

## 飛行機の強度規定について

池 田 健

### は し が き

約 10 年間の空白期間を経て最近漸く日本の航空の再開ができるようになったが、われわれは今更のように諸外国の航空技術が戦前に比して一段と進歩していることに驚かされたわけである。ここに述べようとする強度規定に関することも戦前とはかなりの変化を見せている。元来、航空機に要求される強度は、機体に関する力学的研究が進歩すれば、それに伴って変るのは当然であるが、それが規定によって一律に指定されるとなると製作者は細部に至るまでそれに準拠して設計しなければならないから、実際問題として設計される飛行機の性能にかなり影響するところが大きい。

規定の目的は、航空の安全を確保することにあるが、それに不当または不合理な点があると却って新しい様式の構造や材料の採用をさまたげ、またそのために航空機の進歩を阻害することになる。もちろん、最近といえども航空力学についての理論が根本的に変わったわけではないが、飛行中に加わるとされる最大荷重の推定とそれに対する安全率のとり方が非常に変わった点及び諸国間の規定に以前より多くの共通点が見出されることなどは注目を要する。わが国でも最近これらの諸外国の規定にならって、他の諸規定と共に強度に関する規定が制定されている。これらの規定は航空学術の進歩と運用の経験によって絶えず改訂を加えられるべきものであるが、本論ではこれらの諸規定の最近の傾向を紹介すると共にこれに関する多少の批判を加えて見たいと思う。

### ICAO 及び米英の規定

諸国の規定について述べたいところであるが、ソ連の規定については資料がないから、結局米英両国の規定とこれにならって作られたわが国の規定についてしか述べることができない。ここで、われわれは各国の規定と同じように関心を持たなければならないのは、国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization—略称 ICAO) の規定である。ICAO は現在ソ連及びその影響下の諸国を除いた 58 カ国が加入している民間航空の国際的協力機関で、1944年にシカゴで結ばれた国際民間航空条約に基いたものである。日本も対日平和条約に従って ICAO に参加することになった。この条約の加入国

は国際航空に関係のあることについては、ICAO の定める標準と手続きを実施しなければならない。従って、輸送機に関する規定は ICAO の標準と同等或はそれ以上の標準の規定をわが国としても用意しなければならない。もちろん、輸送機以外の類別のもの及び輸送機でも国際線に使用しないものは、ICAO の標準に従わなくてもよいわけであるが、ざりとてこれらのものを全く別の体裁のものとするのは実際問題として好ましくない。そのような理由から他の類別の飛行機についても各国の規定は ICAO の規定と類似点が多く将来もその傾向が続けられるであろう。ICAO の事実上の盟主が米国及び英国であることは否めないから、ICAO の規定には米英の意見が強く表われるのは当然で、そしてまた ICAO は逆に各加入国における調子を同じにさせていることも事実である。結局、各国の規定の根本は共通点が甚だ多く、また最近制定されたわが国の規定もこれらにならったものであり、特に米国の規定を取り入れた点が多い。もちろん、わが国の規定は早急の間に準備されたため細部については種々不備の点が見出され、これらは目下委員会によって改訂の準備中である。

### 規定のあり方と最近の傾向

強度規定として望ましいことをあげて見ると、1) 合理的であること 2) 条文が簡明であること 3) 強度計算が余り複雑でないこと 4) 国際性があること等であろう。しかしながらこれらの諸項を実際に実現させようとする、互に矛盾する場合が起り得る。例えば理論的に正確を期そうとすると、条文が複雑となり強度計算も簡単でないことが多い。また条文は簡明であってもその適用にあっては計算が複雑となりかえって製作者に不親切な場合もある。従って各事項の協調を如何にするか、または如何なる点を重要視するかということが議論の分かれるところである。また国際性が必要であることは、航空路が国内にとどまらない場合やその飛行機が他国に輸出される場合にその国の規定に適合しないことは不便であるからである。従って諸外国の規定や特に ICAO の規定と余り異なる規定は好ましくない。

以上の諸点から見て最近の米英の規定にあらわれている傾向をみると、計設者の立場を考えた実用的な規定で、旧ドイツ規定のように理論的に完全を期そうとして

設計者に面倒な計算をさせる傾向はない。また、規定が余り大まかで簡潔にすぎると実施にあたって検査官の自由採量の余地を残すことになり、また監督官庁の便のみを考えるといわゆる取締り規則といった感じのものとなるが、米英特に米国の規定ではそのようなことはなく製作者側に親切に作られているように見受けられる。米英の規定でその具体的適用法や理由について理解しにくい点は、別に manual や notice を出しているが、わが国の規定でもそれにならって別に提案を出すよう計画中である。ICAO の規定は輸送機についての各国の規定の最低限度を示す役割をしており、結果的にみるとこの規定の本文は各国の最大公約数的なもので当然と思われるものを取り上げ、細かい点は note や recommendation にゆづっている。したがって、ICAO の規定のみにたよって設計の計算をする場合には多少不便な点もある。しかし、もちろん各国の設計者にとってはそれぞれ自国の規定があるから設計や製作に当っては自国の規定に準拠してなされるはずである。

### 制限荷重と安全率

最近の各国の強度規定で共通的に戦前と大きく変わっている点は、制限荷重と安全率に関することである。戦前は米国では航空機の運用中に予想される最大荷重を applied load と称し、日本ではこれを運用荷重と称した。そして、これに安全率を乗じたものを design load (設計荷重) とし、この design load で破壊しないように設計していた。しかるに最近では ICAO、米国及び英国の規定共 applied load に相当するものを limit load (日本では制限荷重と称している) の語を用い、また design load の代りに ultimate load (終極荷重) を用いている。制限荷重はもちろん運用中予想される最大の荷重であるが、用語がこのように変わったのはこの制限荷重を基準に設計された航空機はこの荷重によって運用上の制限を受けるからであろう。以前は規定の要求に基づいて設計した航空機でも破損した場合は設計者の誤りとされて運用者の責任は余り問われなかった傾向がある。しかし、航空機の性能の向上に伴って無理な操縦をすれば容易に制限荷重以上の荷重が加わるのは当然であるから、制限以上の荷重が加わられないような範囲の運用をすることは運用者の責任と考えるべきであろう。

また、最近の規定にあらわれている制限荷重は以前の規定の運用荷重より比較的大きくなっている。一方、安全率は特別の断りのない限り一般に 1.5 で、以前各国で用いられていた 2.0 に比して大幅に小さくなっている。これは以前の規定における運用荷重は小さ過ぎ飛行機はしばしば運用荷重を超えた荷重を受けることが多く、それを大き過ぎる安全率でカバーしていたという考えに基づいたものであろう。

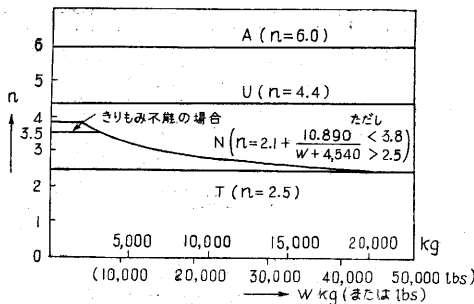
一般に安全率は、運用中に生ずると予想される最大荷重の推定の不確実と材料や寸法の不確実に対して考慮されるものである。すなわち、安全率  $n$  の中には最大荷重の推定の不確実を考えた設計上の予備係数  $n_1$  と材料や寸法の不確実を考えた予備係数  $n_2$  の要素が入っている。また、航空機に用いられる安全率は破壊という最も危険な状態に達する荷重と制限荷重との比で与えているが、さらに厳密な意味で安全であるためには制限荷重は材料が降伏する荷重を超えてはならない。破壊に対する安全率がこの条件もカバーするためには、その値を材料の破壊応力  $\sigma_B$  と降伏応力  $\sigma_Y$  の比 ( $K_Y = \sigma_B / \sigma_Y$ ) 以上にとらなければならない。(ここで材料の疲労について考えなければならない構造部材についての議論は省く)。従って、必要な最小限度の安全率  $n$  は  $K_Y \cdot n_1 \cdot n_2$  によって与えられるわけである。ところが古い規定では、この外に不当な運用を考慮した予備係数  $n_3$  も無意識の中に織り込んで  $n = K_Y n_1 n_2 n_3$  となったものと思われる。それが新しい規定では  $n_3$  は 1 とし、一方では運用中予想される最大荷重を従来より大きく規定するようになったものと思う。

このようにして安全率はかなり低くとられるようになったが、もし理論及び測定法が進歩し外力の推定がもっと正確になり、また検査法が進歩し材料の信頼度が増せば、 $n_1$  及び  $n_2$  は更に減少することになるから安全率は将来もっと小さくとも可能となる。安全率をこのように考え  $n_1$  と  $n_2$  のおのおのを規定で明らかにすれば、安全率を将来もっと引下げの可能性に対し具体的目安を付けやすいばかりでなく、安全を確認するための強度試験を行う場合にも都合のよいことがある。しかしながら、現在の規定では安全率をこのように分析的に考えているわけではなく単なる筆者の私見に過ぎない。ともかく、従来も航空工学では他の工学部門より比較的小さい値の安全率 2.0 を用いていたのが、これが更に引き下げられたのは注目すべきことである。もちろん、実際の材料の強さに相当の変動のある特別な構造部品や正規の部品の交換前に相当の強度低下が認められる部品、または製造法や検査法の不確実と思われる部分は 1.5 では不安である。そのような部品に対しては 1.5 に更に特別係数を乗じたものを安全率とするよう規定されている。その値は各規定とも大同小異で金具に対しては 1.15、鈎物部品は 2.0、操縦面の蝶番の面圧強度に対しては 6.67、操縦系統の面圧強度に対しては 3.33 等の特別係数をきめている。

### 機種の種類

機体の類別をその機体に要求される耐空性の程度によって分けることは各国とも以前と変りはない。この耐空性には性能や装備上の条件も含まれるが、強度上の要件

が最も重要である。日本の旧規定（航空評議会制定）では、強度の小さいものから大きいものへの順に第1種から第5種まで類別していた。米英両国及びわが国の類別は実質的にはほとんど同じで次のように定められている。米国の規程（Civil Air Regulation—略称CAR）で強度を要するものの順で Acrobatic Category, Utility Category, Normal Category 及び Transport Category に分けている。わが国も全くこれにならって頭文字をとってA類, U類, N類及びT類というようにしている。A類は普通の種類の曲技はすべて行うことに適し, U類は普通の運用と限られた曲技にのみ適し, N類は曲技飛行には適さない, T類はもちろん曲技飛行は行わず, 主として国際間の旅客輸送に適するものである。英国は British Civil Airworthiness Requirement に規定しているが、実質的には、米国と余り異なるない。ただ、米国の Utility Category は英国では Semi-acrobatic の名称となり、また Transport Category は強度上は Normal Category に含まれている。しかし、旅客輸送機は大型が多いから大型機ではT類もN類も強度上の差は少ない。ICAO は当然のことながらT類だけを規定している。

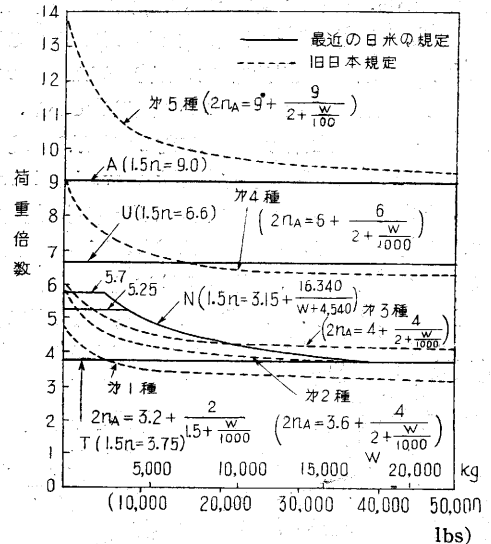


第 1 図 最近の米国規定における正の最大制限飛行荷重倍数：A, U, N, T は類別を示す。英国規定はTに相当するものをNに含ませている。他は日米の規定と大体同じ。Wは設計最大機体重量である。

さて、機体の強さの程度は上向きの制限飛行荷重の大きさを以て大体の目安とすることができる。このような荷重は急な下降から引き起す場合に生ずる。米国とわが国の規定における各類別に対する正の最大制限飛行荷重倍数  $n$ （上向き荷重を正とする）の値を第1図に図示した。ここで荷重倍数とは荷重を機体重量の倍数で表わしたものである。この飛行荷重は機体重量の大きいもの程小さいと以前は考えられていた。これは大男は鈍重であるというような考え方と似ているが、理論的な根拠は余りない。最近の規定ではN類を除いては飛行荷重倍数は機体重量に無関係となっている。この点旧日本の規定と比較して興味深い。特に、A類で機体重量に関係なく  $n=6$  となっているのは、操縦者の生理的限界から見て当然であろう。ただし、N類のみは機体重量によって  $n$  が変化している。英国の規定は第1図からT類を除きこれをN類に含ませたと考えてよい。ICAO はもちろんこの

図のT類に相当するもののみを規定している。なお、米国及びわが国ではN類では、 $n$  は 3.8 を超えることを要しなく、さらに機体の特性上きりもみ不能の場合は 3.5 を超えることを要しないとしているが、英国では一般にN類では 3.5 を超えなくてもよいとしているなど小さい点で多少の差異がある。

さて、すでに述べたように飛行機の終極の破壊強さは制限荷重に安全率を乗じたものであるから、古い規定との比較を行うためには新しい規定の制限荷重に安全率 1.5 を乗じたものを比べればよい。第2図はそれを示している。古い日本規定の類別と新しい規定の類別とを対応させることは大した意味はないが、古い規定の第5種

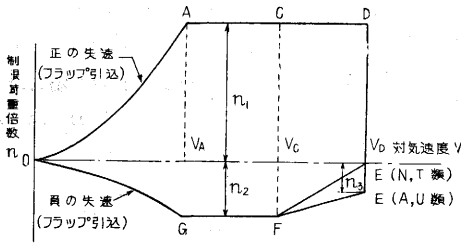


第 2 図 最近の米国及び日本の規定の最大飛行終極荷重（制限荷重に安全率 1.5 を乗じたもの）と旧日本規程における設計最大荷重（いわゆる運用飛行荷重に安全率 2.0 を乗じたもの）の比較。T, N, U, A は最近の類別を示す。Wは機体重量である。

は過大の強度を要求していた感がある。また第1種の強度はかなり小さい強度であるが、研究用または記録用の機種であるから差支えないものと思われる。新しい規定ではこのような研究また記録用のものは規定から除外していると考えて差支えないと思われる。

運動 V-n 線図について

飛行中に機体の受ける荷重状態は、そのときの荷重倍数  $n$  と迎え角がわかればよい。そこで古い各国の規定の中には迎え角に対して  $n$  を規定したものが相当あった。わが国の古い規定もその類であった。ところが、つりあいの式  $nW = C_R(\frac{1}{2})\rho V^2 S$ （ここで  $W$  は機体重量： $\rho$ ,  $V$ ,  $S$  はそれぞれ空気密度、速度、翼面積で  $C_R$  は空気合力の係数である。ただし米国では飛行荷重倍数は簡単のため機体の縦軸に垂直な荷重成分についてとることになっているからその場合は  $C_R$  の代りに  $C_N$  を用いる）の



第 3 図 米国及び日本規定における  $V \cdot n$  線図.  $n_1$  は第 1 図に示した正の荷重倍数,  $n_2$  は A 類に対しては  $-0.5$ ,  $m_1, U, N, T$  類に対しては  $-0.4 n_1$ ,  $m_2$  は A, U 類に対しては  $-1$ ,  $N, T$  類に対しては  $0$  である.  $V_A$  = 設計運動速度,  $V_C$  = 設計巡航速度,  $V_D$  = 設計急降下速度

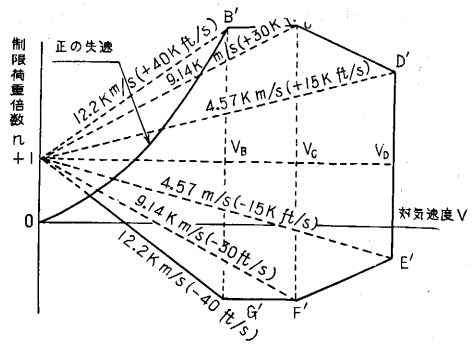
関係があるから,  $n$  と  $V$  を与えても迎え角はわかるわけである. ( $C_R, C_N$  等は迎え角の函数として与えられる). 最近の規定では各国とも荷重倍数  $n$  を特に迎え角について指定せずに機体の速度  $\dot{V}$  について図示している. このように  $V \cdot n$  の関係を飛行の運動に対して図示したものを運動  $V \cdot n$  線図または運動包囲線 (Maneuvering Envelope) と名づけている. 第 3 図は米国及びわが国の規定で与えているものである. この図では OA は正の迎え角における失速の限界を示し, 同様に OG は負の迎え角における失速の限界を示す. この曲線と  $n = n_1$  ( $n_1$  は第 1 図に示す正の制限最大飛行荷重倍数) の交点 A によって設計運動速度  $V_A$  が定まる.  $V_C$  は設計巡航速度 (km/hr) で, T, N, V 類では  $V_C = 27.7 \sqrt{W/S}$  で A 類では  $V_C = 30.0 \sqrt{W/S}$  で与えている. また  $V_D$  は設計急降下速度で  $V_D/V_C = 1.25$  (T 類),  $1.40$  (N 類),  $1.50$  (V 類),  $1.55$  (A 類) としている. ICAO 及び英国の規定は多少これと異なる点もあるが, 実際上大した差はない. 例えば D に相当する荷重倍数を  $n_1$  の 75% にとりその点を C と結んでいる.

突風  $V \cdot n$  線図について

飛行中の強度としては, 上記のように飛行機自体が各種の運動をする場合の荷重についてまず考慮しなければならないのは当然であるが, 次いで重要なのは機体自体は直線飛行をしていても, それに上向きまたは下向きの突風が加わる場合である. いま, 機体が  $V$  (km/hr) の速度で水平飛行しているとき上向き速度  $U$  (m/s) の突風に出合ったとすると, 迎え角が急に変わりそのために荷重倍数は 1 から急激に増加する. 下向き, すなわち負の突風の場合は荷重倍数は減少して負の値となる. この場合の  $n$  は簡単な理論によって次式のように導かれる.

$$n = 1 + KUVm / 3.6 \times 16 (W/S)$$

ここで  $W/S$  は翼面荷重 (kg/m<sup>2</sup>),  $m$  は揚力係数—迎え角曲線の傾斜 (1/rad),  $K$  は常数で空力的特性の動的変化による修正や機体の運動状態の変化の影響を含んだものである. この  $K$  の値は ICAO と英国は  $W/S$  の函数として示し  $W/S < 78 \text{kg/m}^2$  に対し  $K = 0.337 (W/S)^{1/4}$



第 4 図 米国及び日本規定における  $V \cdot n$  突風線図

$W/S > 78 \text{kg/m}^2$  に対し  $K = 1.33 - 8.76 / (W/S)^{3/4}$  の値をとっている. このような  $K$  の値の理論的根拠はともかくとして, 限度計算上は  $K$  と  $U$  の積が問題である. しかるに米国の規定では  $K$  の値は ICAO 等より 1.67 倍大きくとり, 逆に  $U$  の値としては  $1/1.67$  だけ小さい値を指定している. 従って  $KU$  の値としては各国同じである. 第 4 図は米国及びわが国の規定を図示したもので,  $B'$  は失速曲線と  $U = 12.2 \text{m/s}$  の交点で最大揚力の迎え角で飛行中に  $12.2 \text{m/s}$  の上向き突風に出合った場合で,  $C'$  及び  $D'$  はそれぞれ巡航速度と急降下速度で飛行中に  $9.14 \text{m/s}$  及び  $4.57 \text{m/s}$  の上向き突風に出合うものとした場合である. まだ  $E', F', G'$  はそれぞれ  $D', C', B'$  に対応する下向き突風の場合である.

ここで問題となるのは高速で飛行中には小さい突風に出合い, 低速の場合には大きな突風に出合うとしていることである. 多分, あらかじめ突風があると予想される地域を飛行する場合は, 余り高速で飛行しないこと及び悪天候の場合は無理な運行はしないという理由に基づくものであろう. しかし, このような説明で充分であろうか, 筆者自身も疑問と思っているが, このような規定の仕方は多分に便宜的なものであって, ただこれに基づいて設計すれば強度上差支えなかったという経験だけが唯一の論拠であろう.

いずれの規定でも  $V \cdot n$  線図で囲まれた内部の如何なる点でも強度が十分でなければならないとしているが, 実際問題としては運動  $V \cdot n$  線図の代表的な点 A, C, D, E, F 等の強度を検討し, 突風  $V \cdot n$  線はこれを運動  $V \cdot n$  線と重ね合わせて外にはみ出した部分の代表的な点について強度を検討すればよい. T 類を除く多くの場合, 突風については  $C'$  の点だけの強度をあたえれば充分であろう. ただし, T 類では  $B'$  の点も検討する必要のある場合が多い.

フラッタ防止及び剛性について

飛行機の主翼や尾翼などは, 高速の状態で空気外力と弾性復元力との関係で不安定振動を生ずることがある.

これにはその構造の質量分布も関係するが、翼構造の振れ剛性等も大きな要素である。このフラッタについての理論は複雑な上に実物実験が困難で、そのため適当な設計基準を得ることがむずかしかった。設計者の中には機体の構造部材の寸度は単なる強さの要求よりもこのような不安定振動をさけるに必要な剛性の要求から決定さるべきだとする者もかなり多いが、設計の目安となるような剛性判定値は従来の規定に示されていなかった。この点についてわれわれは戦後の各国の規定がどうなっているか深い関心を持っていたが、いずれも規定の本文中には具体的な設計上の目安を与えていない。ただ、ICAO 及び米国の規定では  $1.2V_D$  までの速度で主翼及び尾翼に如何なるフラッタ及びダイバージェンス（空気力による不安定な振れ）が生じないように設計し、この標準に従っていることを計算または試験で示さなければならないとしている。また、英国規定では  $1.2V_D$  が  $1.25V_D$  となっている点が異っているだけである。おそらく、フラッタのような現象に対し簡単な基準を示すことが困難なためであろう。

しかしながら、ICAO 及び英国の規定では Recommendation の形で Stiffness Criterion を具体的に示している。例えば主翼の振れについては次のような無次元値  $K$  で与えている。 $K = (1/V_D)(m_0/\rho_0 c^2)^{1/2}(1-M^2)^{1/4}$ 、ここで  $m_0$  は  $0.75\text{semi-span}$  における振れ剛性（単位角だ

け振るに要する振りモーメント）、 $d$  は翼の附根から  $0.9\text{emi-span}$  までの距離、 $C$  は平値翼弦、 $\rho_0$  は地上空気密度、 $M$  はマッハ数（飛行速度と音速の比）、である。そしてこの  $K$  の値を発動機の付かない翼では  $K > 0.7$ 、発動機のついた翼（発動機の重心は前縁より前方）では  $K > 0.57$ 等を与えている。これに似た判定値は Pugsley によって与えられていたが、以前はマッハ数の修正がなされていなかったのが、飛行機の高速化に伴って上記のように  $(1-M^2)^{1/4}$  の修正係数が乗せられている。なお、昇降舵その他についても類似の recommendation がある。また、操縦装置の剛性やマスバランス等については英国規定では recommendation として掲げているが他の規定ではこれにふれていない。

む す び

強度規定には上記の外に操舵時の荷重や地上荷重なども含まれるが、それらや枝葉にわたる事がらは省略して最近の規定において重要な変化と思われる事項のみを述べた。航空機においては、性能の向上と航空の安全の確保とを両立させてその進歩をはかるために絶えず新しい技術を導入されている。その設計基準となるべき規定の変遷は他の工学分野の方々にも関心の深い事であろうと考え、最近の規定の概要を私見をまじえて紹介した次第である。  
(1954. 6. 30)

次 号 予 告 (8月号)

本所で行われた研究の中で、基礎研究が完成して生産に移すための中間的規模により行つた研究成果の一部を取り上げ「中間試験研究」として特集した。

特 集



- 微分解析機の応用……………渡辺 勝
- 自動車の動力性能と振動特性……………高橋 安人・平尾収・互理厚

- プロセス制御系のアナログ回路……………大島康次郎
- 土の三軸試験機と塑性力学……………星 林 和

速 報

- Sce-BUOH-H<sub>2</sub>O系の気液平衡組成……………山本 寛他
- 可燃混合気流の燃焼速度……………水町 長生
- 砂と粘土の混合割合による強さの変化……………三木五三郎
- P-アルキルアミン及びその誘導体の合成……………浅原照三他
- Bayard 型電離真空計の使用に関する一、二の注意……………唐沢孝 他

5 月 号 正 誤 表 (1954年)

頁 段 行	種 別	正	誤
16 左 4	本文(式)	$P_R = \frac{P_0 G R}{4\pi d^2}$	$P_R \frac{P_0 G R}{4\pi d^2}$
17 右 16	本文	第 9 図	第 8 図
" " 17	"	等価回路	等価回路
19	第14図		
20 左 2	式	$\overline{CP} = \rho$	$\overline{CP} = P$
23 右 4	"	…… $\frac{1}{2}(wq)^2$ ……	$\frac{1}{2}(wq)$ ……
" " 8	本文	(第 9 図参照)	(第 8 図参照)
" " 11	式	$\frac{1}{2}i_s V_L$ ……	$\frac{1}{2}i_L V$ ……
24 右 下 5	本文	高調波	高調数
" " 下 1	"	市川初男	市州初男
" " 下 5	第 2 図	(横軸変数 = $\theta$ )	
25 左 下 5	本文	Calibrate	Calibrat
26 左 12	"	Donnan	Donann

東京大学生産技術研究所報告 第 4 卷第 2 号予告  
猪瀬 博：「電子管式擬似トラフィック装置に関する研究 (英文)」

擬似トラフィック実験は、理論では解決困難な電話交換線群の設計上の諸問題を解決する有力な手段と考えられているが、従来までに提案されてきた方式は、いずれも長時間を要したり、高い精度を得にくいなどの欠点があつて、まだ実用の域に達していない。

本報告はこのような実験をきわめて高速に遂行し、信頼度の高い結果を得ることを目的として、すべて電子装置によつて構成された新しい擬似トラフィック装置の概要をのべたものである。

装置は、抵抗雑音を増幅し、充分大きなレベルで基底振幅選択を行つてこのレベル以上の振幅の雑音のみをとり、これを整形して電話呼と同じ Poisson 分布をなすパルスを発生する部分（擬似呼発生装置）、これから発生するパルスを録音し、数個の再生ヘッドを経て再生することにより、平均値が等しく、分布は互に独立な数群の擬似呼パルスを供給するテープレコーダ（擬似録音再生装置）及びセレクト群の如き定位形交換線群の空線選択機能を模倣的に行う部分（定位形擬似交換線群）から成り、定位形交換線群の擬似トラフィック実験を、実際の通話の数千倍の速度で行い、充分信頼度の高い結果を得ることができる。

正 誤 表 (6月号)

頁 段 行	種 別	正	誤
27 右 7	本文	1mA~0.1mA/cm <sup>2</sup>	1mA~0.1mA
28 左 9	"	1~0.1mA/cm <sup>2</sup>	1~0.1mA