



アマール型気化器の定常特性に関する研究(第1報)

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2014-06-20 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 澤, 則弘, 山辺, 信 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/3414

アマール型気化器の定常特性に関する研究 (第1報)

沢 則 弘 ・ 山 辺 信*

A Study on the Steady Characteristic of Amal-Type Carburetor (1st Report)

Norihiro Sawa and Makoto Yamanobe

Abstract

Carburetors are required a great adaptability because of the motor vehicle engines have a great diversity of operating conditions. The faults arise occasionally as the results of unsuitable mixture being supplied under some operating conditions, while the analytic investigations on them have been made insufficiently.

Therefore, to investigate systematically the influence of the various factors on the characteristics of the mixture ratio and to obtain the useful design data on such an Amal-type carburetor, he has made a theoretical *analysis*. On the other hand, he has experimentally measured the amount of breathing air, fuel, pressure distribution and the flow pattern of fuel changing the various factors in the carburetor.

Consequently, it is ascertained that the theoretical results correspond fairly well with those of the experiment.

1. 緒 言

車輛用内燃機関は定常運転のほか加速・減速など非定常状態で運転される場合が多いが気化器はあらゆる運転状態において所要の空気量と適量の燃料を計量し、均一混合気を形成供給することを要求される。しかし、実際には要求を十分に満すまでには至らず不備の点も多いので、機関の加速性能や経済性能の改善に際し、気化器特性の系統的研究が重要な課題と云えよう。

なお、気化器の燃料流量に関する理論的研究については、定常流の場合には Lichty¹⁾ や田中²⁾ の著書にも記載され、運動量の式から出発した芳賀氏の報告などがあり、非定常理論に関しては伊藤氏³⁾ や草間氏⁴⁾ の Navier stokes の基礎式から導びいた円管内非定常層流の理論を適用する試みや、圧縮性や諸損失を考慮した数値解析⁵⁾ などがある。これに対し、実験的研究も古くから続けられており、噴霧気化器の集滴特性や微粒化特性に関する報告^{6),9)}、気化器の噴霧口の負圧⁷⁾、主噴出管内の流動様式および燃料の脈打噴出とエアブリードの導入空気流

* 室蘭工業大学、大学院 機械工学専攻。

量との関係、主メータリング系統とアイドリング系統の作用などに関する研究⁹⁾がある。

これらの多くの研究結果から気化器の定常的および非定常的特性¹⁰⁾がかなり具体的に解明されてきたが、十分とは云えず不明の点も多い。とくに、これらの研究は自動車用気化器に関するものが多く、小型機関に装備される構造が簡単なアマール型気化器に関しては非定常特性は勿論のこと定常特性についても明らかにされておらず、気化器の設計基準が確立されていないようである。そこで、アマール型気化器特性に関する一連の解析的研究を開始した。本報では、とりあえず定常特性に及ぼす諸因子の影響について述べる。

2. 実験装置および実験方法

供試気化器はアマール型気化器-VM 20 C A (三国商工 K.K. 製) であり、その構造および主要寸法は 図-1 のとおりである。

まず、気化器の定常特性を詳細に解明するため、ナッシュ型真空ポンプ-80 NV 5 M (最大流量 4.5 m³/min, 最大負圧 650 mmHg; 荏原製作所製) および整流装置付タンクからなる低圧装置を準備し、それに気化器の圧力分布を測定する装置 (図-2 参照) および空燃比測定装置 (図-3 参照) を目的に応じて取り付け、空気流量を変えながら各種の測定を実施した。

この際、流入空気量の測定には 図-3 に示すようにタンクの壁面に取り付けた丸型ノズル ⑩ (開口径 23.15 mm, 流量係数 0.82) を用い、次式から算出した。

$$G_a = C \cdot f \cdot \sqrt{2g \cdot \Delta h_n} \cdot r \cdot \phi \quad (1)$$

ここに、 C : 丸型ノズルの流量係数、 f : ノズル開口面積 (cm²), g : 重力定数 (cm/s²), Δh_n : ノズル前後の圧力差 (cm Aq), r : ノズル直前の空気比重量 (gr/cm³), ϕ : 流量修正係数である。なお、圧力測定

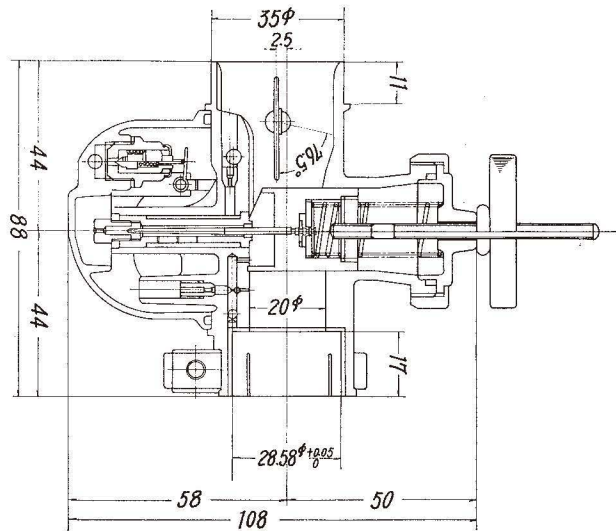


図-1 供試アマール型気化器

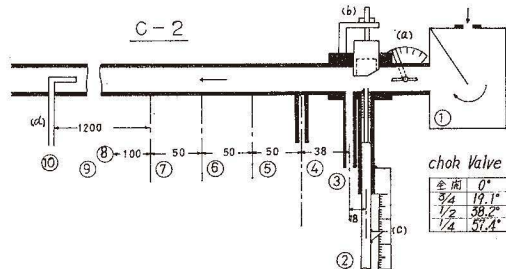


図-2 圧力分布測定装置

- ① サージタンク ② メン・ジェット ③ アイドリング・ジェット ④~⑨ 圧力取出口 ⑩ ピトー管
- (a) チョーク弁微動装置 (b) スロットル弁微動装置
- (c) 突出噴孔微動装置

際、マノメータの片側の液面変化を2倍し、その圧力とみなしたがガラス管内径の不均一に基因する誤差は最大1.3%であった。

また、チョーク弁およびスロットル弁は微動装置付き(図-2, (a), (b)参照)であり、主燃料噴口には突出噴口②を用い、その上下動によって高さ方向の静圧分布をも測定できる。

とくに空燃比測定実験においては燃料流量の計量に重点をおき、燃料系統を主燃料系統と低速燃料系統とに分割し、それぞれベンチュリ型流量計(図-3の⑥)および燃料ジェット前後の圧力差⑧~⑪から重複して測定し、液面調整用の浮子室⑦も上下動できるようにした。供試燃料ジェットは図-4に示すように両側を面取りしてあり、ジェットの長さ(L)と直径(d)との比は $L/d=4\sim 5$ である。なお、水を使用して測定した燃料ジェット流量係数(C_f)はレイノルズ数(Re)の関数として与えられるが、水の温度や使用流体、すなわち動粘性

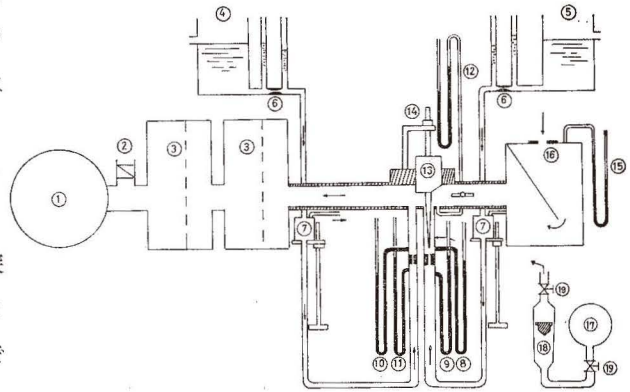


図-3 空燃比測定装置

- ① ナツシュ型真空ポンプ ② 流量調整弁 ③ 整流装置
- ④⑤ 燃料タンク ⑥ ベンチュリ計 ⑦ 浮子室 ⑧⑨ メン・ジェット用マノメータ ⑩⑪ アイドリング・ジェット用マノメータ ⑫ ベンチュリ負圧用マノメータ ⑬ スロットル弁 ⑭ 微動装置 ⑮ マノメータ ⑯ 丸型ノズル
- ⑰ コンプレッサ ⑱ ロータメータあるいは三角錘流量計 ⑲ エア・ブリード吹込空気量調整弁

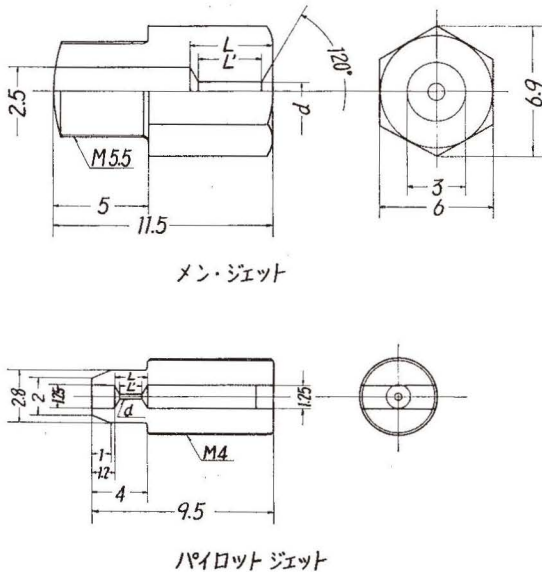


図-4 供試ジェット断面図

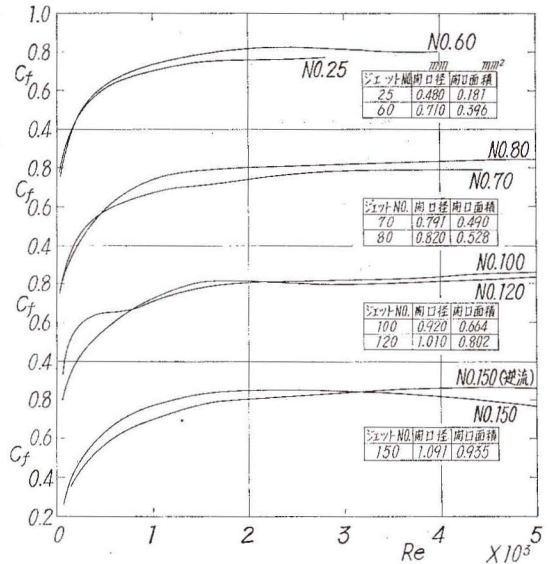


図-5 燃料ジェットの流量係数

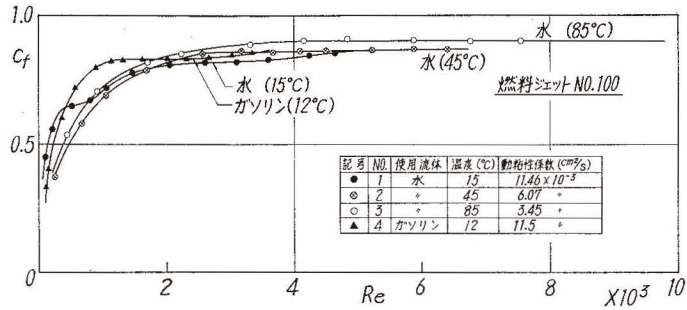


図-6 燃料ジェットの流量係数

係数 (ν) の影響をも受けている (図-5 および 図-6 参照)。

しかし、流量係数の値や、その値が一定となるレイルズ数 (Re) などは従来知られている値 ($L/d \doteq 2, 5$; 入口側面取りせず) と近似している。

次に、市販されている燃料ジェットの番号と流出量 Q_f cc/min (燃料ジェット前後の圧力差 $\Delta h = 50$ cmAq) との関係を調べたのが 図-7 であるが、両者の間には直線関係があるので燃料ジェットの番号から直接流出量を推量できることがわかる。

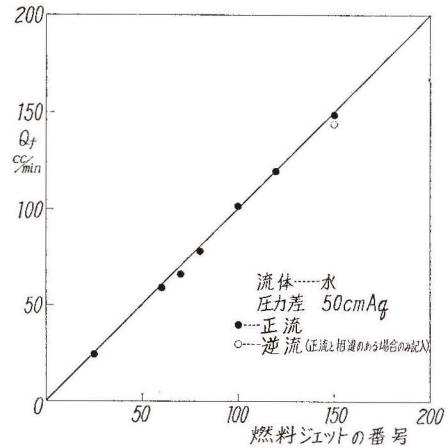


図-7 燃料ジェットの番号と流出量との関係

3. 実験結果および考察

3.1 空燃比の定常流理論

まず、図-8 のような供試気化器の模型を想定し、空燃比の算出式を誘導しよう。

記号

G_a : 気化器流入空気重量

G_m, G_f : 主燃料系統, 低速燃料系統からの燃料流出量

A_a : 気化器ベンチュリ部の開口面積

A_m, A_f : メン・ジェット, パイロット・ジェットの開口面積

A_{jm}, A_{je} : 主燃料噴出口, 低速燃料噴出口の有効開口面積

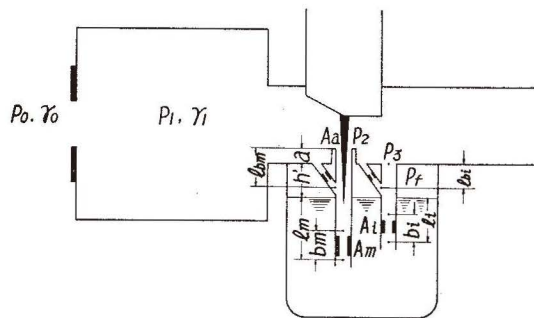


図-8 気化器模型

本実験では $l_m + h' = 4.8$ cm
 $b_m = 1.8$ cm
 $l_f = 2.1$ cm
 $b_f = 1.2$ cm

$A_{am}, A_{bm}; A_{ai}, A_{bi}$: 燃料ジェット前後の圧力測定部の有効断面積

P_1, P_2, P_3, P_f : 気化器の入口, 主燃料噴出口, 低速燃料噴出口, 浮子室液面の圧力

$P_{am}, P_{bm}; P_{ai}, P_{bi}$: 燃料ジェット前後の圧力

h : 大気圧との圧力差 (負圧) の水頭; (添字は 図-8 参照)

$\Delta h_m, \Delta h_i$: 主燃料系統, 低速燃料系統の圧力損失水頭

C_a, C_m, C_i : 気化器ベンチュリ, メン・ジェット, パイロット・ジェットの流量係数

$\gamma_1, \gamma_f, \gamma_w$: 気化器の入口空気, 燃料, 水の比重

$a, h'; l_m, l_i; b_m, b_i; l_{bm}, l_{bi}$: 図-8 に示す各部の寸法

v : 流速 g : 重力の定数 k : 比熱比

気化器の流入空気量 (G_a) は次式で与えられる。

$$G_a = C_a \cdot A_a \varepsilon \cdot \sqrt{2g\gamma_1(P_1 - P_2)} = C_a \cdot A_a \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{2g\gamma_1\gamma_w \cdot \sqrt{h_2 - h_1}} = C_a \cdot A_a \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{2g\gamma_1\gamma_w \cdot \sqrt{1 - h_1/H_0} \cdot \sqrt{H_2^*}} \quad (2)$$

ここに $H_2^* = h_2 - h_1$;

$$\varepsilon = \left[\frac{1}{1 - P_2/P_1} \cdot \frac{k}{k-1} \left\{ (P_2/P_1)^{2/k} - (P_2/P_1)^{\frac{k+1}{k}} \right\} \right]^{1/2} \quad (3)$$

次に, 主燃料流量 (G_m) および低速燃料流量 (G_i) は粘性流体のエネルギー式から

$$G_m = C_m \cdot A_m \sqrt{2g\gamma_f\gamma_w \cdot \sqrt{H_2^* + h_1 - h_f - \Delta h_m^* - (a+h')\gamma_f/\gamma_w}} \quad (4)$$

$$G_i = C_i \cdot A_i \sqrt{2g\gamma_f\gamma_w \cdot \sqrt{H_3^* + h_1 - h_f - \Delta h_i^* - h'\gamma_f/\gamma_w}} \quad (5)$$

ここに $H_3^* = h_3 - h_1$, したがって, 空燃比 (R) はエア・ブリード空気量を無視すると近似的に次式で与えられる。

$$R = \frac{C_a A_a}{C_m A_m} \cdot \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_f}} \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{1 - h_1/H_0} \cdot \sigma \cdot \lambda \quad (6)$$

ここに

$$\sigma = \left[1 + \frac{h_1}{H_2^*} - \frac{h_f}{H_2^*} - \frac{\Delta h_m^*}{H_2^*} - (\gamma_f/\gamma_w) \cdot \frac{(a+h')}{H_2^*} \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$\frac{1}{\lambda} = 1 + \frac{C_i A_i}{C_m A_m} \cdot \sqrt{\frac{H_3^*}{H_2^*}} \cdot \left[\frac{1 + h_1/H_3^* - h_f/H_3^* - \Delta h_i^*/H_3^* - (\gamma_f/\gamma_w) h'/H_3^*}{1 + h_1/H_2^* - h_f/H_2^* - \Delta h_m^*/H_2^* - (\gamma_f/\gamma_w)(a+h')/H_2^*} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

$$\Delta h_m^* = \Delta h_{bm}^* + \Delta h_{cm}^*, \quad \Delta h_i^* = \Delta h_{bi}^* + \Delta h_{ci}^* \quad (9)$$

$$\Delta h_{bm}^* = \Delta h_{bm} + \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \cdot \frac{v_m^2}{2g} \left\{ \left(\frac{A_m}{A_{jm}} \right)^2 - \left(\frac{A_m}{A_{bm}} \right)^2 \right\},$$

$$\Delta h_{bi}^* = \Delta h_{bi} + \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \cdot \frac{v_i^2}{2g} \left\{ \left(\frac{A_i}{A_{ji}} \right)^2 - \left(\frac{A_i}{A_{bi}} \right)^2 \right\} \quad (10)$$

$$\Delta h_{cm}^* = \Delta h_{cm} \left\{ \left(1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abm}}{G_m} \right)^2 - 1 \right\} + \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \cdot \frac{v_m^2}{2g} \left(\frac{A_m}{A_{jm}} \right)^2 \\ \cdot \left\{ \left(1 + \frac{G_{abm}}{G_m} \right) \left(1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abm}}{G_m} \right) - 1 \right\} - l_{bm} \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \left\{ 1 - \frac{1 + G_{abm}/G_m}{1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abm}}{G_m}} \right\} \quad (11)$$

$$\Delta h_{ci}^* = \Delta h_{ci} \left\{ \left(1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abi}}{G_i} \right)^2 - 1 \right\} + \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \cdot \frac{v_i^2}{2g} \left(\frac{A_i}{A_{ji}} \right)^2 \\ \cdot \left\{ \left(1 + \frac{G_{abi}}{G_i} \right) \left(1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abi}}{G_i} \right) - 1 \right\} - l_{bi} \frac{\gamma_f}{\gamma_w} \left\{ 1 - \frac{1 + G_{abi}/G_i}{1 + \frac{\gamma_f}{\gamma_{ab}} \cdot \frac{G_{abi}}{G_i}} \right\} \quad (12)$$

であり、 Δh_{cm} 、 Δh_{ci} はエア・ブリードを吹込まない場合の l_{bm} 、 l_{bi} 間の圧力損失水頭、 γ_{ab} はエア・ブリード空気の比重量である。なお、 λ は低速燃料系統の影響をあらわし、主燃料系統のみの場合には $\lambda=1$ となる。また実用気化器のように給気量測定装置に基因する圧力損失が無視できる場合には $h_1/H_2^*=0$ 、浮子室液面を大気に開放した場合には $h_f/H_2^*=0$ となり、エア・ブリードを作動させない場合には $\Delta h_{cm}^*=0$ 、 $\Delta h_{ci}^*=0$ となり、主として低速燃料系統にのみ作動させるような場合には $\Delta h_{cm}^*=0$ とし、エア・ブリードの影響は (12) 式についてのみ考慮すればよい。

空燃比の算出式 (6) と従来との相違は Δh_m^* 、 Δh_i^* が考慮されている点であるが、空燃比に影響する因子としては

- (a) 気化器ベンチュリ部の開口面積 (A_a)、流量係数 (C_a)
- (b) メン・ジェットおよびパイロット・ジェットの開口面積 (A_m 、 A_i)、流量係数 (C_m 、 C_i)
- (c) 使用燃料の比重量 (γ_f)；本実験の多くは水を使用
- (d) 給気量測定装などによる圧力損失 (h_1)、浮子室液面の圧力 (h_f)
- (e) 浮子室油面から噴出口までの高さ (h' 、 a)
- (f) 主燃料系統および低速燃料の圧力損失などからなる項 (Δh_m^* 、 Δh_i^*)
- (g) 主燃料噴出口と低速燃料噴出口における圧力比 (H_3^*/H_2^*)
- (h) エア・ブリードに基因する圧力損失などからなる項 (Δh_{cm}^* 、 Δh_{ci}^*)

などが挙げられる。ここで流量係数 C_a 、 C_m 、 C_i の一般的な値や浮子室油面の高さ h' (および a) の定性的な影響についてはよく知られているが、そのほかの因子については不明の点が多いように思われる。たとえば、 C_a 、 C_m 、 A_a 、 A_m 、 γ_1 、 γ_f および λ が与えられても空気流量の増加、すなわち、気化器ベンチュリ部の負圧 (h_2) または $(P_1 - P_2)/\gamma_w = (h_2 - h_1)$ の増大につれて圧縮係数 σ は 図-9 に示すように直線的に減少し

$$\sigma = [1 + h_1/H_2^* - h_f/H_2^* - \Delta h_m^*/H_2^* - (\gamma_f/\gamma_w)(a + h')/H_2^*]^{-\frac{1}{2}}$$

の値も 図-10 のように変る。

すなわち、図-10 は $\lambda=1$ (低速燃料系統なし) の場合の σ と H_2^* との関係を示したもので

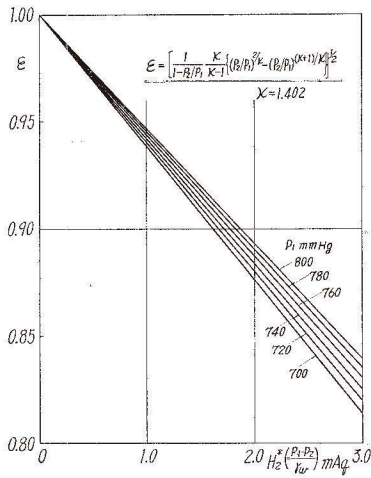


図-8 ε と H_2^* の関係

あるが、浮子室液面 (h') を下げるか突出噴口高さ (a) を上げる、すなわち、 $(h'+a) r_f/r_w$ を大きくすると σ の値は増加し、しかもその影響はベンチュリ部負圧 (H_2^*) が小さいほど大きい。また、給気量測定装置などに基因する圧力損失 (h_1) や、燃料系統における圧力損失 (Δh^*) および浮子室液面の負圧 (h_f) が増加するにつれて σ の値は平行して減少するので空燃比は過濃になる。

さらに給気量測定装置などによる圧力損失 ($h_0 - h_1$) が一定に保たれる場合には浮子室液面高さ ($h'+a$) の影響を打消すことができる。

3.2 気化器の圧力分布

気化器各部の圧力分布を調べることも気化器性能向上のためには重要な意義をもつであろう。そこで図-2 に示した実験装置を用い、チョーク弁、スロットル弁および空気流量 (G_a) を広範囲に変えて各部の圧力分布を測定した。その代表的実験例をスロットル変位 (y) をパラメータとして示したのが図-11 である。図においてスロットル弁変位 (y) が小さい場合 (気化器弁開度が大きい場合) には主噴口 ② の負圧が低速噴口 ③ における負圧よりもやや大きい、スロットル変位 (y) が大きくなるにつれて低速噴口 ③ の負圧が増大し、最大負圧を変える位置は順次後方 ④ に移行している。しかし、開口端から約 15 cm (⑤ の位置) のところでは圧力回復が認められる。したがって給気比の観点からは給気管長を 15 cm 程度に設定するのが望ましく、低速噴口の設定場所も主噴口からかなり離さなければならないだろう。次に、突出主

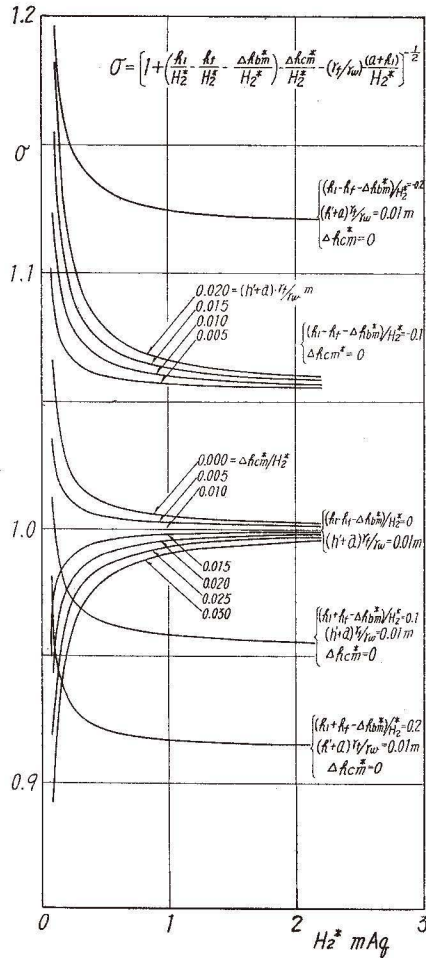


図-10 σ と H_2^* の関係

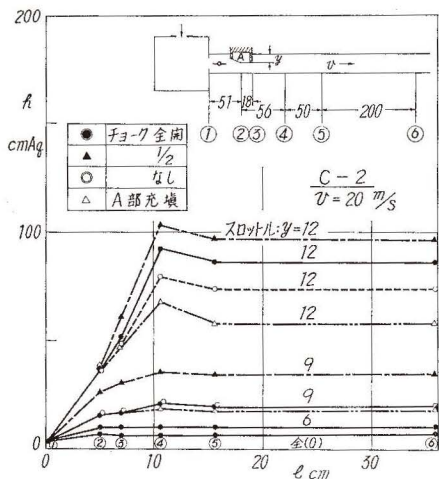


図-11 (a) 給気管系の圧力分布

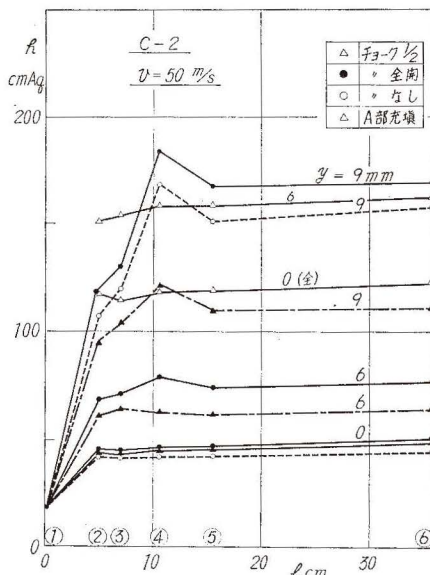


図-11 (b) 給気管系の圧力分布

燃料噴口における負圧を調べるため、外径 1.25 mm の注射針で突出主燃料噴口を作り、その突出高さを変えながら負圧 (h_2) を測定した。その実験結果は 図-12 のとおりであるが、空気

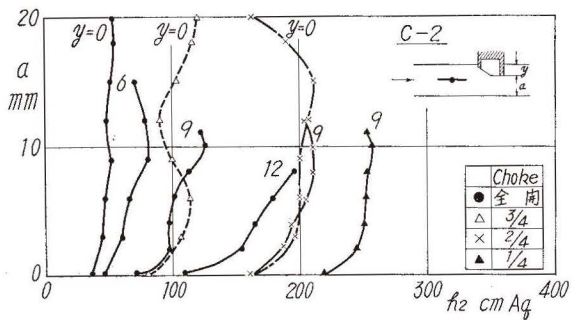


図-12 (a) 突出噴口の圧力分布

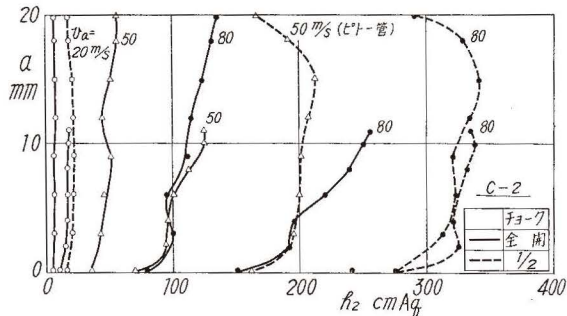


図-12 (b) 突出噴口の圧力分布

流速 (v_a) が低い場合 (たとえば $v_a = 20$ m/s) には突出噴口の高さ (a) を変えても負圧 (h_2) はほとんど変わらない。しかし、流速が増加するにつれて突出噴口の影があらわれ、一般に突出高さ (a) に比例して負圧 (h_2) も増加するが、スロットル弁およびチョーク弁がともに全開の場合には全高さの約 3/4 付近で負圧が最大となり、流速が大きく、スロットル開度が小さいほど最大負圧がスロットル側に移行することがわかる。このように気化器ベンチュリ部の流速が或程度以上になると突出噴口の効果が認められるが、その負圧分布は常識的な円管内圧力分布と様相が違うので突出噴口の穿孔方向の影響を円管内で調べたのが 図-13 であ

る。図によると、円管内の流れに対しピトー管の静圧孔のように負圧測定孔を設けた場合には円管中心軸に対し対称な負力分布を示しており、流れに対して直角に円柱状静圧測定管を挿入した場合には負圧分布は噴口の方向や挿入方向には無関係であるが、管軸には対称とはならず挿入高さ (x) が直径 (d) の0.7~0.9 附近で最大の負圧を呈している。なお、模型気化器による石神氏の実験結果では管径

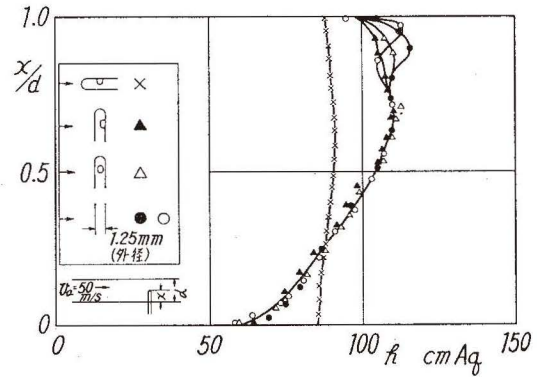


図-13 噴孔方向と負圧分布

の5/8 附近で最大負圧を生じているが、供試気化器 (図-1 参照) ではチョーク弁やエアブリード孔附近の断面変化の影響を受けるのでスロットル開度が小さくなるほど最大負圧がスロットル弁側に移行するものと思われる。

次に、(2) 式に含まれる気化器ベンチュリの流量係数 (C_a) を求めたのが図-14 である。図によるチョーク弁がない場合にはスロットル開度に関係なく $Re \geq 5 \times 10^4$ の範囲で流量係数

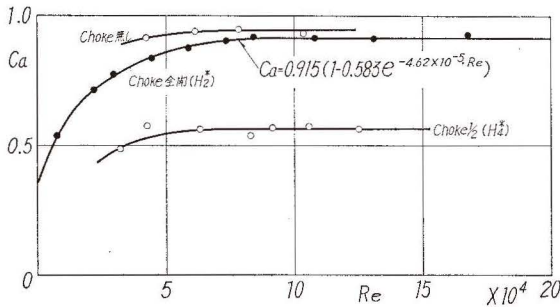


図-14 供試気化器の流量係数

(C_a) が一定 ($\doteq 0.95$) であるが、チョーク弁を付けると C_a が小さくなる ($\doteq 0.91$) とともに一定となるレイノルズ数 (Re) も増大する傾向がある ($Re \geq 7.5 \times 10^4$)。さらにチョーク弁を絞った場合 (たとえば 1/2) には一定の関係が与えられず、代表負圧として開口端から約 10 cm における圧力 (H_2^*) を用いるならば $C_a \doteq 0.56$ となる。なお、

Vladimir Linzer¹¹⁾ は Solex 型気化器の流量係数を実測し、 $C_a = 0.81 \sim 0.85$ ($Re = 8 \times 10^3 \sim 10^5$) を与えているが、Amal 型気化器の流量係数はかなり高い値であることがわかる。しかし実際にオートバイにおける使用範囲の多くは低いレイノルズ数 (Re) 範囲であり、流量係数も小さくなるので、その改善が望ましいようである (空燃比特性に関しては燃料ジェットの流量係数の傾向と近似しているので問題はないだろう)。

さらに主燃料系統と低速燃料系統との関係を調べる目的で、両噴出口に作用する負圧 (H_3^* , H_2^*)、両系統における燃料ジェット前後の圧力損失 (Δh_{bm} , Δh_{cm} および Δh_{bs} , Δh_{cs}) を実験結果から求め、(9) 式~(12) 式を用いて Δh_{bm}^* , Δh_{cm}^* および Δh_{bs}^* , Δh_{cs}^* を算出し、無次元数として整理したのが図-15 である。一般にスロットル弁を閉じていくと主噴口および低速噴口に作用

する負圧 (H_2^* , H_3^*) はともに増加するが、その割合 (H_3^*/H_2^*) も増大するので低速燃料流量の割合が多くなることがわかる。なお、 H_3^*/H_2^* の逆数と開口面積比 (A_a/A_{a0}) との間にはほぼ直線的関係があり、供試気化器においては近似的に

$$1/(H_3^*/H_2^*) \doteq 0.6 (A_a/A_{a0}) - 0.45 \quad (13)$$

で与えられる。また、両燃料系統における圧力損失のうち、主燃料系統燃料ジェット後の圧力損失 ($\Delta h_{bm}^*/H_2^*$) は気化器開口面積 (A_a) が小さくなるとニードル・ジェット開口面積 (A_{jm}) が表-1 に示すように順次減少するので急激に増大しているが、低速燃料ジェット後の圧力損失 ($\Delta h_{bi}^*/H_3^*$) はわずか変化しているに過ぎない。また、エア・ブリードを作動させた場合には圧力損失がかなり増加しており、後述の解析結果とよく一致している。これらから実験式を求めると近似的に

$$1/(\Delta h_{bm}^*/H_2^*) \doteq 0.19 (A_a/A_{a0}) - 0.1 \quad (14)$$

$$1/(\Delta h_{bi}^*/H_3^*) \doteq 0.26 (A_a/A_{a0}) - 0.16 \quad (15)$$

$$1/(\Delta h_{ci}^*/H_3^*) = 0.05 (A_a/A_{a0}) - 0.19 \quad (16)$$

で与えられる。これに対し、 $\Delta h_{ci}^*/H_3^*$ はエア・スクリューの影響を大きく受ける。なお、本実験においては主燃料系統と低速燃料系統の流量を別個に計量するため浮子室と各燃料ジェットとをビニール管 (内径 5 mm, 長さ 50 cm) で連絡したため浮子室から燃料ジェットまでの圧力損失 Δh_{am}^* および Δh_{ai}^* を無視できなかった。

次に、圧力損失 (Δh_{bm}^* , Δh_{bi}^*) に及ぼす各因子の影響を明らかにするため、気化器流入空気量 $G_a = 20.0$ g/s の場合につき (10) 式に含まれる各因子の影響を百分率で表わしたのが表-2 である。表から気化器開度が小さくなると速度エネルギーの項 (A_m/A_{jm} の影響) を無視できなくなることがわかる。

表-1 気化器開度と開口面積

スロットル弁開度	0 (全開)	3	6	9	12	15	18
開口面積 (A_a cm ²)	3.14	2.85	2.35	1.77	1.18	0.614	0.164
開口面積比 (A_a/A_{a0})	1.0	0.906	0.748	0.563	0.375	0.195	0.052
ニードル開口面積 (A_{jm} mm ²)	2.87	2.53	2.17	1.77	1.35	0.90	0.43

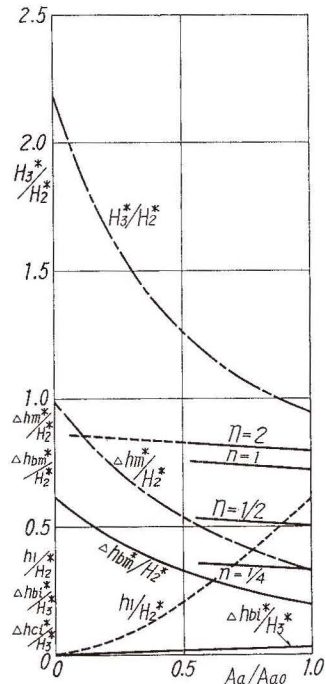


図-15 気化器開度と圧力比 (エア・ブリード付)

表-2 速度エネルギー損失

スロツトル弁開度	Δh_{bm}^*	$\frac{v_m^2}{2g} \cdot \left\{ \left(\frac{A_m}{A_{jm}} \right)^2 - \left(\frac{A_m}{A_{bm}} \right)^2 \right\}$	Δh_{bm}	スロツトル弁開度	Δh_{bi}^*	$\frac{v_i^2}{2g} \cdot \left\{ \left(\frac{A_i}{A_{ji}} \right)^2 - \left(\frac{A_i}{A_{bi}} \right)^2 \right\}$	Δh_{bi}
0	100	3.7	96.3	0	100	38.0	62.0
15	100	11.2	88.8	15	100	55.6	44.4

以上、空燃比の算出式 (6) および (7) に含まれている諸因子、 C_a 、 C_m 、 C_i 、 A_a 、 A_m 、 A_i および ϵ 、 H_2^*/H_2^* 、 Δh_m^* 、 Δh_i^* 、 σ などについて明らかにした。したがって、気化器の寸度が与えられれば負圧 (H_2^*) に対して空燃比を算出できるとともに、空燃比に及ぼす諸因子の影響をも吟味できる。

3.3 空燃比に及ぼす諸因子の影響

3.3.1 気化器開度の影響

空燃比特性に関する実験はまずエア・ブリードを閉止し、空気流量 (G_a) を変えながら両系統の燃料流量 (G_m 、 G_i) および各部の圧力を計測したが、図-16 および 図-17 に示すように燃料噴口の負圧 (h_2) が浮子室液面までの高さに相当する水頭 $h_w = (h' + a) r_1/r_w$ に達すると主燃料および低速燃料は流出を開始し、以後空気流量 (G_a) に直線的に比例して増加する。また、各部の圧力水頭はいずれも二次曲線的に増大している。なお噴出開始附近における燃料流量は噴口接触面の状態などにより多少の噴出おくれと不規則な実験値は免れないが、十分な時間と注意を払った実験結果には測定順路の相違による燃料流量の差や不規則な現象は認められなかった。

同様の実験を主燃料系統のみ作動させて実施し、その実験結果 (G_m および h_2) をスロツトル弁開度 (T) をパラメータとして空気流量 (G_a) につきまとめたのが 図-18 である。

図において、スロツトル弁開度を小さく (T -No. を大きく) すると負圧 (h_2) が順次増大するので燃料の噴出を開始する空気流量 (G_a) は小さくなり、

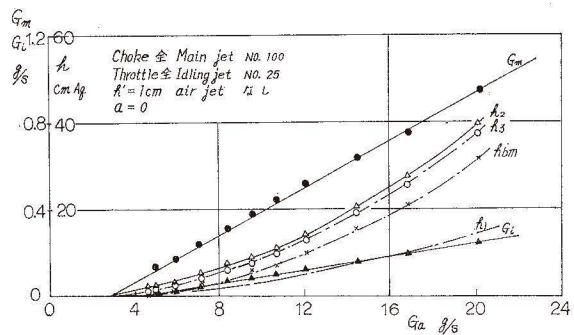


図-16 実験結果

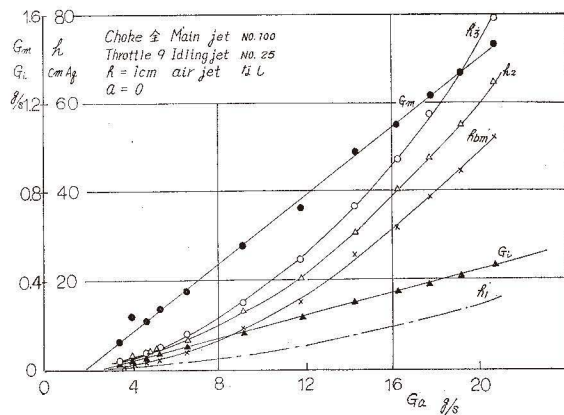


図-17 実験結果

燃料の流出量は急速に増加する。したがって、これらから空燃比 (R) を求めると 図-19 に示すように気化器開度が小さくなる ($0 \rightarrow 18$) につれて空燃比は過濃 (減少) になり、空燃比の急速な増加を与える空気流量の値 (G_a) は順次低空気流量領域に移行する。その結果気化器開度が No. 18 のようにきわめて小さくなると全空気流量範囲にわたって空燃比は一定値を示す。

かかる傾向は低速燃料系統を作動させた場合にも認められる (図-20 参照)。同図には突出噴口 ($a = 2 \text{ mm}$) の実験結果をも併記しているが、低空気流量領域の空燃比 (R) が突出噴口を用いない場合に比べてかなり大きく、空燃比特性上のみについては突出噴口の採用は望ましくないようである。なお、その理由としては突出噴口による負圧の増加の影響よりも浮子室液面から噴口までの高さ ($h' + a$) および圧力損失の増加による影響が大きいと考えられる。次に、空気流量 (G_a) に対する空燃比特性を従来の例にならい気化器ベンチュリ部の負圧 ($H_2^* = h_2 - h_1$) について示したのが 図-21 であるが、これらは前節で述べた理論的考察と符合している。なお実測値 C_a , C_m , C_i や圧力損失などに関する実験式 (13)~(16) および気化器の寸度を用い、(6) 式から算出した空燃比 (R) を先に示した 図-20 に併記 (実線) しているが、実験値 (○印) とかなりよく一致しており、十分に実用できることがわかる。また、前述のように気化器開度を小さくすると噴口における圧力比 (H_3^*/H_2^*) が急速に増加 (図-15, (13) 式参照) するので両燃料系統の流出割合 (G_i/G_m) も表-3 に示すように増加する。しかし、気化器開度 $T-15$ (開度 1/4) の場合でも $G_i/G_m = 0.5$ で全開の場合の約 2 倍に過ぎず予想される値よりもかなり小さいことがわかる。

3.3.2 主燃料ジェット開口面積の影響

空燃比 (R) に及ぼす主燃料ジェットの影響は (6), (7) および (8) 式から与えられるが、いま (8) 式で与えられる λ に及ぼす主燃料ジェット開口面積 (A_m) の影響は比較的小さいと考えられるので、主燃料流出量 (G_m) がメン・ジェット番号に比例 (図-7 参照) するものと見做すと

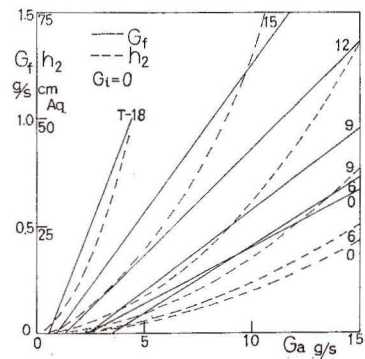


図-18 空気流量 (G_a) と G_f , h_2 ($h' = 10$, $a = 0$, air bleed なし)

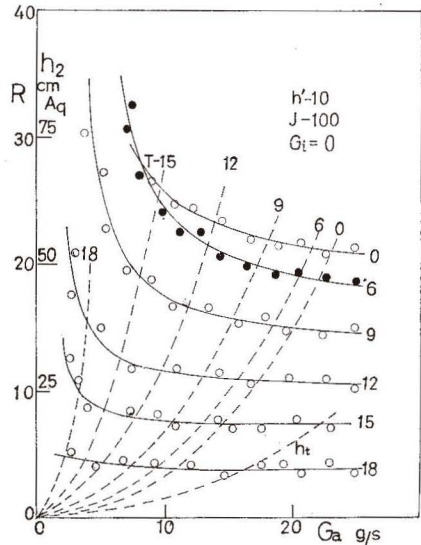


図-19 気化器開度の影響 ($a = 0$, air bleed なし)

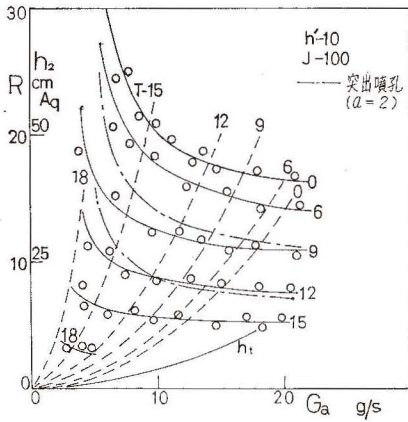


図-20 気化器開度の影響 ($a=0$, air bleed なし)

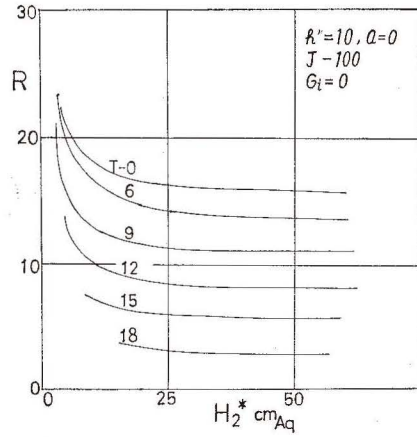


図-21 気化器開度の影響 ($a=0$, air bleed なし)

表-3 低速燃料系統の流出割合

スロットル弁開度	0	3	6	9	12	15	18
G_i/G_m	0.254	0.280	0.297	0.335	0.385	0.500	

き、任意のメン・ジェットを用いた場合の空燃比 (R) は規準のメン・ジェットを使用したときの空燃比 (R_0) および燃料流出量 G_{m0} , G_{i0} から

$$R = R_0 \frac{1 + G_{m0}/G_{i0}}{1 + m \cdot (G_{m0}/G_{i0})} \quad (17)$$

ここに m : 燃料ジェット番号比 ($=J/J_0 \div G_m/G_{i0}$) であり, $G_i = G_{i0}$ と仮定している。

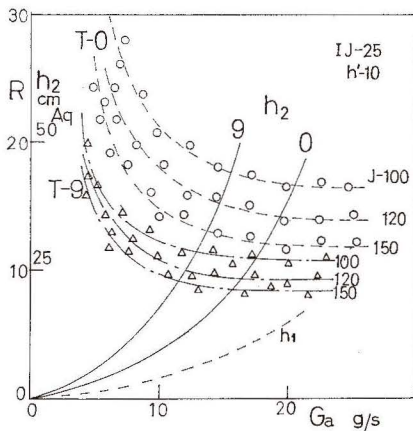


図-22 メン・ジェットの影響 ($a=0$, air bleed なし)

しかし、実際には λ の値や圧力損失 (Δh_m^*) も変わるため $G_m/G_{m0} = m$ とはならず 図-23 の実験結果が示すように $G_m/G_{m0} \div 0.98 m$ 程度の値を与えるが、概略としては (17) 式からメン・ジェットを変えた場合の空燃比 (R) を見積ることができる (G_{m0}/G_{i0} の関係は前節で与えられる)。

3.3.3 浮子室液面高さの影響

空燃比 (R) に及ぼす浮子室液面高さ (h') の影響は空燃比の算出式 (6) に含まれる

$$\sigma = [1 + h_1/H_2^* - h_f/H_2^* - \Delta h_m^*/H_2^* - (r_f/r_w) (a + h')/H_2^*]^{-1/2}$$

について考慮すればよい。なお、 σ の計算値はすでに 図-10 に示したが、ベンチュリ負圧 (H_2) が小さいほど ($h'+a$) の影響が大きくなるので空燃比 (R) は稀薄になる。このように浮子室液面高さ ($h'+a$) の設置は一定の空燃比を与えない原因となるので、それを打消すための対策が不可欠となるのは衆知のとおりである。浮子室液面高さ ($a=0$; $h'=0, 5, 15$ mm) を変えた実験結果を 図-23 に示しているが、理論的考察と定性的にも定量的にもよく一致している (○印: 実験値, 実線: 理論値)。しかし、液面高さ (h') が零の場合にも低空気流量領域で空燃比 (R) が増加しており、理論的考察と矛盾するかのように見えるが、これは圧力損失 (Δh_m^*) の影響に基因するものである。

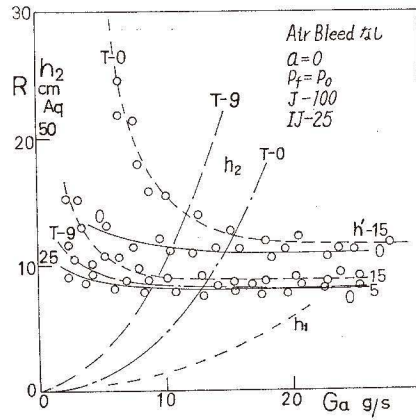


図-23 浮子室液面高さ (h') の影響

3.3.4 突出噴口高さ (a) の影響

突出噴口の高さ (a) を変えた実験結果の代表例を 図-24 に示す空燃比 (燃料流出量) に及ぼす噴口高さ (a) の影響としては浮子室液面高さ ($a+h'$) と噴口に作用する負圧 (h_2) の変化

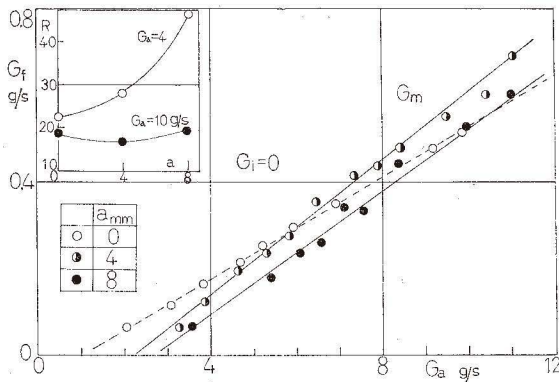


図-24 突出噴口高さ (a) の影響 (J-100, ail bleed なし)

に基因する影響が考えられる。しかるに低空気流量の場合にはスロート部の高さ方向の負圧はほとんど変わらないので (図-12 参照), 前者の影響が主役をなし高空気流量領域になると突出噴口が高くなるほど負圧も大きくなるので後者の影響が支配的になるものと思われる。なお、実験結果によると低空気流量領域においては a が大きいほど燃料の流出開始が遅れ、流出量も小さくなっているが、高空気流量領域になる

につれて $a=4, 8$ mm の燃料流量は増加し、 $a=0$ の場合よりも高い値を示している。これらはいずれも上述の推論を裏付けるものである。したがって、突出噴口高さ (a) の空燃比に及ぼす影響も、同図に併記しているように空気流量 (G_a) の値によってわかるが前節の理論的結果と定性的によく一致している。

3.3.5 浮子室液面圧力の影響

浮子室液面に作用する負圧 (h_f) の影響は σ の値について考慮すればよく、算出式から圧

力損失 (Δh_m^*) や液面高さ ($h'+a$) と同様の影響をもつことがわかる。したがって、液面圧力が大気圧より低くなるほど (h_f が大) 室燃比 (R) は増加し、低空気量領域における空燃比の稀薄化は顕著になる筈である。そこで、気化器浮子室の液面を空気量測定用タンクと直結した場合 ($h_1 \doteq h_f$)、大気に開放した場合 ($h_f=0$) およびタンクと直結するとともに小孔 ($d=1\text{ mm}$) で大気に通じた場合 (約 $h_f/h_1=0.8$) について空燃比を測定した。その実験結果 (図-25 参照) は上述せる考察をよく説明している。これらから浮子室の圧力制御方式 (液面圧力 h_f を制御) による空燃比調整が可能であることもわかる。

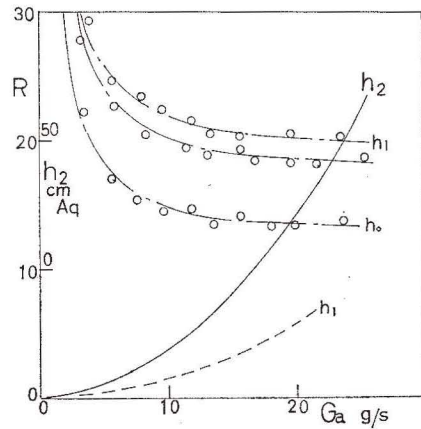


図-25 浮子室圧力の影響 (J-100, IJ-25, $h'=10, a=0$, air bleed あり)

3.3.6 低速燃料系統の影響

低速燃料系統における燃料流量は (5) 式で与えられるが、スロットル弁が全開の場合 ($T=0$) には主燃料系統との流出割合 (G_e/G_m) が両系統に使用した燃料ジェット番号比 (IJ/J) に近似する。しかし、スロットル弁開度が小さくなると 3.3.2 節で述べたように低速噴口に作用する負圧 (H_3^*) が増大するので流出割合 (G_e/G_m) も順次増加する (表-3 参照)。この場合、アイドリング時にエア・ブリードの働き

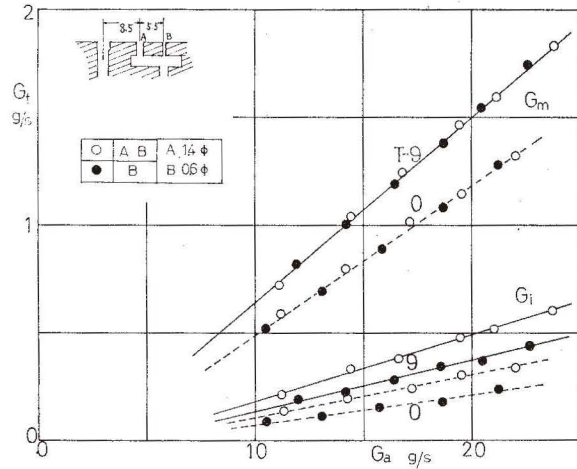


図-26 低速燃料系統の影響 ($h'=10$, J-100, IJ-25, air bleed なし)

をさせるために設けた噴口 (A) からも燃料の流出が認められる (図-26 参照)。しかも、噴口面積が (B) よりも大きいので (面積比: 5.43)、全流量の約 0.3~0.25 程度を占めている (但し、単位面積当りの流出割合は 0.085~0.0615 である)。したがって、低速燃料系統の流出量に影響する圧力損失水頭 Δh_i^* については噴出口個数、その断面積などについて検討する必要があることがわかる。

3.3.7 使用流体 (燃料) の影響

本実験の多くの場合、燃料 (ガソリン) の代りに水を用いたが実用上燃料に換算適用する必要がある。かかる使用流体の影響を明確にするため低速燃料系統およびエア・ブリード系統

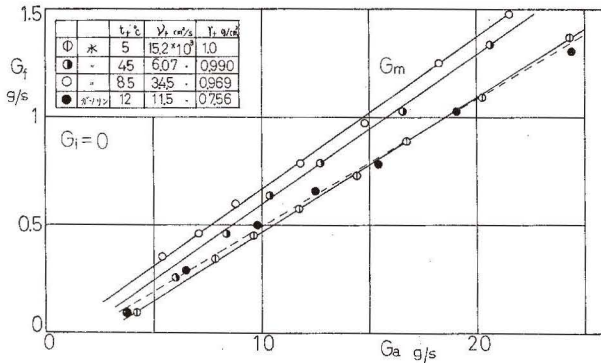


図-27 使用流体 (燃料) の影響 (J-100, $h'=10, a=0, \text{air bleed}$ なし)

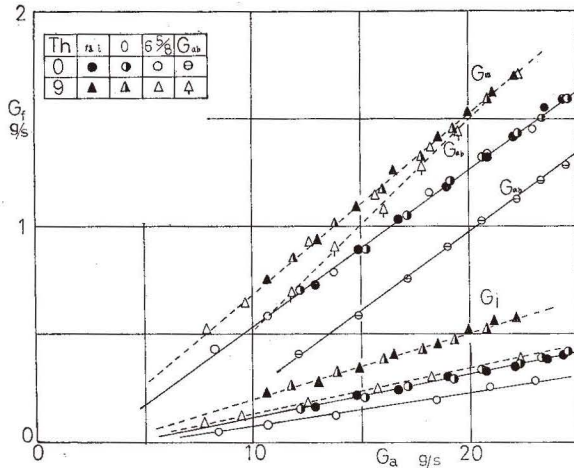


図-28 エア・ブリードの影響 (自然吸込; J-100, $h'=10, \text{IJ-25}$)

燃料流出量 (G_m および G_f) をエア・ブリードを全閉した場合と比較したのが 図-28 である。図によると、エア・ブリードを主燃料系統にのみ作用させた場合 (●, ▲印) でも主燃料流量 (G_m) はほとんど変わらないが、エア・スクリューを 6 $\frac{1}{8}$ 回転開くと主燃料流量 (○, △印) には変化が認められないものの低速燃料流量 (G_f) は明らかに減少している。これは、自然吸込みの場合にはエア・ブリード空気量 (G_{ab}) は空気流量 (G_a) に比例して増加するが、その値はきわめて小さく (同図点線)、加速槽から主燃料系統への噴出口 (図-29 参照; 0.65 $\phi \times 5$) が低速燃料系統よりもかなり小さいので、エア・ブ

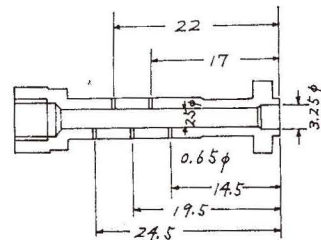


図-29 主燃料系統ニードル部

を閉止し、主燃料系統のみにて水の温度を3種類に変えるとともに直接ガソリンを使用した実験を実施した。したがって、理論式から燃料の流出量 (G_m) は燃料ジェットの流れ係数と比重量との積 $C_m \cdot \sqrt{\gamma_f}$ に比例することになる。しかるに流量係数 (C_m) はレイノルズ数 (Re) の関数であり、使用範囲では概略 $C_m=0.85 (1-0.56 e^{-1.76 \times 10^3 \cdot Re})$ で与えられるので、比重量 (γ_f) が大きく、動粘性係数 (ν) が小さい流体を使用するほど燃料流量は増加し、空燃比は過濃になる筈である。また、実験結果 (図-27 参照) も上述の考察とよく符合している。したがって、水を使用して得られた結果を実際の燃料の場合に換算適用でき、諸因子の影響を究明するにあたり水を使用しても十分であることがわかる。

3.3.8 エア・ブリードの影響

(a) 自然吸込の場合 エア・ブリードを主燃料系統のみに作用させた

リードの作用が主として低速燃料系統に働き、その流出量を減少させるものと思われる。したがって、空燃比に及ぼすエア・ブリードの影響としては低速燃料系統のみ考慮すればよいことがわかる ((11) 式で与えられる Δh_{cm}^* は零と近似できる)。なお、エア・スクリュウと低速燃料流量 (G_f) との関係調べたのが 図-30 である。図によると、エア・スクリュウを開くとエア・ブリード空気量 (G_{ab}) が増加し、それらが主として低速燃料系統に作用するので低速燃料系統の流出量 (G_f) は順次減少している。したがって、エア・ブリードの気化器性能に及ぼす影響として燃料の微粒化作用や浮子室液面高さによる低空気量領域における混合比の稀薄比に対する修正作用のみに注目するばかりでなく、混合比の稀薄作用にも留意する必要があることがわかる。

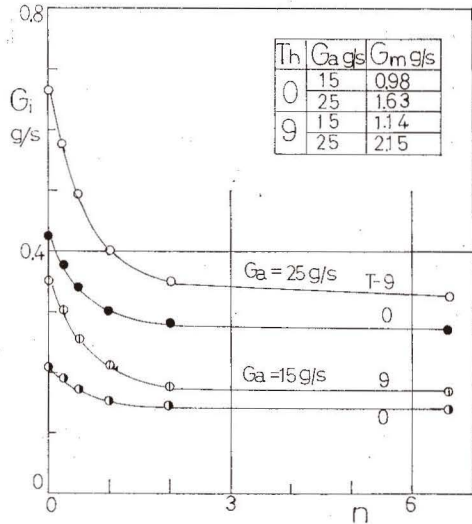


図-30 エア・スクリュウの影響 (IJ-25, $h'=10$, $a=0$)

(b) 強制送風の場合 エア・ブリード空気を圧縮機からロータメータを経て強制的に供給 (図-3 の ⑰~⑲) した場合の実験結果を 図-31 に示す。図によると、燃料流量 (G_m) および G_f はエア・ブリード空気量 (G_{ab}) の増加に伴って直線的に低下しているが、これは理論式 (10), (11) で与えられる Δh_{cm}^* , Δh_{cs}^* の増加に基因するものであり、理論的結果とよく符合している。しかし、本実験ではエア・ブリード空気量の分配 (G_{abm} , G_{abf} の値) については不明であるが、エア・スクリュウ回転数: $n=0$ の場合には低速燃料流量 (G_f) は変化せず主燃料流量 (G_m) のみが低下しており、 $n=6\frac{3}{8}$ の場合には逆に低速燃料流量 (G_f) のみが低下し、主燃料流量 (G_m) は

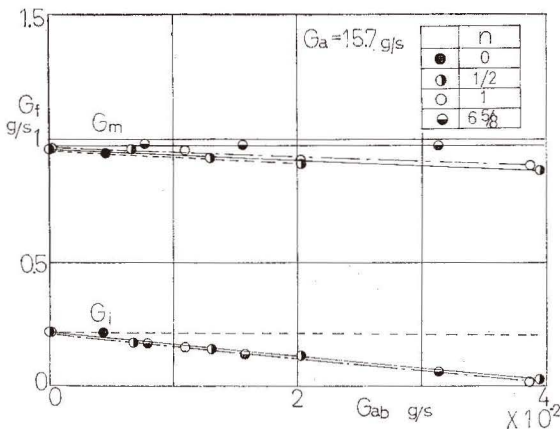


図-31 エア・ブリードの影響 (強制送風; IJ-25, J-100, $h'=10$)

変化していないので自然吸込みエア・ブリードの結果と考え合わせるならばその概略を知ることができよう。

これに対し、 $n=1/2 \sim 1$ では $n=0$ と $n=6\frac{3}{8}$ の中間的な特性を示し、主燃料流量 (G_m) および低速燃料流量 (G_f) がともにエア・ブリードの影響を受けているが、低速燃料系統に及ぼす影響の方が大きいことがわかる。しかし、これらの影響も主燃料系統と低速燃料系統のエア・ブリード空気に対する流

動抵抗に左右されるものであり、たとえば低速燃料噴口を1個(B孔のみ)にすると低速系統の流動抵抗が増大するので主燃料系統へのエア・ブリード量(G_{abm})が増加し、燃料流量の減少が大きくなる。したがって、エア・ブリード空気量(G_{ab})の空燃比に及ぼす影響は厳密には主燃料系統と低速燃料とに分割して考慮する必要があることがわかる。

(c) エア・ブリード孔の位置を変えた場合 エア・ブリード孔の位置(理論式では l_{bm} および l_{bi})の影響を調べる目的で図-32に示すような透明二次元模型気化器を用い、図中①, ②, ③から空気を強制送風して、その影響を調べたのが図-33である。図によると、エア・ブリード空気量(G_{ab})を空気量(G_a)に関係なく一定としているが、同一エア・ブリード空気量(G_{ab})のもとではエア・ブリード孔が低いほど(①→③)燃料速度(G_f)は減少している。しかし、②と③とでは差はきわめて小さい。なお、理論式(11)においてエア・ブリード孔を下げると(l_{bm} 増大) Δh_{cm}^* が減少するので従来知られているように浮子室液面高さの修正効果を与えることになり、一般的には燃料流量が増加する筈であり、実験結果は逆の傾向を示している。しかし理論式(11)に含まれている Δh_{cm} (エア・ブリードが作用しない場合の l_{bm} 間の損失水頭)が

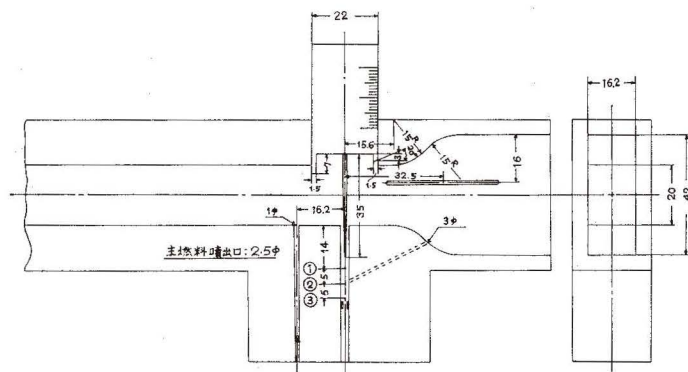


図-32 透明二次元模型気化器

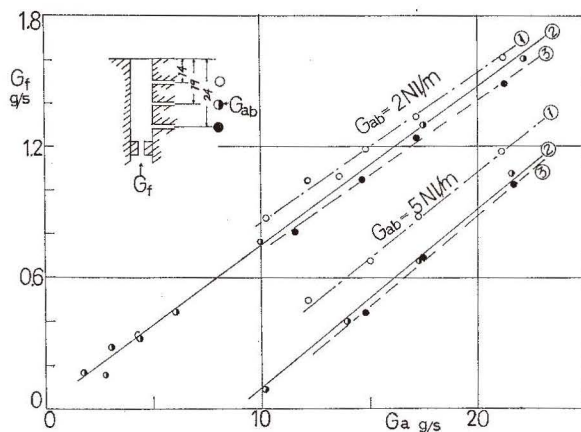


図-33 エア・ブリード孔位置の影響(模型気化器, J-100)

l_{bm} に比例して増加するので (11) の右辺第1項と第2項の和によって Δh_{cm}^* の増減が支配される筈であり、図-33の実験結果が得られたものと思われる。かかる推察に関しては詳細な検討を必要とするが、従来の理論式よりは一步前進したもののようと思われる。

以上、気化器の空燃比に及ぼす諸因子の影響について定性的考察および若干の定量的考察を述べた。従来小型気化器の資料が少なく不明の点が多かったが諸因子を広範囲に変えた実験結果からその実体が明らかになったものと考えられよう。

3.4 燃料の噴出模様及ぼす諸因子の影響

気化器の特性の一つとして燃料の微粒化特性もきわめて重要であり、それらの研究も若干見受けられるが、アマール型気化器に関連したものは見当らない。そこで、微粒化特性の究明の第1段階として透明二次元模型気化器を用い、諸因子を変えながら燃料の噴出模様を記録した。なお、写真技術の不足のため今回はスケッチによった。

3.4.1 空気流量の影響

空気流量 (G_a) を変えた場合の燃料流量特性を図-34に、図中①②③④に対応する噴出模様のスッチ図を図-35に示す。図において、燃料流量は空気流量 (G_a) に比例して増加し、①では負圧も十分でなく気化器の底面を、しかも片隅に寄って流動しているが、② ($G_a \div 8.5 \text{ g/s}$) になると負圧も増加し、とくにニードル棒の背面に生ずる負圧のためニードル棒に沿って燃料が吸上げられ、その後空気流によって吹飛ばされるので気化器の側面に液滴が附着し、それが比較的遅い速度で流動する。

さらに、空気流量 (G_a) が増加すると (③, ④) 液滴も小さくなり、その流動もきわめて早くなる。このようにニードル棒は液滴の微粒化や輸送にきわめて有効な作用をしているようで

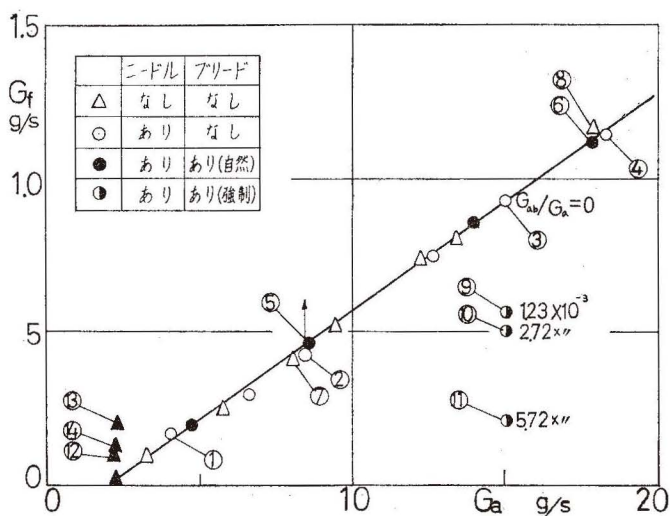


図-34 透明二次元模型気化器の燃料流量

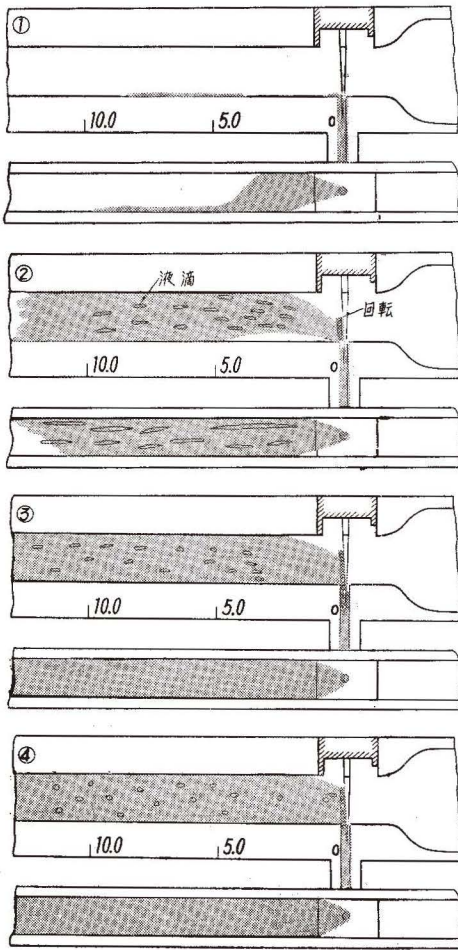


図-35 噴出模様の手書き図 (空気流量を変えた場合)

ある。すなわち、図-36 に示すようにニードル棒がない場合には ⑧ ($G_a \div 18.5 \text{ g/s}$) の高空気流量域になるまでもっぱら底面を流動し ⑧ においても、その一部のみが飛散するにすぎない。

3.4.2 気化器開度の影響

空気吸引装置を一定にして気化器開度を 変えていった場合の噴出模様の代表例を 図-37 に示す。図において、気化器開度全開 ($T-0$) の場合には底面を流動するにすぎないが開度 ($T-4$) になると液滴は飛散し、燃料流量もわずかながら増加している。これが開度 ($T-14$) ともなると絞り弁の後に渦が発生し、最初はかなり

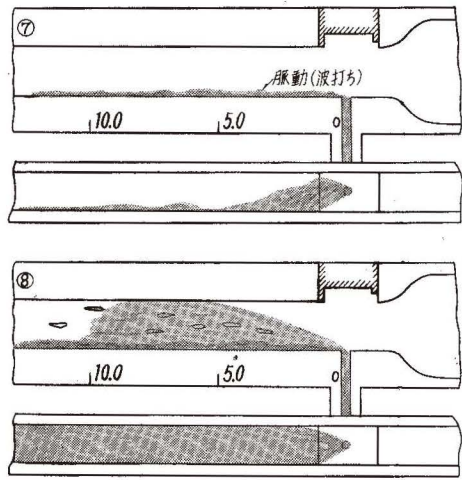


図-36 噴出模様の手書き図 (ニードル棒がない場合)

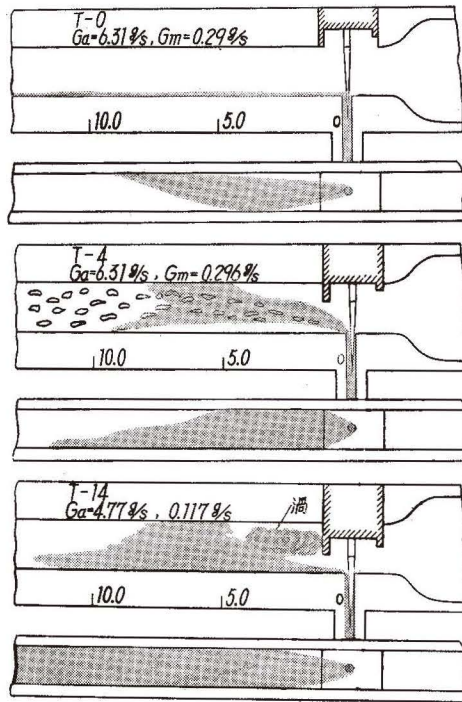


図-37 噴出模様の手書き図 (気化器開度)

大きい回転渦であるが順次小さく烈しい渦へと移行していくようである。しかし、噴出口開口面積は減少し、スロットル弁による抵抗増加のため空気流量も低下している。

このように、全開時よりも幾分スロットル弁を絞った場合の方が微粒化特性は改善されるものと思われる。

3.4.3 エア・ブリードの影響

自然吸込みのエア・ブリードを用いた場合の噴出模様を 図-38 に、強制送風した場合を 図-39 に示す。なお、図中の番号と 図-34 の番号とは対応する。図-38 の⑤と図-35 の②とにおいて、ニードル棒に沿って燃料が吸上げられる各々の状態を比較すると微粒化に対しエア・ブリードがきわめて有効であることがわかる。しかし、高空気量領域ではエア・ブリードの効果はほとんど認められない(図-35, ④と図-38, ⑥の比較)。これと同様に強制送風量が多いと燃料流量は著るしく減少するのでエア・ブリードの効果があらわれなくなる(図-34, ⑨, ⑩, ⑪および 図-39, ⑨, ⑩, ⑪ 参照)。

以上噴出模様に対する諸因子の影響について概略を示したが、これらをさらに進めるならば微粒化特性の解明に役立つものと思われる。

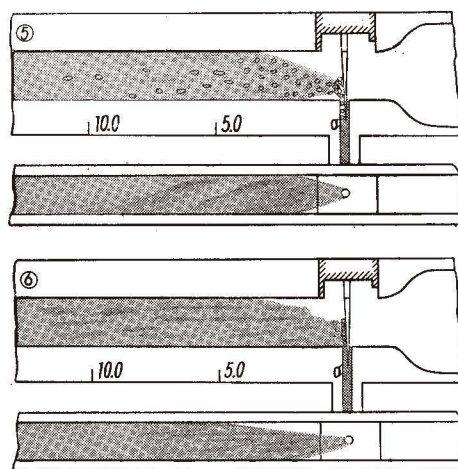


図-38 エア・ブリードの影響
(自然吸込み)

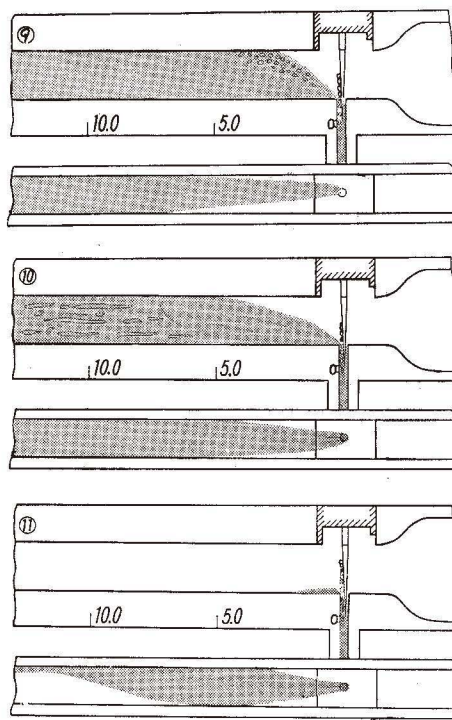


図-39 エア・ブリードの影響
(強制送風)

4. 結 言

以上、アマール型気化器の空燃比および噴出模様に及ぼす諸因子の影響について述べたが要約すると次のとおりである。

(1) 空燃比の計算式として燃料系統の圧力損失を考慮した (6)~(8)式 を得た。これらから空燃比に及ぼす諸因子 (気化器の開口面積, 流量係数, 燃料ジェットの開口面積, 流量係数, 燃料の比重量, 浮子室液面の圧力, 高さ, 突出噴口高さ, 燃料系統の圧力損失, エア・ブリードなど) の影響を吟味できる。

(2) 気化器の圧力分布測定から主燃料噴口と低速燃料噴口に作用する負圧, および燃料系統の圧力損失の実体が明らかとなり, 実験式 (13)~(16) を得た。

(3) 空燃比に及ぼす諸因子として, 気化器開度, 主燃料ジェット開口面積, 浮子室液面高さ, 突出噴口高さ, 浮子室液面圧力, 低速燃料系統, 使用流体, エア・ブリードを広範囲に変えた実験結果について考察し, これらの影響がいずれも理論結果とよく一致することが確認された。

(4) 燃料の噴出模様及ぼす空気流量, 気化器開度およびエア・ブリードの影響を透明二次元模型気化器で観察し, 微粒化特性解明の見透しを明らかにした。

終りにのぞみ, 日頃御指導, 御鞭撻頂だいでいる東京大学宇宙研究所 浅沼 強教授, 北海道工業大学 黒岩 保教授, 北海道大学 深沢正一教授, 実験装置の製作を担当された室蘭工業大学 熱工学研究室 福島和俊教官, 早川友吉技官, 加藤春吉技術員および実験に協力した昭和 41 年度卒業研究学生 細山, 森内両君に感謝の意を表す。(昭和 42 年 3 月 25 日受理)

文 献

- 1) Lichty: Internal Combustion Engine.
- 2) 田中: 熱機関大系, 5 巻, 山海堂 (昭 31-3).
- 3) 伊藤: 機械学会論文集, 18, 66 (昭 27), 101.
- 4) 草間: 機械学会論文集, 18, 66 (昭 27), 97.
- 5) 宝 諸: 自動車技術会講演前刷集 (昭 41), 23.
- 6) 山下: 機械学会誌, 36, 191 (昭 8), 159.
- 7) 田中: 機械学会誌, 38, 213 (昭 10-1), 23.
- 8) 宝 諸: 日立評論, 44, 5 (昭 37-5), 739.
- 9) 石神: 鹿児島大学工学部紀要, 8 (昭 32), 16.
- 10) 渡辺: いすゞ技術, 44 (昭 41), 15.
- 11) Vladimir Linzer: M.T.Z., 27, 1 (1966), 11.