧されて 100°C に温められます。ASTM D525 試験法は酸素吸収が規定された率に達するのに必要とされる誘導時間を測ります。ASTM D873 試験法は決まった期間の後に構成された残滓 (ゴム) の量を測ります。ASTM D3241, 「タービン燃料の熱酸化安定性 (JFTOT 施療)」, が同じく酸化防止剤が燃料熱安定度を劣化させないことを保証するために使われます。

厳しい還元プロセス下においてはタービンエンジン燃料はその自然の抗酸化性を失うため、早急な過酸化を必要とします。水素化燃料は燃料が大気に触れる前に、抗酸化剤が加えられるようにしなくてはなりません。これは抗酸化剤がすでに起こった酸化反応からは回復させないからです。タービンエンジン燃料の生産において、水素処理法と水素化分解法プロセスの使用が増加しています、そして結果として、抗酸化剤の重要性と必要性が同じく増加しています。標準的なタービンエンジン燃料の中の老化防止剤の濃度は 1 リットルについて最高 14 ミリグラムの範囲におよんでいます。

金属不活性剤添加物 (MDA) は初めは、銅の糖化プロセス (メルカプタン硫黄化合物をそれほど有害でない硫黄化合物に換える方法) を使って処理されたガソリンに加えられていました。銅はガムを形成する酸化反応の触媒になることが知られています、そのため、MDA は燃料に残された銅のわずかな微量までも非活性化するために使われました。MDA は、金属のキレート化合物を生成する役割を有します。キレート化合物は効果的に金属を燃料から隔離します。

MDA は軍のタービンエンジン燃料の中ではオプションの添加物です。それらは燃料生産者の裁量によって含まれます。特に銅のほんのわずかな金属により燃料の汚染が起こったか、あるいは疑われるとき、それらが使われる可能性が高くなります。主に銅に対して使用するよう開発されていますが、MDA は同じく鉛のような、若干の他の金属に対しても効果的です。米海軍は混合ジェット燃料(JP-5 および航空用ガソリンの 2 : 1 混合物)の研究で MDA が加えられなかったか、あるいは四エチル鉛がガソリンから取り除かれなかった場合に、過度のガムが生成されることを証明しました。MDA は 1 リットルについて 6 ミリグラムまでの濃度で、軍用のタービンエンジン燃料での使用が認められています。

1954 年に米国政府は商用のパイプラインを航空燃料を空軍施設に輸送するために使い始めました。地上の燃料システムで過度の腐食と戦い、そして航空燃料システムへの腐食生成物の混入を減らすため、腐食防止剤添加物の必要条件が航空ガソリンとタービンエンジン燃料両方の仕様に加えられました。腐食防止剤添加物のために 1954 年に (MIL-I-25017) が公表されました。それは添加物の候補に資格を与えて、そして最小有効な濃度 (MEC) を決めるために (同じく錆試験として知られている) 20 時間の腐食試験を含みます。

燃料 / 水分離器における問題は腐食防止剤の反応にまで遡ります。認可された添加物の若干が化学的に不溶解性の水および微量の金属と反応し、急速にフィルターを塞ぐゼラチン状の物質を形成します。1960 年 3 月に腐食防止剤がタービンエンジン燃料の仕様から取り除かれました。1962 年 9 月に、それらは再び義務的な必要条件にされました、しかし仕様は最低水分離インデックス格付けを必要とするよう修正されました。仕様のこの修正は認定品目表 (QPL) からのいくつかの供給元の撤退をもたらしました。

腐食防止剤混合剤のための義務的な必要条件は再び 1965 年 11 月にタービンエンジン燃料仕様から除外されました。数週間以内に、空軍は燃料ポンプとコントローラーにおける重大な燃料潤滑性問題を経験し始めました。前線での問題が J57 , J69 と J79 エンジンで経験されました。パイロットが減速時にエンジンを絞ろうと試みたとき、燃料制御装置からの応答が緩慢もしくは無反応になりました。結果としてエンジンは全速力に固定されました。これは燃料制御装置で軸/スリーブのサーボシステムの不適当な潤滑が原因でした。潤滑性の低い燃料がポンプギアとピストンに同じく過度の摩耗を起こして、故障間隔を短縮させました。

蒸留燃料は硫黄、窒素と酸素の化合物を含みます。これらの不純物は効果的な境界潤滑油です。しかしながら、燃料が水素化されると、自然に発生する境界潤滑油は取り除かれるか、あるいは破壊されます。腐食防止剤添加物は金属面上に保護膜をめっきのように形成して腐食を防ぎます。このフィルムは腐食を起こす酸素が表面に到達するのを阻止し、境界潤滑油と同様の役割を果たします。腐食防止混合剤が 1965 年に燃料から取り除かれたとき、燃料ポンプとコントローラーが頼るよう意図されていた潤滑性を燃料は示しませんでした。

1966 年 11 月に空軍は再び腐食防止剤の添加を必要とするようタービンエンジン燃料仕様を修正しました。燃料潤滑性の不足に起因する問題はすぐに解消しました。その時から報告された数少ない問題がすべて添加物不足が原因とされ、燃料中への追加の混合剤の注入により全ての問題が解決しました。

燃料潤滑性の分野で、残る唯一の問題は潤滑性に影響する添加物の評価とその効率的濃度の最小値の決定が、潤滑能力というよりは腐食防止の効率評価の検査によるものであったという事実でした。種々の政府機関が燃料の潤滑特性を測定し、異なった状態の下で潤滑性添加物の有効性を決める適切なテストを開発しようと試みていました。流体潤滑モードで運転して潤滑油を評価するテストリグは利用可能でした、しかし燃料ポンプとコントローラーは境界潤滑範囲で稼働するものであったため、それらの用具一式は役に立ちませんでした。

最初の燃料潤滑性試験器の1つはベンディクスにより、研究調整評議会 (CRC) により確証されたガイドラインの下に製造されて、そしてベンディクス-CRC 潤滑性検査機として知られていました。この装置は燃料制御装置の典型的な弁とスリーブユニットを模擬しようと試みました。スリーブ内の滑っている軸の摩擦力が測定されました。大体同時期に、英国では高圧ピストン式燃料ポンプで問題にぶつかりました。銀めっきした銅ピンでできていた「シリンダー上のピン」(POC) テスターが、鉄製シリンダー上をこすって、ポンプ機器をシミュレートするために使われました。燃料潤滑性は、ピンの摩耗率を測ることによって、評価されました。もう1つの早い時期における検査器は Furey Ball-On-Cylinder (FBOC) でした、これは金属接触と滑りあう潤滑表面間の摩擦を研究するために使われました。シリンダーと接触するボールの動的な摩擦力、パターン (ウェア傷跡) とパーセント金属がボールとシリンダーの間に接触する楕円形の摩耗の主軸と副軸はすべて測られました。FBOC は 1966 年に燃料の潤滑性をテストするために使われ始めました。少量の腐食防止剤を評価することに関して、FBOC は POC よりずっと敏感でした、しかしその精度は低いものでした。1984 年に空軍は FBOC の再設計と改善のために InterAv 株式会社と契約しました。これは今 Ball-On 円柱潤滑性評価器 (BOCLE) として知られているものの最初のバージョンをもたらしました。BOCLE は球が残す傷跡直径が関連する燃料潤滑性の量的な基準を提供します。

1985 年に空軍は BOCLE を改善して、そして標準化するプログラムを始めました。CRC は BOCLE 装置と操作手順を標準化するために同じく特別委員会を作りました。その結果、Falex リングと、SKF スウェーデン鋼球 (直径 12.7 ミリ) の強制使用が指定され、また Isopar M-130 ppm DCI-4A が標準的な較正液体として選ばれました。BOCLE テストを行なうことにおいて、検査される液体は大気が 10% の相対湿度に維持されているリザーブタンク内に置かれます。回転しないボールは垂直に取り付けられたチャックに保持され、軸で取り付けられた鋼製試験リングに対して、強制荷重が加えられます。テストリングは一定速度で回転して、そしてそれぞれの最低回転のサイクルにおいて試験用液体に瞬間的に晒されます。試験球で生成された摩耗傷跡は顕微鏡下で観察され、楕円形の摩耗傷跡の主軸と副軸が測られます。

1989 年 6 月に腐食防止剤 / 潤滑性 Improver (CI/LI) 仕様は BOCLE テストを含むように修正されました。1989 年 11 月に、BOCLE テストは ASTM により認められ ASTM の D5001、「Ball-On-Cylinder 潤滑性評価器 (BOCLE) により航空タービン燃料の潤滑性の測定のための標準試験法方法」、が公表されました。もう1つの仕様の重要な変更が 1989 年 6 月に生じました。当時 ASTM D2550 は ASTM D3948、「ポータブル分離計による航空タービン燃料の水分離特徴を決めるための方法」に置き換わっていました。仕様は有効な濃度の推奨値 (REC) が、さびテストにより決められるという要求に変えられました；ただしさびテストは低濃度では精度が低いため、1 立方メートルについて少なくとも 6 グラムであるべきです。MEC は、(1) さびテストで定められた REC の 1.5 倍、あるいは (2) 前述の BOCLE を使う手順で摩

耗傷跡が.65 ミリを越えない潤滑性改善剤の量のうちで、より大きいほうです。最大許容濃度（MAC）は 1 立方メートルについて燃料について次の最も低いものとして明示されます (1) 54 グラムの防止剤, (2) さびテストで示された REC の 4 倍, (3) 小型水分離計で 70 (0 から 100 のスケールで) かそれ以上の読みを与える最も高い濃度, (4) 静電防止添加材を含む燃料が導電性が 40% 以下の変化を与える中で最も高い濃度。米軍によりすべての入手されたタービンエンジン燃料は今これらの仕様を満たす CUL 混合剤を含みます。結果として、潤滑性関連の事件の発生、水分離とろ過問題はほとんど排除されました。

航空燃料での水汚染は常に重大な問題でした。液体状態の水はエンジンの一時的な失火を起こすことがあります、しかし固体の水（氷）はフィルターと燃料管をふさいで、エンジンへの燃料の流れを完全に止めることがあります。1940 年代と 1950 年代には、燃料中の不溶性の水が多く、飛行中の事件と事故の原因として疑われました。1958 年の B-52 の墜落は問題の大きさを明らかにしました。氷床がめっちゃめっちゃに壊れた航空機の燃料タンクの中に見いだされました。氷は、8 つのエンジンの 5 つに燃料の流れを断絶して B-52 を墜落させていました。

1958 年の B-52 墜落の結果として「燃料中の水」の問題を解決するため重要な研究開発プログラムが始められました。1 つの目的が燃料システムの氷結防止剤（FSII）開発でした。FSII は燃料に加えられ、どんな水分の存在箇所にも移動して、不凍液の役割を果たすことが望まれました。フィリップス石油会社はフィリップス 55MB として知られる FSII を開発しました。これは空軍でテストされ、1962 年に燃料での使用が許可され使われ始めました。FSII は 87.3%のエチレングリコールモノメチルエーテル（EGME）と 12.7%のグリセリンでできていました。EGME とグリセリンは燃料に溶けることができますが、水にはずっと溶けやすいものです。水 / FSII 溶液の氷点は -50°C でした。

米軍仕様書 MIL-I-27686, 「燃料システムの氷結防止剤」, が 1961 年にフィリップ 55MB 公認のため公表されました, そして米軍のタービンエンジン燃料仕様は燃料中に FSII が 0.10 から 0.15 パーセントを必要とするように修正されました。次の運用経験として、グリセリンが完全に燃料に溶けず問題が結果として生じていたことを示しました。仕様は 1962 年 9 月に、そして再び 1963 年 8 月にグリセリン濃度を 2.6%, そして次に 0.4%に下げるように変えられました。1970 年 3 月に、仕様は EGME だけを例外として、完全にグリセリンを排除するように変えられました。貯蔵の間の EGME の安定性における問題が後に 150ppm 濃度まで酸化防止剤の使用を許すという仕様改正に導きました。

米国海軍はおよそ 1984 年まで JP-5 燃料で EGME を使いました。EGME は、JP-5 燃料の発火点を最大 3°C 下げ、有効性を減らし、燃料のコストを増やすことが判明しました。海軍は新しい FSII としてジエチレングリコールモノエチルエーテル（DIEGME）を開発し、仕様書 MIL-I-85470 としてカバーしました。DIEGME は EGME ほど効果的ではないため 0.15 から 0.20%の濃度が指定されます。空軍は 1993 年に JP-8 に FSII としての使用のために DIEGME を採用しました。

タービンエンジン燃料で FSII を使う利益の 1 つは航空機の燃料タンクと地上の貯蔵タンクの油溜めの排水がいかなる天候下でも実施できることです。以前は、油溜めに集まった水が冬の間に凍って、そして春の雪解けまで水抜きできませんでした。もう 1 つの FSII の利益が水分の微生物の成長を防ぐためにそ

れが殺虫剤の役割を果たすということです。FSII の使用前には、菌類とバクテリアが、燃料を炭素源として使用して、燃料/水境界面で成長することがあります。微生物の廃棄物は非常に腐食的で、1950 年代末には航空機と地上の燃料貯蔵タンク両方に問題を起こしました。この問題は FSII 混合剤の導入の後に完全に排除されました。DIEGME へ繰り返し晒されることは健康障害を起し得るため、空軍では毒性の低い材料に置き換える研究を始めることになりました。

純粋な炭化水素は素晴らしい絶縁物です。タービンエンジン燃料と他の炭化水素がパイプとフィルターを通して流れ出るとき、ほんのわずかに汚染物質が電荷分離をもたらして、イオン化するかもしれません。(ある符号の電荷は翼面に付随します、他方反対符号の電荷は流れ出ている燃料に残っています。)これは燃料と燃料系統要素の間に正味の電荷の蓄積をもたらします。燃料系統要素は電氣的に機体と接地され、いかなる電荷も安全に地面に排出されるようになっています。しかしながら、燃料での電荷は非常にゆっくりと消失します、そしてある特定の条件の下では十分な電荷が燃料の中に蓄積して、そして発火しやすい火花放電を作り出すことがあります。もし可燃範囲で燃料/空気混合気が(燃料タンクの空所でのような)存在するなら、発火あるいは爆発が結果として生じることがあります。

1960 年代に空軍は毎年 1, 2 回の静電気に起因する燃料系統の火事を経験しました。これらは通常、地上の燃料補給作業の間に起こりました。1960 年代後期に若干の戦術戦闘機の燃料タンクには、戦闘中に燃料タンクへの被弾貫通により起こされ得る発火と爆発を抑えるために、ポリエステルウレタン開口気孔気泡ゴムインサートが装備されました。発泡体は非常に効果的であることが分かり、ベトナム戦争の間に多くの航空機とその乗員を救うことに役立ちました。1970 年半ばには多くの発泡タンク装備の航空機が合衆国本土に帰還されました。これらの航空機で燃料タンク火災が起こり始めました。燃料タンク火災は常にマイナー(泡がタンクの中で効果的に火事の拡大を抑えたため)でしたが、これらの事件には大きい関心もたれました。テストにより、燃料が泡を通して流れ出たとき、高い静電位が生成されたことが明らかになりました。燃料への静電防止添加物の使用(SDA)はこの問題に対する解決として提案されました。2つの候補静電防止添加物、シェル・ASA-3 とデュポン Statis 450, の実用試験が 1978 年に行なわれました。これらの添加物は燃料の導電性を数桁増やすことが可能で、燃料中で生成されたどんな電荷でも急速にそして安全に地面に抜き取れるようになっています。

Shell ASA-3 は他の国々では軍と商用航空機両方で 1962 年からのタービンエンジン燃料の中で使われました。それはエアゾール OT (分散剤) とクロムとカルシウム塩分で構成されています。それまでのタービンエンジン燃料中の ASA-3 の経験から、1メートルにつき僅か 50 picoSiemens の最小燃料伝導度で発火しやすい火花放電を防ぐのに十分とされ、0.5ppm の ASA-3 が通常必要とされました。デュポン Statis 450 はそれまでタービンエンジン燃料で使われていませんでした。しかしながら、それは金属を含まず、また ASA-3 より燃料水分離特性に対する効果が少なく思われました。そのために、Statis 450 は実用試験に含められました。

燃料の導電性は強く温度に依存します。20~40°Cの温度減少は燃料コンダクタンスをおよそ 50%減らします。ラボテストにより発泡燃料タンクの燃料のコンダクタンスは 100~700pS/m の間であれば安全性を確保できることが示されました。実用試験では、十分な量の候補添加物が燃料のコンダクタンスを 200~

600pS/m に増やすために使われました。実用試験と実地経験により、SDA を含む JP-4 燃料は期待はずれでした。ポリエステル・ウレタンフォームを含む燃料タンクを積んだ航空機において、増加した燃料コンダクタンスは、静電気による発火を排除できませんでした。SDA の失敗は泡の優れた電気の絶縁性に基づくものと帰されました。SDA は泡の導電性にそれほど影響を与えません。問題は寿命が改善されたポリエーテル・ウレタンフォームの導入により悪化しました。この泡は古いポリエステルウレタン材料よりさらにもっと多くの電荷を作ることが判明しました、そして燃料タンク火災の数は増加しました。

燃料のコンダクタンスをずっとより高いレベルに増やすことに考慮が払われました。しかしながら、古い航空機の燃料タンク計量システムの精度は、非常に高い燃料の伝導度に影響され、少なくとも 250pS/m 程度に高い伝導度を持つ燃料で、火災が観察されていました。種々の政府機関により、航空燃料タンクの静電気電荷の問題に対する解決を火災を抑制する発泡材を見いだそうと試みることに重要な努力が費やされました。電気伝導性を有する発泡材の有効性が運用試験で示されました。デュポン Statis 450 はタービンエンジン燃料のために唯一の現在認可された静電気除去添加物です。1 リットルにつき 0.5 から 2.0 ミリグラムの典型的な濃度が燃料の電導度を 200~600pS/m に増やします。これは燃料タンクに発泡材を入れていない航空機には適切です、そしてこれ位の濃度であれば、水 / 燃料分離器あるいは性能に悪影響を与えないからです。

染料は燃料系統漏えいの発見を支援するため JP-4 燃料、JP-5 燃料、JP-8 燃料に加えられることがあります。染料入り燃料は静止時エンジンランナップと飛行テストでの両方で使われます。テストの後に、燃料系統は染料の跡があるか点検されて、燃料が漏れたところはどこでも堆積が生じ、蒸発します。赤色と黄色の染料は適切なものです、しかし、油圧用作動油が同じく赤に染められているため黄色が好まれます。染料は仕様 MIL-D-81298, 「航空燃料システム TM に対する漏えいの発見のための染料, 液体,」に従って入手されます。

黒い、煙が多い排気ガスは航空機の視認性を大幅に増やして、そして戦闘状況においては、その脆弱性が悪影響を与えることがあります。1960 年代後期に米国海軍は戦闘活動の間に燃料中に煙抑制剤添加物の注入を提供するために戦闘機を改修しました。使われた添加物はエチル・コーポレーションにより生産された CI-2 (methylcyclopentadienyl マンガン tricarbonyl) でした。CI-2 はエンジン排気煙の不透明性を減らすことに効果がありましたが、その毒性とそれがエンジン高温部要素にもたらした損害のために CI-2 の使用は中止されました。

社会問題と大気汚染を規制し制限するために通過した法律がターボジェットエンジン試験台での燃料への煙抑制剤添加物に対する考慮を引き起こしました。(テストスタンドは「固定汚染源」として分類されて、そして航空機が従うべき多くの厳しい排気規制を満たさなければならなくなりました。) 若干の商用航空会社はその試験台で使用する燃料のために CI-2 あるいはアポロ DGT-2 (バリウムとマンガン) 添加物を使います。アラパホフェロセン (ジシクロペンタジエニル鉄) が海軍と空軍により、後に採用され、ある特定の試験台で煙の抑制のために選ばれました。その燃焼生成物は毒性がなく、エンジンへの長期の損害を起こさず、そして費用対効果が高いことから、フェロセンが選ばれました。フェロセンの燃焼はエンジンの中で高温部に堆積を起こす四酸化三鉄生成物を生成しますが、堆積物は柔らかく、そして次のエ

エンジンの運転の間にエンジンから吹きとばされます。若干のエンジンでは、四酸化三鉄堆積物のために、フェロセン添加燃料で運転の数分後に一時的な性能低下をこうむります。そのために、フェロセンの使用は短期間に制限されます。フェロセンは、長期の使用の後に堆積を起こして、燃料の熱安定度を劣化させるため、飛行運転のための煙抑制剤添加物としてのフェロセンの使用は決して深刻に評価されていませんでした。

一般にハロンと呼ばれるハロゲン化炭化水素が広く消火剤として、そして洗浄剤として使われます。ハロンはタービンエンジン燃料では通常添加物として使用されませんが、それらが混入しているかもしれないという状況はあります。ある航空機の燃料タンクは、火事あるいは爆発検出素子が始動すると、す速くタンクの漏損量空間をハロン 1301（臭化 3-フッ化メタン）で溢れさせる、ハロン火災爆発抑圧システムで守られています。このような事象の後には、ハロン 1301 の一部が燃料に溶け込み、航空機とエンジン燃料システム全体に運ばれることがあります。F-16 航空機の燃料タンクの中にハロン 1301 火災爆発システムが組み込まれる前に、大規模なテストがハロン 1301 が F-16 航空機または F100 エンジンの性能または寿命の問題を起こさないことを保証するために行なわれました。

非常に高い分子量重合体添加物がパイプラインで原油と他の石油製品のスループットを増やすために使われます。添加物は百万分の 10 から 100 の濃度で製品に加えられています。それらは、乱流を鎮めて、液体をプラグ流れモードで流出させ、摩擦を低減することに働きます。（同じくパイプライン抗力低減添加物として知られている）パイプライン摩擦低減添加物がタービンエンジン燃料パイプラインの流量を増やすためにタービンエンジン燃料での使用に関して考えられました。

類似の添加物が同じく航空機衝突の場合の可燃性霧の形成を減らすために反霧化物質としてテストされました。 .3 パーセント程度の高濃度が適切な反霧化性能を得るために必要とされます。

パイプラインの摩擦抵抗低減添加物と反霧化添加物は両方とも高い剪断応力の下で分解し、重合体の長い分子鎖が壊されるか、あるいは切られ劣化してしまいます。特殊な添加物の射出方式は高いせん断状態を防ぐことを必要とします、そして、燃料が高速のポンプあるいは他の高いせん断装置を通過した後は、添加物の再注入が必要とされるかもしれません。非常に高い分子量重合体の存在による、ろ過の困難性が生じるため、これらの添加物の使用に対する一般的な抵抗がありました。同様に、重合体は高いガム存在の指示値をもたらします。添加物含有燃料の燃焼テストではほとんど効果を示しません。おそらく、燃焼器にポンプで送られている間に、燃料に対する剪断力が、高分子量重合体を分解するからだと考えられます。

JP8+100 計画が開始される前には、デュポンジェット燃料混合剤ナンバー5 (JFA-5) は熱的酸化安定度改良のために使われた唯一のタービンエンジン燃料添加物でした。この専売の添加物は 1970 年 3 月から JP-TS で必要とされました。JFA-5 は灯油を担体とする、重合体、有機アミン類とアミド化合物、の無灰混合物です。JP-TS で使われる JFA-5 の濃度は 1000 バレルの燃料毎に 3 から 4 ポンド（およそ 9 から 12 ミリグラム / リットル）です。ジェット燃料の熱安定度を改善することにおいて JFA-5 の有効性は小規模のテスト装置できちんと文書化されていました。JFA-5 がテスト燃料に加えられたとき、燃料炭

化テストはチューブ堆積とフィルター差圧が際立って減少していたことを示しました。JFA-5の有効性は少なくとも部分的に燃料劣化生成物がフィルターを詰まらせるか表面に堆積物を生じるのに十分大きい粒子に固めるのを阻止する、分散質特性のためであると信じられました。JFA-5の分散効果に起因する1つの問題は燃料/水分離の有効性の縮小です。

JP-8+100 研究計画は空軍により、1989年に、他の行政機関、産業と大学と共同で始められました。計画の主な目的はJP-8燃料の熱吸収性能を50%増大させ、燃料使用温度を100°F高めて、325°Fを425°Fに増やすことでした。これは、1000ガロンの燃料毎に1ドルかそれ以下のコストで燃料に混ぜるべき添加物を開発することで達成されるはずでした。燃料開発はエンジン性能要求（技術の必要）、燃料費（経済的要因）と燃料有効性（戦略上の要因）の均衡を保つ最も良い妥協策であったと感じられました。JP-8+100は将来の進歩した航空機のためにJP-7やJP-TSのような高価な専門燃料開発の必要を軽減し、現在の保有航空機の維持費を低減するでしょう。

JP-8+100の目的を達成するために5つの主要な研究課題が識別されました。

1. 燃料熱安定度を評価することに対して、新しい試験技術を識別し、開発すること
2. 燃料熱安定度の事前の基本的な理解。
3. 世界的な化学モデルと熱安定度スケールを開発すること
4. 熱安定度を改善することに対して、効果的な添加物のパッケージを定式化すること
5. JP-8+100の使用によって、実際の航空機運転を通して、提供された性能とコスト節減を実践すること

実際の航空機の運用における熱安定度性能を評価するために燃料をテストする場合、克服しなければならない、いくつかの主要な障害があります。それは：燃料が燃焼までに晒されている、ミッションと航空機両方に依存する複雑な熱履歴；堆積形成にとって原油の産地、そして、多数のメカニズムに依存する燃料における相違などが含まれます。最も重要な問題は、いかなるラボ試験においても、ラボ試験に適切なタイムスケールと燃料量が測定可能な堆積を得るために、温度あるいは酸素有効性を増やすことによって、加速されているに違いないということです。温度を増やすことは堆積物の形成率を増やしますが、堆積物形成の反応が、燃料が実際の運用で経験するであろうより低い温度で生じる物と同じである限りにおいて、これは当てはまります。酸素有効性を増やすことは、再び、堆積物ができる率を増やすことができます、しかしこのような堆積物の正当性は疑わしいものです。

JP-8+100プログラムで使われたアプローチは、いろいろな静止、および流動試験を開発して、使うことにより、その結果が、堆積物形成の性質のより良い理解と結びつけられるとき、特定の添加物のパッケージで燃料の相対的な熱安定度を評価するために使えるようにするものでした。添加物の製造業者により供給された、多くの添加物パッケージを使う、この一般的なアプローチはその有効性を確立するためにスクリーニングされました。最も効果的であると見いだされた方法は、追加のテストと濃度最適化を受けさせられました。添加物の有効性を数量化するために、JP-TSの能力に基づいた線形目盛りが考案されました。このプロセスを通して；添加物のパッケージ候補は、延長された持続時間検査とシミュレーションで評価されることができた少数に絞られました。結果として、JP-8+100の目的を達成することができるいくつかの添加物のパッケージが識別されました。テストは現在も進行中で、物質的の互換性ガイドラインを確

立して、そして他の操作上の問題を提起しています。飛行試験は、現在の在庫航空機とエンジンで JP-8+100 を使用してどれだけ維持費が節約されるかを示しています。

F. ミサイル燃料

ラムジェットおよびタービンエンジン動力のミサイル用の燃料に対する要求は通常の航空機用燃料に対する要求と大いに異なっていました。ミサイルは一般に比較的短い持続時間で一つのミッションのために使われます。ミサイルの航続距離は機内搭載できる燃料の量で制限されます。燃料の容積はしばしば燃料の重量より重要です。ミサイルの一生のために使われる燃料はごく僅かですから、その燃料のコストはミサイルの総原価と比較してほんの僅かです。燃料の貯蔵安定度はミサイルにとって重要なパラメータとなり得ます、他方で、熱酸化安定度は、使用されるまでに何千数時間もを蓄積するかもしれない航空機エンジンに比べ重要ではありません。高高度ミッションを有するミサイルに対しては、低い温度と圧力での性能が、重要な考慮であるかもしれません。

1960 年代初期における海軍のタロス誘導弾ミサイルの開発の前には、タービンエンジン動力のミサイルについて入手可能な燃料は JP-4 燃料と JP-5 燃料だけでした。歴史的には、通常航空燃料より高い燃焼熱を持つ炭化水素を米国航空評議委員会 (NACA) が調査し始めた 1950 年代に始まりました。それは、海軍のタロス地对空誘導弾ミサイルの開発者である、ベンディクス航空宇宙システムズ部門が積極的に高密度、高エネルギー燃料を調査し始めた 1965 年のことでした。候補燃料の 1 つは優秀なエネルギー / 密度の特性を持っていた商業的副産物、メチルシクロペンタジエン二量体 (MCPD)、でした。しかし、テストしてみると、MCPD が化学的に不安定で、窒素の下でも沈殿物と粘着性のガムを形成する傾向を持っていることが判明しました。エッツ研究所とジョンズ・ホプキンス大学の応用物理研究所 (APL) の職員との協議の後に 1966 年 6 月に、いっそう化学的に安定した燃料を産み出すことを期待して、MCPD を水素と化合させることが決定されました。結果として生じる燃料、テトラヒドロメチルシクロペンタジエン二量体 (TH 二量体)、のテストがそれが許容できる保管性と材料互換性の特性を持っていることを明らかにしました。結果として、1967 年初めに海軍は T-H 二量体の仕様を発効しました。海軍の仕様はその後 1967 年に、三軍運用の仕様、MIL-F-82522 として制定され燃料は RJ-4 と指定されました。1968 年に、JP-5 燃料のそれよりおよそ 16% より大きい容積あたり燃焼熱を持っている RJ-4 がタロス誘導弾ミサイルで JP-5 燃料を交替させるよう選ばれました。それは、同様に、海軍のトマホークミサイルのために選択されました。norbomadiene という燃料は、RJ-4 より、さらに 15% ほど高い容積あたりの発熱量を持っており、早くは 1962 年ごろに、空軍航空推進研究所が調査しました。norbomadiene を工業原料として使い、シェル石油会社は Shellydyne-H として知られる新しい燃料を開発し、1966 年に特許を取りました。Shellydyne-H は後に RJ-5 に指定されました。1970 年に、空軍は回分法により 1664 ガロンの Shellydyne-H の生産のために、そしてプロセス技術と品質管理手続きの開発のために、シェルに追加の仕事の後援しました。1972 年に追加の契約が 1 日に 200 ガロンの容量で 5000 ガロンの生産と蒸留プロセスの開発とデモンストレーションのためにシェルに与えられました。1974 年に、生産工程を改善して、そして追加の RJ-5 燃料を入手する契約がサン石油会社とアシュランド石油会社に与えられました。

RJ-5 は空軍新型戦略空中発射ミサイル (ASALM) のために指定されました。インテグラルロケット／ラム動力による ASALM の飛行テストは 1979, 80 年に非常に成功していましたが生産へは移行されませんでした。ASALM エンジンの開発試験の間に、RJ-5 は凝固点に問題を持っていることが判明しました。元来、RJ-5 は-65°F以下の凝固点を有していると考えられていました。しかしながら、ある場合には、より高い温度で固まることが判明しました。注意深い評価により、RJ-5 は真の凝固点を約 30°F下まわるまで容易に過冷却されることが示されました。ASALM 技術の多くが、海軍の超音速低高度のターゲット (SLAT) 計画に移行されましたが、凝固点問題のため RJ-5 の開発は継続されませんでした。

1973 年 1 月に空軍はミサイル用に RJ-5 より優れた液化炭化水素燃料を開発する最初の計画に資金を出しました。サン石油会社は高密度炭化水素燃料の定式化と開発の契約をしました。サン石油会社の科学アドバイザー、エイブ シュナイダー博士の指導の下、JP-9 の定式化は確立されました、そして JP-10 の実行可能な生産プロセスが開発されました。

空中発射巡航ミサイル (ALCM) は亜音速巡航武装デコイ (SCAD) と亜音速巡航非武装デコイ (SCUD) 計画から生まれました。空軍航空推進研究所のハーブ・ランダー博士はプログラムオフィスに JP-9 は、JP-4 燃料に類似しているが、より高いエネルギーを持っている特性で、SCUD/SCAD ミサイルの燃料と考えられるべきであることを確信させました。当時、JP-9 は RJ-4, RJ-5 とメチルシクロヘキサン (MCH) の混合として定式化されました。1977 年の B-1 計画のキャンセルの後に、ALCM の展開が重要となりました。SCAD 計画が ALCM に発展したとき、JP-9 が運用上の燃料として選ばれました。

JP-10 になるはずであったシクロペンタジエンは JP-9 に先んじて開発されました。エッソ研究技術会社は 1968 年にシクロペンタジエンの特許を認可されました。この化合物は優れた貯蔵安定度、高い容積あたり燃焼熱、低い粘性、高い発火点と極めて低い凝固点を持ちます。ALCM 用 JP-9 の選択の後、JP-10 の利点が認められ始め、JP-9 の RJ-4 成分は JP-10 に取り換えられました。最終的には JP-10 自身が ALCM 燃料になりました。JP-9 は ALCM でよく働きました、しかし JP-10 はより安価でした。しかも、発火点は 100°Fよりはるかに高く、地上作戦向けに、より安全な燃料でした。しかしながら、ALCM エンジンには 60-80°Fの引火点を持つ JP-9 燃料で着火するように設計されていたため、JP-10 に切り替えることは点火範囲をひどく減らしました。解決策は、およそ 90%の JP-10 と 10%の MCH から成り立つ PF-1 点火用液体の使用でした。およそ 2 分の 1 パイントの PF-1 が ALCM エンジンの点火のために使われます。JP-10 は多くのタービンエンジンとラムジェット動力のミサイルシステムのために選択燃料として広く受け入れられることとなりました。RJ-5 と JP-10 の混合であった RJ-6 が 1970 年代後期に RJ-5 で遭遇した凝固点問題に対する対策法として開発されました。RJ-6 の高コストと norbornadiene 工業原料を外国に依存する必要のために、再定式化プログラムが 1980 年代に着手されました。化学組成と再定式化の物理的特性がオリジナルの RJ-6 とは異なるため、再定式化は RJ-7 と命名されました。RJ-6 と RJ-7 のいずれも JP-10 の置換を正当化するのに十分魅力的ではありませんでした。

通常の高密度ミサイル燃料で可能なミサイルの飛行距離を延長させる可能性が、硼素、炭素、あるいはアルミニウムをゲル状の泡に懸濁させた添加物を含むスラリー燃料に対する関心を高めました。このようなスラリー燃料は単位容積あたりの非常に高い燃焼熱を提供することがあります。硼素スラリー燃料の

NACA による研究は早くも 1958 年に始められました。1980 年代初期に、国防先進調査事業機関 (DARPA) は Vaught 社に、高温タービンエンジンで長距離巡航ミサイルを推進する技術を開発するための資金を供給しました。硼素スラリー燃料はこのような機体のために高い能力を有するであろうと信じられました。加えて、硼素スラリーがいろいろなラムジェットエンジンプロジェクトに関して考えられました、しかしいずれも運用システムに発展しませんでした。

炭素スラリーは、容積エネルギーの著しい増加を提供する一方で、システム設計のためには最小限の追加問題を生じさせるだけでした。1978 年に航空推進研究所の燃料支部は安定化炭素スラリー燃料開発を開始し、その燃焼要求項目定義の第一歩を記しました。この努力により SF-1 (スラリー燃料-1) の定式が指名されました。1981 年には、SF-2 として指名された 2 番目の炭素スラリーの明確な定式が開発されました。タービンエンジンで使用するため、これらの燃料の特性取得が 1980 年代を通じて実施されましたが、提案されたミサイルのいずれも運用ステータスに到達しませんでした。1980 年代半ばの小プログラムは、アルミニウムスラリー燃料の燃焼性を評価するものでしたが、成功しませんでした。サン石油会社と共同の、アルミニウムスラリーの明確な定式を調査する後継の計画が空軍により資金を供給された最後のスラリー燃料プログラムでした。何年ものスラリー燃料の研究の結果は安定化スラリー燃料の定式化が可能であることを明示しました、しかし、タービンエンジン動力の巡航ミサイルのためにこのような燃料を 1 つの実行可能な選択肢にするためには、かなりの量の燃料系統と推進力技術が必要とされるでしょう。

多種多様な燃料の定式化が数年の間にロケットの動力のミサイルと宇宙船のために使われました。これらの燃料の議論はこの論文の焦点が空気吸込みアプリケーションの燃料に関するものであるため、ここでは適切ではありません。しかしながら、一般にロケット推進系と結び付けられる、2 つの燃料タイプが、広範囲に空気吸入発動機に関して考えられました。ひとつは水素です。水素は実際にフォン・オハインが最初のターボジェット実験の動力として使われた最初の燃料でした。超音速燃焼ラムジェットでは、速度範囲の低いところで炭化水素燃料を使う設計を開発することに、重要な努力が費やされましたが、水素は長い間、超音速燃焼ラムジェットに好適な燃料でした。超音速燃焼ラムジェットという、高速燃焼流れの中で反応が起きなくてはならない速度は速度範囲の高いところで、炭化水素燃料の使用を妨げます。しかしながら、水素は、重量当たりのエネルギーでは、まさに最良の燃料であったにもかかわらず、容積あたりのエネルギーが非常に貧弱な問題を持っています。この欠陥を克服するために、水素は通常その極低温液体形式と半固体のスラッシュが考慮されてきました。低温の水素に関連する問題は、推進力として超音速燃焼ラムジェットを使って運用しているシステムの現場で不成功の原因となりました。

伝統的にロケットに関連する燃料の第 2 段階は固形燃料です。固形燃料を使うロケットエンジンについて、酸化剤は、別個、または燃料中の成分の一部として、供給されなくてはなりません。固体燃料ラムジェットエンジンの酸化剤は、空気がエンジンを通過することによって、供給されます。そのため、固体燃料ラムジェットエンジンにより、同等の固体燃料ロケットよりはるかに大きい航続距離が利用可能です。固体燃料ラムジェットの飛行テストの成功により、この技術が準備万端であることが示されました。

H. 未来

航空燃料開発の歴史は航空機の汎用性の開発と拡大に密接に関連して付随してきました。初期段階から現在まで、燃料は、より強力なエンジンを考案し、設計、製造することを可能にするものでした。しばしば、エンジン設計者が必要性を認識する前に、燃料開発者の将来計画が燃料の進歩を提供しました。別の場合には、燃料開発者は運用上の問題の原因であった燃料に関する問題を是正するよう努力しなければなりませんでした。今日の燃料開発者は未来の要求への洞察力を持ってはなりません、しかし同時に、完全に燃料開発資金の財布のひもを持つ人々には伝えることができない見通しの部分を超過しないように気を使わなくてはなりません。

最近開発された JP-8+100 は、完全に導入されれば、航空機とエンジン燃料システム保守の世界に革命を起こすでしょう。JP-8+100 は同じく現在の燃料システム要素に課せられている温度限界を広げるでしょう。もし歴史が正確なガイドであれば、JP-8+100 がもたらす 100T の増加は、それほど長い間は、エンジン設計者の要求を満たさないでしょう。

すでに設計者により熟考されている、未来の航空機はより速く、より高く飛び、そして燃料に対してさらにもっと多くの要求を与えることが確実です。スピードの増加、電子装置の拡張、そしてステルス的重要性がいつそう流行するにつれて、冷却剤としての燃料の役割はますます主要な課題になっています。

空軍はすでに 900T の燃料システム使用温度を可能にするであろう燃料を開発するという目的で進行中の計画を有しています。この燃料は、JP-900 として指名され、冷却目的で燃料を再循環する必要を完全に排除するでしょう。この燃料の開発には 2 つの根本的に違ったアプローチがあります。一つ目は高い熱安定度を持っている炭化水素（主に飽和環状パラフィン）から作り出されたまったく新しい燃料です。2 番目のアプローチは、より費用対効果が高く、また意欲的なもので、JP-8+100 プログラムで得られた経験をもとに、JP-8 の熱安定度を拡張する添加物のパッケージを開発して JP-900 を産み出すというものです。

現在の熱安定度の限界は、ほぼ完全に、燃料中における溶存酸素の存在に起因しています。溶存酸素の除去が長い間、高温酸化安定度の問題に対する解決として提案されました。燃料から酸素を排除するには、いろいろな機械的手段があります。これらの方法は次の方法、即ち：不活性ガス転置；真空脱気法；酸素分子以外の燃料を透過させる半透膜の使用；そして超音波の圧力波の使用を含みます。部分的な酸素枯渇を示す実際のシステムは、しかしながら、減少した初期酸素下で付着の増加を示す可能性があります。有効な脱ガス剤は 0 から 5ppm の初期酸素レベルを達成する必要があることが示されました。

燃料に溶けた酸素の除去に関して、いつそう希望を抱かせるアプローチは作用する添加物を脱酸素剤として使うことです。

トリフェニルホスフィン (TPP) が脱酸素添加物として提案されました。TPP は燃料中に溶解可能であり、過酸化ラジカルとの反応より、溶存酸素と反応すると信じられています。酸素消費へのこの小道は、それが、貯蔵の間に遭遇する全ての温度、および通常の酸化温度範囲より低い温度において機能するであろうことを示唆します。

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-16-010
JAXA Research and Development Memorandum

ジェットエンジンサイクル検討における熱力学物性値について(その3)
Thermodynamic properties of working substances on jet engine cycle studies (3rd report)

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成29年3月31日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2017 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

