極超音速輸送機エンジン用メタン燃料ラム燃焼器の燃焼と排出の問題*¹
Combustion and Emission Problems in Methane Fueled Ram Combustor
for a Hypersonic Transport Engine

田 丸 卓*²・下 平 一 雄*²

Takashi TAMARU and Kazuo SHIMODAIRA

Key Words: Hypersonic Engine, Ram Combustor, NO_x Emission, Methane Fuel

Abstract

This paper presents design problems of a ram-engine combustor which is supposed to operate in the flight speed range between Mach numbers 3 to 5. Two types of model combustors were tested. Main aims were to examine their flame holding ability and to measure the pollutant emission along the predicted operational conditions. It was found that both combustors, satisfying required pressure loss, could not sustain stable flame at flight Mach number 3 condition. The improvement strategy is discussed. NO_x emission was measured at temperatures ranging up to 1050 K in electrically heated air. An experimentally derived correlation was used to predict NO_x emission levels for the cruise flight condition of the engine. Present results lead to the conclusion that homogeneous combustion is a prerequisite for improving the combustor performance as well as for reducing NO_x emission.

1. ま え が き

わが国が世界をリードする技術として巡航飛行速度マッハ数 (M_F) が 5 の輸送機用エンジンが計画されている^{1,2)}。ここではそのラム燃焼器設計に関して最重要課題と考えられる性能と排出に焦点を絞る問題点を明らかにする。

システム検討の結果、設定した作動条件は第 1 表のようである。同表中、 M_1 、 U_r 、 P_1 および T_{01} は、それぞれ燃焼器へ流入する空気のマッハ数、平均流速、静圧および全温である。 T_{02} と ϕ はそれぞれ燃焼ガス温度と当量比である。燃料は天然ガスである。

燃焼器への要求は経済性、環境保全への配慮それに旅客機用エンジンとして使用する、などの観点から、

- ① 低い全圧損失率で高い燃焼効率をもつこと、
- ② 有害排出物が十分低いこと、
- ③ 十分に安全でかつ耐久性のあること、

などである。燃焼器設計上の圧力損失の見積りについては既報³⁾で概略の結果を得ており、保炎能力としては従来ジェットエンジン再熱器などに使用されているガッタ型保炎器でも、内部にパイロット火炎などを形成させれば要求風速でも吹消えないことが報告されている^{4,5)}。しかしそれらは使用範囲で要求される十分高い燃料負荷や、高い燃焼効率、低排出などの要求に対応できるかどうか立証されていない。ここでは特に窒素酸化物 (NO_x) 排出に注目し、2 種の異なる保炎器をもつ燃焼器につき巡航条件 ($M_F=5$) に近い試験条件で、その燃焼性能と排出レベルを実験的に確認してみた。これによりエンジンの性能・環境影響評価に基準を与え、かつすべての設計要求を満足させ得る燃焼器とするための課題を明らかにする。

なお、従来、高温空気条件での試験は、入口空気温度を予熱燃焼器で加熱する方法が用いられていたため、それによって発生する水分等が供試燃焼器の NO_x 生成特性に影響を与える懸念があった。そこで今回は設計点に近い 1000 K を超える温度レベルで初めて予熱に高温電気ヒータを用い、流入空気成分を変化させない状態で燃焼試験を行った。

2. 供試燃焼器と試験装置

ガスタービン等連続燃焼を行う燃焼器からの NO_x 排出抑制には、燃料の希薄化予混合または燃焼領域の混合気濃度を制御した二段燃焼などの方式が有効とされている。しかしここに対象とする燃焼器の場合、第 1 表に示すごとく $M_F=5$ の条件では流入空気全温が極めて高く、流速が遅いことから予混合気を形成させると、自発火もしくは逆火するおそれがある。また、従来の主燃焼型で試みられてきた急速混合などを伴う

*¹ 平成 5 年 2 月 24 日、日本航空宇宙学会北部支部 1993 年講演会ならびに、第 3 回ラム/スクラムジェットシンポジウムにて発表。平成 5 年 5 月 17 日原稿受理

*² 航空宇宙技術研究所

二段燃焼は、 $M_F=3$ の条件で気流速度が速いため過大な圧力損失を招き、構造的にも耐久性を維持する冷却が困難である。

産業用ガスタービンでは旋回流を利用した保炎によって低い NO_x 排出値を実現しているいくつかの例がある⁶⁾。なかでも半径流スワローを採用し、強い旋回によって低い NO_x 値を得ている例⁷⁻⁹⁾がみられる。また単純なブラフボディ形式での保炎形式でも周囲のせん断流へ燃料を混合し燃焼させることによって NO_x を低減したという報告¹⁰⁾もみられる。

ここではそれらの形式を参考にした2種の燃焼器、すなわち呼称RSおよびG6型のものについて燃焼特性と NO_x 排出を実験的に調べた。

2.1 RS型燃焼器 RSモデルでは第1図左に示すような内径155 mmの燃焼筒内に4個の保炎モジュールを設けた。同図左図では便宜上、モデルRS-1と2に用いるスワローをそれぞれ③(羽根枚数8)と④(羽根枚数12)として2個ずつ図示した。各モジュールでは燃料を中心付近の②に取付けた直径1.2 mmの噴孔6個より半径方向外周に向け噴出させる。これに対し軸方向に流入した空気が、旋回羽根により半径方向中心軸まわりに旋回する気流を形成し、燃料と混合、保炎

を行う。

このモジュールのスワロー入口部は外径50 mm/内径26 mmで、羽根角度は両モデルとも30度である。スワロー部の開口を無視したブロックage比は48%である。

モデルRS-1と2の燃焼試験の結果、高温条件でモジュール筒部(スワロー入口部より80 mm)の過熱が顕著であったため、RS-2の筒部(長さ44 mm)を除去したモデル、すなわちRS-3(第1図の最右断面参照)の試験も行った。モデルRS-2の外観を第2図に示す。

2.2 G6型燃焼器 このモデルはもともと水素を燃料とした宇宙往還機用ラムエンジン燃焼器研究に使用した内部燃料冷却型保炎器¹¹⁾である。保炎リングは第3図に示すように内部燃料流路断面積を十分に確保した五角形のもので、内径155 mmの燃焼筒中に2輪設置した。原型のG6Mでは、内外リングにそれぞれ60個の直径1.6 mmの燃料噴出孔があるが、G6Kでは内側リングの孔数を半数に削減し燃焼筒断面

第1表 ラム燃焼器の代表的作動条件

M_F	Incoming air						ϕ
	M_i	U_i [m/s]	P_i [kPa]	T_{01} [K]	T_{02} [K]		
3	0.20	98	144	603	1317	0.30	
4	0.10	59	331	895	1688	0.37	
5	0.06	41	457	1263	2083	0.43

第2図 RS型モデルの外観

第1図 供試模型RS-1, 2および3の要素

第3図 供試模型G6MおよびKの要素

第4図 模型G6Mの外観

での燃料分布を平均化しようとした。以降、それらの模型を区別しない場合はそれらを総称してG6という。模型G6Mの外観を第4図に示す。

空気供給には720 kWの3段遠心式ターボ圧縮機を用いた。空気加熱器(SHW-600)は600 kWで、フェライト系発熱体(耐熱温度1673 K)を用いているため、気流を1273 Kまで昇温させることが出来る。装置系統図を第5図に、空気加熱器から燃焼器にかけての取付け模様を第6図に示す。燃料噴射位置から燃焼筒出口までは760 mmである。空気および燃料ガス流量測定はJISに基づくオリフィスにて行った。

第5図 使用装置系統

第6図 電熱式空気加熱器と燃焼器模型

3. 実験と計測

今回のすべての試験は第5図のテレビカメラをモニタとした火災観察及び計測上の便から出口大気開放条件で行った。第1表の作動条件中、最高の燃焼器内圧力は457 kPaであるが、最も保炎が問題となる $M_F=3$ の条件はむしろ大気圧に近い。吹消え限界や燃焼効率等の燃焼特性は一般に昇圧条件で向上するので、大気圧近傍で十分な性能が得られていれば設計時に安全側の資料として用いることができる。

供試条件は第1表の作動条件に沿って設定した。その範囲は供給空気温度が600 Kより150 K間隔で1050 Kまで、模型G6については更に1200 Kの条件も試験した。

試験風速 U_F は供試燃焼器入口での断面平均値で、通風試験では20~100 m/sの範囲、燃焼試験では40, 60 および 80 m/s として行った。

計測は燃焼筒出口で半径方向10点(等間隔配置)の全圧プローブ、および採取孔10個を出口断面等面積配分で配置した平均ガス採取プローブを用いた。それらの開口径は1 mmである。後者のプローブは外径10 mmの水冷ステンレス製である。寸法詳細、開口位置などは既報^{3,11,17)}に示してある。採取ガスは約20 mの保温テフロン管を経由してガス分析計(堀場, MEXA-8120 DS)に組み込まれた磁気式酸素計で O_2 、水素炎イオン化検出法で全炭化水素(THC)、非分散赤外法でCOと CO_2 、および化学発光法でNOと NO_x を測定した。

燃焼効率は採取したガスの分析結果より次のようにして求めた。すなわち、未燃焼ガス(COとTHC)の割合と全炭素量から算出した燃料の割合のそれぞれのエンタルピの比を1から差引いたものを%で表した。詳細は他¹²⁾に記してある。

用いた天然ガスはメタン成分が99%以上のもので、15 MPa充填の20本組のボンベから供給した。

4. 実験結果

4.1 圧力損失 模型RS-1~3の当量比 ϕ に対する全圧損失係数 $\Delta P/q_F$ を第7図に示す。ここで q_F は流入空気平均風速を基準にした動圧、 ΔP は供試燃焼器入口より出口までの全圧損失である。設計要求は $M_F=3$ のときの通風時 $\Delta P/P_1=8\%$ 以下、すなわち $\Delta P/q_F=2.86$ 以下であって、第7図によるとRS型模型は十分に圧力損失要求に応えた設計となっている。G6型模型の場合にはブロックage比が小さいため通風時 $\Delta P/q_F=0.78$ 程度の小さな圧力損失値である。

4.2 安定燃焼範囲 供給空気の温度と風速に対する試験範囲と供試模型の概略の安定燃焼範囲を第8図に示す。当量比は主たる作動条件範囲の0.3~0.4で、風速変化は20 m/s毎、温度は150 K毎に変えたので限界線は厳密ではない。模型名を付した線の右側、すなわち高温・低風速条件では安定した燃焼を行う。流入気流温度が600 Kの条件ではいずれの燃焼器も要求の98 m/s近傍の風速に対し安定な保炎が出来なかった。

入口全温が750 K以上の場合の模型RS-2の燃焼効

率を第9図に示す。空気温度 750 K では、風速が小さいほど燃焼効率は向上している。入口空気温度が 900 K あるいは 1050 K、または風速 40 m/s では十分な燃焼効率となるが、当量比 0.4 以上では燃焼効率が当量比の増大に伴いすべての条件で低下している。

模型 G 6 は入口全温が 750 K 以下では燃料の寡多にかかわらず風速 40 m/s を超える風速で安定な保炎が出来ない。入口全温が 900 K および 1050 K では 98% 以上の燃焼効率を示したが、それぞれ当量比が 0.4、および 0.5 以上では火炎が一部吹飛ぶなど不安定となる傾向がみられた。また入口全温が 1200 K では当量比 0.5 に至ると燃焼器出口より 700 mm にも及ぶ著しい火炎伸長がみられた。

第7図 RS型模型の全圧損失係数

第8図 供試模型の安定燃焼範囲

4.3 保炎器温度 RS系模型では $T_{01}=1050$ K の燃焼試験でステンレス製のモジュール燃焼筒が高温のため著しい酸化を受けた。模型 G 6 では $T_{01}=1200$ K の条件まで異常なく用いることが出来た。G 6 K の保炎器温度を第10図に示す。温度計測位置は第3図中に示す。保炎器の温度は燃料噴射直後に着火した水素燃料の場合¹³⁾と異なり、燃料増加に伴って一様な低下を示した。

4.4 NO_x 排出 NO_x 排出は第11図に例示するように極めて強い入口空気温度依存性を示した。そのレベルや勾配は風速や当量比に依存している。従来、燃焼器の NO_x 排出に対する実験式は田丸ら¹⁴⁾が

$$EI(\text{NO}_x) \sim \frac{P_1^{0.34}}{U_f^{0.53}} \exp\left\{\frac{T_1}{253} + 0.1\phi P_1\right\} \quad (1)$$

米国 GE (General Electric) 社が¹⁵⁾が、

$$EI(\text{NO}_x) \sim P_1^{0.4} \exp\left\{\frac{T_1}{194}\right\} \quad (2)$$

同国航空宇宙局 (NASA) と P&W (Pratt & Whitney) 社¹⁵⁾が、

第9図 模型 RS-2 の燃焼効率特性

第10図 G 6 K 模型の保炎器温度

第11図 入口空気温度に対するNO_x排出傾向 第12図 模型RS-1と2のNO_x排出実験式と実測値 第13図 NO_x排出実験式と全供試燃焼器実測値の対応 第14図 供試燃焼器と他の燃焼器とのNO_x排出比較

$$EI(NO_x) \sim \frac{P^{0.5}}{U_r} T_2 \exp\left\{\frac{T_1}{288}\right\} \quad (3)$$

などを提示している。ここで T_1 , T_2 などは静温であるが、今回の場合、流れのマッハ数がたかだか0.24と小さいので近似的に $T_{01} = T_1$, $T_{02} = T_2$ として処理する。今回実測したNO_x排出量には入口温度 T_1 に加え当量比と風速の影響がみられることから、式(3)に準拠して、

$$EI(NO_x) = \frac{C_2}{U_r^n} T_2 \exp\left\{\frac{T_1}{C_1}\right\} \quad (4)$$

として実験値から、最小二乗法を用いて C_1 , C_2 , n の値を定めた。ここで T_2 は実測していないが第8図に示したように、NO_xが問題になる高温条件での燃焼効率が十分高いので T_1 と ϕ の値に対応した断熱平衡炎温度を用いた。模型RS-1と2の場合は次式のようなになる。

$$EI(NO_x) = \frac{2.55 \times 10^{-3}}{U_r^{0.686}} T_2 \exp\left\{\frac{T_1}{269}\right\} \quad (5)$$

式(5)に、それらの実測時の実験条件を代入して得た $EI(NO_x)_{cal}$ を第12図に比較して示す。同式を用いて他のすべての供試燃焼器の場合を示すと第13図のようである。G6系で±30%程度のばらつきがみられるもののRS型模型の場合と大きな相違はないことがわかる。

燃焼器出口燃焼ガス温度に対するNO_x排出値を、文献¹⁴⁾による値と比較してみると第14図のようである。図中GEとP&Wの線は文献の圧力5および3MPaの値から大気圧に外挿したものである。

5. 検 討

5.1 保炎性 RS 型模型は $M_F=3$ の条件では保炎できないことが判明した。保炎性能向上のためには空気負荷率 $m_a/(VP^n)$ を低下させることが必要である¹⁶⁾。ここで m_a は保炎器に關与する空気質量流量、 V は体積である。保炎能力を最大に保つためには混合気濃度を量論比に保つ必要があり、必要燃料量を燃焼させるためには保炎器の燃料負荷を高く保持する必要があるため、 m_a を減少させることは不利である。 V に関わるブロックage断面積を大きくすることは圧力損失の過大を招く。したがって、空気負荷率を十

分な値に保つには保炎領域長さをより長くとることが必要で、これは拡散的燃焼を意味し、 NO_x 低減には適さないことが懸念される。

5.2 燃焼性能 RS 型模型では T_{01} が 750 K 以上の作動条件で安定な燃焼状態が維持できた。しかし第 9 図をみると当量比の大きい領域で燃焼効率が低下している。この原因としては燃焼ガス的高温化に伴い化学平衡状態での CO 割合が増加していることが考えられた。しかし実測の残留エンタルピと平衡条件にある CO のエンタルピを第 15 図に示すように、その CO 残留エンタルピが燃焼効率に影響するには燃焼温度が 2000 K 以上の高温となる必要がある。このため第 9 図の効率低下の原因は局所的に濃度の濃い混合気が存在し CO の酸化が十分に進まなかったためと解釈される。

5.3 ガス分析信頼性 RS 型模型の採取ガスの当量比は供給燃料/空気による当量比と第 16 図に示すように最大 31% の相違があった。このばらつきの原因は試験条件変化に伴ってスワラなどの流れが変化し出口での燃焼ガス分布の変化となったものである。この現象に対し出口ガス分布の均一化にバフフルプレートなどを用いた積極的混合や燃焼筒の伸長も対策として考えられるが、その過程での全圧損失や NO_x 増大が懸念される。前項の残留 CO の問題同様、断面均質化を図った燃焼器では問題が軽減されるものと思われる。

5.4 NO_x 排出 式(5)を用いて巡航条件(第 1 表の $M_F=5$) 相当の Ur と ϕ に対する NO_x 排出指数を算出すると $45 \text{ g/kg}_{\text{fuel}}$ となる。更に今回と同様、メタン燃料を拡散燃焼させた燃焼器¹⁴⁾ で求めた圧力の効果 ($P^{0.34}$) が適用できるものとするとその結果は $76 \text{ g/kg}_{\text{fuel}}$ となる。

第 13 図によると G 6 などの場合も式(5)と最大 20% 程度しか異ならない。この程度の燃焼方式の違いでは NO_x 排出レベルは大きくは変わらないことを示している。

既報の WD 5 模型¹⁷⁾ の NO_x 排出値は、 $Ur=40 \text{ m/s}$ 、 $T_{01}=600 \text{ K}$ 、出口ガス温度 1660 K の条件ではあるが、第 14 図に示すように式(5)による値の 1/6 程度である。G 6 保炎器と類似の保炎器でせん断流への燃料噴出により 2000 K の火炎温度で予混合方式の結果に近い排出指数の値¹⁰⁾ や、更に低い値⁶⁾ も報告されている。

第 14 図の表現による比較ではガス滞留時間、許容圧力損失、作動可能範囲など実用燃焼器としての必要条件を満たすものとして実現できるかどうか問題はあがあるが、混合などの工夫により拡散的燃焼でも低い NO_x 値の実現が不可能でないことを示唆している。

超音速機の排出の影響については各方面で検討がな

第 15 図 出口ガス温度に対する残留エンタルピ

第 16 図 RS 型模型の供給燃料空気に基づく当量比とガス分析に基づく当量比との比較

されている¹⁸⁻²⁰⁾。成層圏を飛行する航空機に期待されるNO_x排出値に対して、今回、対象エンジン巡航条件での排出値を得たことにより環境保全上、格段の低減を目指す排出対策をとらなければならないことが明らかになった。

6. ま と め

飛行マッハ数が3~5相当の条件でスワラ付保炎器モジュール型と燃料内部冷却ガッタ型の燃焼器模型試験を行い、次の事項を明らかにした。

- 1) スワラ付保炎器により $M_F=3$ の条件で圧力損失値を目標値内に抑え、安定な火炎を保持するためには、化学反応の最も活発な部分を含む保炎再循環領域長さを大きくする設計が必要である。
- 2) 燃料内部冷却型保炎器は燃料増加により保炎器温度が低下する。
- 3) 当量比0.4以上の条件で十分高い燃焼効率を達成し、燃焼器の短縮化を図るためには燃焼筒断面内で燃料過濃や稀薄な領域が広く分布しない均質な燃焼が必要である。不均質な燃焼は火炎の伸長とCOの排出を招く。
- 4) 種々の保炎形状・流れをもつ燃焼器の性能と排出を評価するには出口ガスの局所分布を考慮した計測が必要である。
- 5) 供試両燃焼器の実験条件に対する排出指数は式(5)で表せる。その式により供試RS型燃焼器の排出を巡航飛行条件で予測すると大気圧条件で45 g/kg_{fuel}、圧力の効果を加味すると76 g/kg_{fuel}程度となる。

以上の結果、対象としている超音速機エンジンの排出レベルを実験的に初めて確認した。また巡航時の燃焼効率向上とNO_x低減を図るには、断面均質燃焼による火炎の短縮化が必要であることがわかった。

本研究は通産省工業技術院による産業科学技術研究開発制度の「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一部として行った。本研究で用いた空気加熱装置の設置では当所熱流体力学部山田秀志主任研究官の助力を得た。

参 考 文 献

- 1) Ichimaru, O., Ishizuka, M. and Murashima, K.: Overview of the Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System, ASME 92-GT-252.
- 2) 渡辺康之, 石戸利典, 宮川 浩, 田中富士夫, 青木照幸, 柳 良二: 超音速輸送機用コンバインドサイクルエンジンの試作研究, 第33回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1993/1, pp. 84-89.
- 3) 田丸 卓, 鈴木和雄, 下平一雄, 斎藤 隆, 山田秀志:

Problems and Approaches in Designing Flame Holder for a Ram Combustor, Symposium Proceedings: International Symposium on Japan's National Project for a Super/Hypersonic Transport Propulsion System R-3, 1992/10, pp. 69-76.

- 4) 鈴木和雄・下平一雄: メタンを燃料とするRAM燃焼器の保炎性能, 日本ガスタービン学会秋季講演会講演論文集, 1992.
- 5) 木下康裕, 北嶋潤一, 西尾光司: Experimental Study on Methane-fuel Ram Combustor, 大型工業技術国際シンポジウム, 超音速輸送機用推進システム予稿集, 1992/10, pp. 53-60.
- 6) 田丸 卓: ガスタービン燃焼器の低NO_x化技術の現状と予測, 日本ガスタービン学会セミナー, 1993/1.
- 7) Alkabbie, H. S. and Andrews, G. E.: Reduced NO_x Emissions Using Low Radial Swirler Vane Angles, ASME 91-GT-363, 1991/6, pp. 1-12.
- 8) 宮原忠人, 森 雅晶, 石塚敦之: ガスタービン用低NO_x燃焼法に関する研究, 第19回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1991/5, pp. 161-168.
- 9) 林 茂: ガスタービン燃焼器のNO_x排出低減の研究(1)ー燃料・空気の予混合化による低減効果ー, 航技研資料TM-470, 1982/9, pp. 1-15.
- 10) Ali Al-Shaikhly, A. F., Andrews, G. E. and Anigolu, C. O.: Jet Shear Layer Turbulent Diffusion Flames for Ultralow NO_x Emissions, Trans ASME, J. Engng Gas Turbine and Power, 114 (1992) pp. 55-62.
- 11) 田丸 卓, 斎藤 隆, 山田秀志, 下平一雄, 堀内正司: 水素燃料ラム燃焼器模型のNO_x排出特性, ガスタービン秋季講演会, 1991/8, pp. 95-101.
- 12) 田丸 卓, 鈴木邦男, 相模 滋, 桜沢義男, 山田秀志: 燃料蒸発管に関する研究(V), 航技研資料TM-301, 1976/5, p. 8.
- 13) 黒沢要治, 山本 武, 斎藤 隆, 田丸 卓: 水素燃料噴射型保炎器要素の燃焼特性について, 第33回航空原動機・宇宙推進講演会, 1993/1.
- 14) 田丸 卓, 下平一雄, 黒沢要治, 斎藤 隆, 山田秀志, 久山利之: ガスタービン筒型燃焼器の天然ガスによる高圧燃焼とNO_x排出, 第21回燃焼シンポジウム前刷集, 1983/11, pp. 76-78.
- 15) Tacina, R. R.: Combustor Technology for Future Aircraft, NASA TM-103268, AIAA-90-2400, 1990/7.
- 16) Herbert, M. V.: A Theoretical Analysis of Reaction Rate Controlled Systems, AGARD Combustion Researches and Reviews, Agardograph No. 15, Butterworths, London, 1957, pp. 76-111.
- 17) 田丸 卓, 下平一雄, 山田秀志: メタン燃料ライナ型ラム燃焼器の燃焼問題, 第20回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1992/6, pp. 107-114.
- 18) Johnston, H. S., Prother, M. J. and Watson, R. T.: Atmospheric Effects of Stratospheric Aircraft: A Topical Review, NASA RP-1250, 1991, pp. 1-28.
- 19) Douglass, A. R., Carroll, M. A., DeMore, W. B., Holton, J. R., Isaken, I. S. A., Johnston, H. S. and Ko, M. K. W.: The Atmospheric Effects of Stratospheric Aircraft: A Current Consensus, NASA RP-1251, 1991, pp. 1-39.
- 20) Ko, M. K. W., Weisenstein, D. K., Sze, N. D., Shia, R.-L., Rodriguez, J. M. and Heisey, C.: Effects of Engine Emissions from High-Speed Civil Transport Aircraft: A Two-Dimensional Modeling Study, Part II, NASA CR-4346, Part II, 1991/3, p. 68.