論 文

CONTRIBUTED PAPERS

バリスティック・レーンジの性能実験* Studies of Hypervelocity Model Launcher

神 元 五 郎**・塚 本 明 正**

Goro KAMIMOTO, Akimasa TSUKAMOTO

大 辻 馨***

and Kaoru OTSUJI

Abstract

A computer study for predicting the launcher performance is conducted using a one-dimensional hydrodynamics computer code which introduces an artificial dissipative term into the partial differential equations governing the motion of a compressible fluid and includes van der Waal's equation to consider the real gas effect. A two-stage launcher kinematics of the Pilot Ballistic Range at Kyoto University has been studied experimentally using mainly a microwave reflectometry system under any conditions. And experimental results of launcher performance have been compared with the computational ones. In order to maximize and optimize the performance, the launcher parameters have been investigated and discussed.

1. ま え が き

再突入におけるアブレーションや輻射を伴う空気力学、後流、それらと関連し最近注目されているスペース・シャトルの問題、および高速衝撃破壊などの諸問題を研究するために、自由飛行発射装置が種々開発されている。中でも、駆動ガスにヘリウムまたは水素のような軽ガスを用いて、毎秒8kmを起える再突入速度を得ることのできる二段超高速発射装置が広く利用される傾向にある。

SMITH¹⁾, WILENIUS ら²⁾および LUKASIEWICZ³⁾ とその他の研究者ら⁴⁾⁵⁾はこの二段装置によるモデルが等加速度運動をするための理論解析を進めて来た。これらを基礎として、WINTER⁶⁾や ANDERSON⁷⁾ および STEPHENSON⁸⁾ それに FEDENIA⁹⁾ が装置の本格的な製作、開発をおこなった。京都大学航空工学教室でも同様の考え方に基づいて、バリスティック・レーンジを試作し、“バリスティック・レーンジの基礎実験”¹⁰⁾

としてこの誌上で発表した。しかし、等エントロピー圧縮過程¹¹⁾での等加速度運動論では、初期条件を変えて得られるモデル速度が実験結果の傾向と大きな差を生じた。そこで、今回は発射過程での速度経過、圧力履歴等を求めるため、ランチャー運動の解析に実在気体効果を考慮し、準一次元圧縮流体の運動の基礎方程式に人工粘性項を導入してこれらの方程式を差分形に書きかえ、京都大学大型計算機 FACOM 230-60 によって計算をおこなった。

実験は第1図に示すような新しく製作した装置を用いておこなわれた。測定方法はピエゾ圧力計を直接組込む構造として、発射過程での圧力履歴を測定し同時にマイクロ反射法による測定方法でモデル運動のデータを得た。

また、バリスティック・レーンジの性能の改良を目的にその最適条件を求めるため、初期条件であるランチャー・パラメーターを個々に変えて実験をおこない、その結果と数値計算のデータとの比較、検討をした。

2. ランチャー運動の数値解析

ランチャー運動の解析は von NEUMANN と RICHTMYER による“q”法を基にして計算をおこなった¹²⁾¹³⁾。この方法は圧縮性流体の運動を支配する偏微分方程式に人工散逸項を導入したもので、衝撃波が流れ内に生じる場合でも用いることができる。したがって、二段発射装置で生じ易い衝撃波系での解を得るのに有利である。ここでの解析の一次元近似が、異なった径をもつチューブ間の非定常な流れ¹⁴⁾について、優れていることは以前の報告¹⁰⁾で示されている。また、この運動過程で気体の圧力は、ランチャー・チューブ入口で数千気圧に達すると見られるため、van der WAALS の状態方程式を用いて実在気体効果を考慮した。

この計算で、初期条件のランチャー・パラメーターは、後の比較、検討の意味からも等エントロピー圧縮

* 昭和47年11月20日原稿受理

** 京都大学工学部航空工学教室

*** (現在) 三菱重工業株式会社

第1図 パイロット・バリスティック・レンジの概要図

第2図 数値解析法の模型的表示

仮定での等加速度運動の解析で求めたものを用いた。ただし、ピストン・キャッチャー付近の高圧部や、モデル自身の破壊を防ぐため最高圧力と最大加速度の制限が必要となる。

貯気槽とポンプ・チューブ内の気体を、第2図に示すとおり境界面 J で細く分割し、隣り合う境界面をそれぞれ $J-1$, $J+1$ で表わす。そこで、境界面間の領域内で一つの均一な質量、容量を有し、その質点は境界面上に位置して、それぞれ隣り合う領域の $1/2$ をもつものとする。このような質点系に対して、つぎのような基礎方程式を用いた。

$$\frac{\partial U}{\partial t} = -\frac{\partial(P+Q)}{\partial x} \frac{1}{M} A(x) \quad (1)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} = -(P+Q) \frac{\partial V}{\partial t} \quad (2)$$

$$\rho \frac{\partial V}{\partial t} = \frac{\partial U}{\partial x} \quad (3)$$

$$P = P(V, T) \quad (4)$$

$$\left(\frac{\partial E}{\partial V} \right)_T = T \left(\frac{\partial P}{\partial T} \right)_V - P \quad (5)$$

ここで、 U, P, M, A, E, V, T はそれぞれ流れの速度、圧力、質量、断面積、内部エネルギー、比容積、温度であり、密度 ρ は $\rho_0 = MP_0/T_0$ なる定数で、 P_0 ,

T_0 はそれぞれ初期の圧力、温度である。そして、 Q はつぎのように定義された人工粘性項である。

$$\left. \begin{aligned} Q &= -\frac{(C\Delta x^2)}{V} \frac{\partial U}{\partial x} \left| \frac{\partial U}{\partial x} \right|, & \frac{\partial U}{\partial x} < 0 \\ Q &= 0, & \frac{\partial U}{\partial x} \geq 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

状態方程式については、実在気体効果を入れた van der WAALS の式を使った¹⁵⁾¹⁶⁾。

$$P = \frac{RT}{V-b} - \frac{a}{V^2} \quad (7)$$

ここでの a, b はそれぞれ定数である。

(1)式に各領域の初期条件を代入して数値積分し、速度、位置、比容積を求める。そして(5),(7)式を積分することにより、内部エネルギー E の方程式は次のようになる。

$$E = E_0(T) - \frac{a}{V} \quad (8)$$

ここで、 $E_0(T)$ は積分定数である。つぎに、(2)式の数値積分の結果に(8)式を代入して圧力を求め、(7)式から温度と内部エネルギーを得る。そして、等エントロピーでの音速の式 $c^2 = (\partial P / \partial \rho)$ に(7)式を代入して新しく音速を求める。以上の方法で、質点の位置、速度、領域内の容積、圧力、内部エネルギーの完全な履歴を得る。

そこで、分割した領域の境界数を J で示し、その諸量を $J-1/2$ または $J+1/2$ で表わし、発射過程の進行時間である計算のサイクル・タイムのステップ数を N とすると、つぎのような積分形のプログラムとして説明することができる。

$$\left(\frac{\partial U}{\partial t} \right)^N = \frac{(P_{J-1/2}^N + Q_{J-1/2}) - (P_{J+1/2}^N + Q_{J+1/2})}{M_J} A_J^N \quad (9)$$

$$U_J^{N+1/2} = U_J^{N-1/2} + \left(\frac{\partial U}{\partial t} \right)^N \cdot \Delta t^N \quad (10)$$

$$X_J^{N+1} = X_J^N + U_J^{N+1/2} \cdot \Delta t^{N+1/2} \quad (11)$$

$$V_{J-1/2}^{N+1} = \frac{\rho}{M_{J+1/2}} \int_{X_J^{N+1}}^{X_{J+1}^{N+1}} A_J^{N+1} dX \quad (12)$$

$$Q \begin{cases} = \frac{C^2 \rho}{\frac{1}{2}(V_{J-1/2}^N + V_{J-1/2}^{N+1})} (U_{J-1}^{N+1/2} - U_J^{N+1/2})^2, \\ U_J^{N+1/2} < U_{J-1}^{N+1/2} \\ = 0, & U_J^{N+1/2} \geq U_{J-1}^{N+1/2} \end{cases} \quad (13)$$

$$E_{J-1/2}^{N+1} = E_0(T_{J-1/2}^{N+1}) - \frac{a}{V_{J-1/2}^{N+1}} \quad (15)$$

$$E_{J-1/2}^{N+1} - E_{J-1/2}^N = - \left(\frac{P_{J-1/2}^{N+1} + P_{J-1/2}^N}{2} + Q_{J-1/2}^{N+1/2} \right) (V_{J-1/2}^{N+1} - V_{J-1/2}^N) \quad (16)$$

$$P_{J-1/2}^{N+1} = \frac{R \cdot T_{J-1/2}^{N+1}}{V_{J-1/2}^{N+1} - b} - \frac{a}{(N_{J-1/2}^{N+1})^2} \quad (17)$$

$$(c_{J-1/2}^{N+1})^2 = \frac{R \cdot T_{J-1/2}^{N+1} (V_{J-1/2}^{N+1})^2}{(V_{J-1/2}^{N+1} - b)^2} - \frac{2a}{V_{J-1/2}^{N+1}} \quad (18)$$

$$\Delta t^{N+1/2} = t^{N+1} - t^N \quad (19)$$

$$\Delta t^N = \frac{1}{2} (\Delta t^{N+1/2} + \Delta t^{N-1/2}) \quad (20)$$

有限の微分方程式の安定性を確認するため、時間変化の増分は次のように計算される¹⁷⁾。

$$\Delta t^{N+1/2} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{1}{\tau_1^2} + \frac{1}{\tau_2^2}} \quad (21)$$

ここでの時間刻み Δt は、すべての J に対する最小値を意味する。そこで、時間定数 τ_1, τ_2 は、それぞれつぎのように表わされる。

$$\tau_1 = \frac{X_J^{N+1} - X_{J-1}^{N+1}}{c_{J-1/2}^{N+1}} \quad (22)$$

$$\tau_2 = \frac{V_{J-1/2}^{N+1/2}}{C^2 (V_{J-1/2}^{N+1} - V_{J-1/2}^N)} \quad (23)$$

3. 実験装置の概要

使用した本装置パイロット・バリスティック・レンジは第1図に示すように、耐圧 150 kg/cm² の貯気槽、所要の貯気槽圧力でピストンを発射させることのできる二段膜装置、ピストン駆動がおこなわれる内径 40 mm 長さ 2 m で内面ホーニング仕上げのポンプ・チューブ、そして高圧部と内径 8 mm 長さ 2 m のモデル発射のためのランチ・チューブ、および光学ガラスを用いた径 140 mm の観測窓、支持台、測定回路接続用アダプター等を備えた観測室、さらに内径 500 mm 長さ約 4 m の高真空用アルミ・メタリコン塗装を内面に施してある測定用ダンプ・タンクから構成されている。また、そこでの高圧部は第3図に示すように、ピストン・キャッチャーをはさんで、メタル・シール方式によりポンプ・チューブとランチ・チューブを接続しており、ランチ・チューブ側のメタル・シールは所要の圧力でモデルが発射されるための膜の役割りも兼ねている。この部分は三層焼ばめの静圧 7,500 kg/cm² に耐える高圧断面で、ピエゾ圧力計を膜の前後にあたるキャッチャー内の入口とランチ・チューブ入口にそれぞれ組込むことにより、ランチャー運動の際の圧力履歴を直接測定できる構造になっている。モデル発射の際の膜は要求される圧力に従って、厚みを変え、アルミニウム、黄銅、ステンレス鋼など数種の材料を選んだ。ランチ・チューブから観測室への接続では、直接にスラストが伝わらない機構としたため、観測室、ダンプ・タンクがランチャー運動によって生じる衝撃を受けることはない。

ピストンの材質にはポリエチレンを用い、これに挿入する銅の重量を変えることによって、ピストンの質量調整をおこなった。また、モデルはポリカーボネイト樹脂で出来ていて、長さ 6 mm 径 8 mm 重さ 0.37 g の円筒形のものを使用した。第4図は膜とここでのモ

第3図 高圧部断面図

デルを示している。

4. 測定法

発射過程でのモデル運動の測定には、連続的な時間変化に対するモデルの移動を細かく得ることのできるマイクロ・ウェーブ反射法を用いた。第5図のブロック線図で示すこの方法の詳細は、参考文献 18), 19), 20) で説明されている。

導波管内のマイクロ・ウェーブの波長 λ_g は自由空間波長 λ_0 とカット・オフ波長 λ_c の項で表わすと、

$$\lambda_g = \frac{\lambda_0}{\sqrt{1 - \left(\frac{\lambda_0}{\lambda_c}\right)^2}} \quad (24)$$

半径 r の導波管回路内のカット・オフ波長は、 $\lambda_c = 2\pi r/\gamma$ で、 γ は、考えられる励起モードによって決定される適当な Bessel 関数のゼロ解とする。また、この実験で用いたクライストロンからの励起振動数は 28.9 G ϵ で、ランチ・チューブ内の半波長に対応するチューブ長さは 7.72 mm であった。

モデル運動に支障のない測定をするため、ランチ・

第4図 モデルおよび破膜

チューブと導波管を垂直にカップリングで接続し、また、ランチ・チューブからの高温、高圧ガスに対しては、導波管回路を保護する目的から、テフロン・シールを用いた。

140 mW クライストロンから出た信号は、 T_{E11} モードに変換されて、ランチ・チューブ中を伝わり、モデル前面に貼付けた厚さ 10μ のアルミ箔によって反射され、他方の端管から反射されたものと干渉し合い、合成波としてクリスタル・ダイオードで AC 信号に変換される。第6図は代表的なマイクロウェーブ反射測定法によるラスター・スキャニング・オシロスコープ・システムの記録であり、そこでのタイム・マーカの間隔は 10μ sec である。

5. 実験方法および結果

パイロット・バリスティック・レンジを用いて数値計算の結果と比較検討し、その性能および特性を知るため、計算で用いた条件を基に種々の実験をおこなった。

この種の実験では、正確な初期条件の値で本装置を作動させることが比較的困難であり、かつ重要な条件となる。そして、可変である初期条件の中でも、モデル発射の圧力 P_0 が最も固定しにくいパラメーターであり、そのため μ 径の銅線をランチ・チューブ出口から挿入して膜に貼り付け、破膜時の断線による電流カットのトリガー信号によってそのときの圧力を測定した。そこで、膜の材質、厚みと圧力の関係の多くのデータを得た。本実験では、膜の破片がとぶことなしに比較的安定した同一結果を示したデータの中から、それぞれ、500, 650, 900 kg/cm 2 を発射条件の一つである初期破膜圧力 P_0 として選んだ。

第7図に示すような本実験での主要な位置での圧力

第5図 マイクロウェーブ反射測定法の概略図

第6図 マイクロウェーブ反射測定法による記録

第7図 各計測点の図示および発射過程圧力履歴の記録

履歴は、すべて、装置に直接組込まれたピエゾ圧力計によって測定したものである。なお、ピストン運動については数値計算の結果と実験結果とがよく一致している。

マイクロ・ウェーブ反射法による測定をおこなう上で必要なモデル位置の検定は、モデルをランチ・チューブの中で移動させることによって現われる各出力のピークに対応するモデルの位置を計測することによっておこなった。そこで、実験結果の一つであるモデルの速度は、この検定結果をもとにして、第6図に示すようなシンクロ・スコープに記録された時間軸上の出力ピークの数と間隔から求めることができる。

第8図はランチ・チューブ入口の膜の前後およびチューブ内のモデル通過後の圧力履歴を示すもので、横軸はピストン始動後の計算過程における作動時間を表わしており、破膜時間は実験結果とはよく一致してい

第8図 発射過程の各所要点における圧力履歴

第9図 発射過程のモデルの速度経過

る。一方、×印によって示されている数値計算結果による値の変動は気体をJなる境界面で数十の領域に分割したためのものである。ここでの振動は、分割を細かくすればその振幅が小さく収束する傾向にあることは確かめたが、収束する速度に比較して計算時間が膨大になると予想されたので有効な領域数で打切った。第9図はモデルの速度経過を示すもので、計算結果と比べて200 μsec以後加速の低下が明確である。また、実在気体効果を考慮した計算値と、理想気体とした値とではほとんど差異がなかった。また、第10図はモデルの加速度変化を表わしており、やはり、等加速度の状態が200 μsecの間持続されていて、その後、急速に低下することが分かる。そして、ここでも実在気

第10図 発射過程のモデルの加速度経過

第11図 破膜圧力がモデル運動に及ぼす効果

体効果を含んだ計算値と、理想気体のそれとはほぼ一致していて、少しずれがある程度である。本実験で、モデル駆動に使用したガスはヘリウムであり、ダンプ・タンク内の真空度はすべて約 0.4 torr であった。

6. 考 察

パイロット・バリスティック・レンジを用いた場合の数値計算結果と実験結果の比較をおこなったが、この章では、本装置の性能として最大のモデル速度を得る目的から、有効な初期条件であるランチャー・パラメーターを種々変化させておこなった実験結果を基にして、二段軽ガスピストン駆動式バリスティック・レンジの性能、特性について考察をおこなう。

この実験で検討したパラメーターは、モデル発射圧力、ポンプ・チューブの初期圧力、ピストン質量、モデル形状およびダンプ・タンク圧力で、それぞれ一つを変化させ、他のパラメーターは固定して、その効果について調べた。

第11図に示すように、モデル発射圧についての実験結果からは、モデル発射圧を高くすると、銃口でのモデル速度はある程度まで大きくなるが、それ以上発射圧を高めてもその効果は期待できないことが分かる。つぎに、第12図で示されているように、実際の

第12図 初期ポンプ・チューブ圧力がモデル運動に及ぼす効果

第13図 モデル・ランチ・チューブの嵌合がモデル運動に及ぼす効果

モデル速度が計算値よりかなり低いことを表わしている。と同時に、ここではポンプ・チューブの初期圧力を変化させることによりモデル速度に与える効果を示している。そして、初期圧力を低くすると、モデル発射のための駆動ガスの不足に伴って、持続時間が短くなるが、ピーク圧力は高くなり、したがって、モデルの銃口での速度は増す。しかし、ピストンが受ける大きな圧力増加による加速と、急激な減速のため、ついには破壊される。したがって、ポンプ・チューブの初期圧力がモデルに与える速度の効果は有効であるが、ピストンやモデルおよび高圧部の機械的強度の点から限界を生じる。また、ピストン質量のモデル速度に及ぼす影響については、モデルに与えるピーク圧力とその持続時間の維持が逆になり、期待された効果は少なく、参考文献 9) と同様、得られたモデル速度はほぼ同じであった。つぎに、モデルの形状がモデル運動に及ぼす影響として、ランチ・チューブ径に対して、嵌合の状態が遊合であるものと静合なものについて比較実験を行った。その結果、第13図に示すように他の初期条件を同一にした場合、静合状態のモデル形状のものが、遊合である形状のものに比べて、その銃口

速度に与える効果は大であった。このことは、モデル運動に及ぼす損失が摩さつによるものよりモデルまわりからのガスの漏れの方が大きいことを意味している。また、モデルまわりの漏れについては、ランチャ・チューブを通過するモデルをピエゾ圧力計によってとらえた際の圧力勾配からも明白であった。

7. む す び

熱および摩さつ損失がない理想的な駆動ガスの仮定のもとでは、特に、圧力が非常に高い場合、ランチャー運動の解析に誤差を生じる。そのため、実在気体効果を考慮し、人工粘性を導入した“ q ”法を用いてランチャー運動の数値計算を計算機 FACOM 230-60 によりおこなった。ただし、この計算では実際の発射過程での瞬間的な圧力増大によるガスの漏れがないものと仮定している。実験結果を計算で得られた値と比較した場合、モデルの銃口速度およびそのための圧力履歴について、かなり値が下まわる結果となった。このことは、前にも述べたように、ピストンや、モデルまわりからのガスの漏れによるエネルギー損失が大きな原因であると考えられる。しかし、計算結果の傾向とは実験値とよく一致している。また、van der Waals の式による実在気体効果の取扱いについては、本装置のような軽ガスをを用いた場合、瞬間 5,000°K、数千気圧の状態のもとではその効果はほとんど表われず、理想気体として取扱っても充分であることが分かった。等加速度の状態については、発射過程の 1/4 以上、約 200 μ sec にわたって見積ることができた。そこではランチャ・チューブ長さの約 1/8 のモデル位置で、ほぼ銃口速度の半分に達している。

本装置の最適条件を求めるため、ランチャー・パラメーターを個々に変えてその効果を実験的に調べ、検討した。そこで、本装置の性能改良に最も効果のあるものとして、初期ポンプ・チューブ圧力があり、つぎにピストンおよびモデルまわりからの、形状に関したガスの漏れ防止であることがわかった。また、ピストン質量の変化による効果はあまり期待できないが、ポンプ・チューブを長くして速いピストン運動を与えることが望ましく、そのため装置に十分な強度が必要であることが判った。

参 考 文 献

- 1) SMITH, F.: Theory of a two-stage hypervelocity launcher to give constant driving pressure at the model, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 17, p. 113, Sep. 1963.
- 2) WILENIUS, G. P. T., COWAN, P. L. and CLOUTIER, M.: The constant base pressure light gas gun, *Proceedings of the Third Hypervelocity Techniques Symposium*, p. 481, Mar. 1964.
- 3) LUKASIEWICZ, J.: Constant acceleration flow and applications to high-speed guns, *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 11, p. 1955, Nov. 1967.
- 4) CURTIS, J. S.: An analysis of the interior ballistics of the constant base pressure gun, *Proceedings of the Third Hypervelocity Techniques Symposium*, p. 423, Mar. 1964.
- 5) SEIGEL, A. E., PIACESI, R. and BIXLER, D. N.: Wall friction heat transfer and real-gas propellant effects in high-speed guns' *Proceedings of the Fourth Hypervelocity Techniques Symposium*, p. 352, Nov. 1965.
- 6) WINTER, D. F. T. and WALL, C. R.: The performance of the A. R. D. E. hypervelocity launchers, *Proceedings of the Second Symposium on Hypervelocity Techniques*, p. 585, Mar. 1962.
- 7) ANDERSON, D. E. and PRINCE, M. D.: Design of light-gas model launchers for hypervelocity research, *Proceedings of the Second Symposium on Hypervelocity Techniques*, p. 609, Mar. 1962.
- 8) STEPHENSON, W. B.: Development of launchers for aero-ballistic and impact ranges, *AEDC Technical Developments*, p. 64, 1964.
- 9) FEDENIA, J. L., CARTER, H. L. and CHAMBERLIN, A. A.: Experiences in launching of fragile aerodynamic shapes in the NOL 1,000 ft hyperballistics range No. 4, *Proceedings of the Third Hypervelocity Techniques Symposium*, p. 517, Mar. 1964.
- 10) 神元, 塚本, 大辻: パリスティック・レーンジの基礎実験, *日本航空宇宙学会誌*, 第 19 巻, 第 208 号, p. 180, 1971年 5 月.
- 11) 神元, 木村, 手島: ガン・ショック・タンネルの基礎研究, *日本航空学会誌*, 第 15 巻, 第 158 号, p. 71, 1967年 3 月.
- 12) Von NEUMANN, I. and RICHTMYER, R. D.: A method for the numerical calculation of hydrodynamic shocks, *Journal of Applied Physics*, Vol. 21, p. 232, Mar. 1950.
- 13) DEWITT, J. R. and CABLE, A. J.: A comparison of experimental and theoretical launcher kinematics, *AEDC TR 65-203*, Oct. 1965.
- 14) PIACESI, R., GATES, D. F. and SEIGEL, A. E.: Computer analysis of two-stage hypervelocity model launchers, *NOL TR 62-87*, Feb. 1963.
- 15) HIRSCHFELDER, J. O., CURTISS, C. F. and BIRD, R. B.: *Molecular theory of gases and liquids*, John Wiley and Sons, Inc., New York, 1954.
- 16) HILSENATH, J. et al.: *Tables of thermal properties of gases*, National Bureau of Standards Circular 564, Nov. 1955.
- 17) ELSENAAR, A.: A numerical model for a combustion-driven spherical implosion wave, *UTIAS TN No. 144*, Oct. 1969.
- 18) 神元, 木村, 河内: マイクロ波によるガン・タンネル内のピストン運動の測定, *日本航空学会誌*, 第 12 巻, 第 131 号, p. 418, 1964年 12 月.
- 19) CLEMENS, P. L. and HENDRIX, R. E.: Development of instrumentation for the VKF 1,000 ft hypervelocity range, *Proceedings of the Second Symposium on Hypervelocity Techniques*, p. 245, Mar. 1962.
- 20) ELSENAAR, A.: Microwave measurements of projectile motion in the barrel of the UTIAS implosion-driven hypervelocity launcher, *UTIAS TN No. 145*, Sep. 1969.