

技術論文

T-50 비행시험을 통한 조종실 여압시스템의 설계검증

서동연*, 손원익*, 오영진*, 김주형**, 박성순***

Design Verification of Cabin Pressurization System
by Flight Test of T-50 Advanced Trainer

Dong-Yun Seo*, Won-Ik Son*, Young-Jin Oh*, Joo-Hyung Kim** and Sung-Soon Park***

ABSTRACT

The cabin pressurization system response should be consistent with the design limits such as the cabin pressure schedule, the pressure regulation tolerance, the maximum rate of pressure change during normal and abnormal operation and the maximum cabin air inflow rate change. In this paper, the results of pressure loss analysis and flight test for cabin pressurization system of T-50 advanced trainer are introduced. The pressure tolerance at unpressurized condition using calculated exit area of pressurization components through pressure loss analysis is predicted. Pressurization components of D company are selected and the predicted pressure tolerance is in good agreement with flight test results. Finally, T-50 pressurization system is verified by some flight tests of T-50 advanced trainer to comply with various pressurization design criteria of MIL-E-18927.

초 록

조종실 여압시스템은 압력스케줄, 압력조절 공차, 정상 및 비정상 작동시의 최대 압력 변화율 및 조종실로 유입되는 최대 공기변화량과 같은 설계한계에 적절히 응답하도록 설계하여야 한다. 본 논문에서는 T-50 고등훈련기 조종실 여압시스템에 대한 압력강하 해석과 비행시험결과가 소개되었다. 압력강하 해석을 통하여 여압밸브의 출구면적을 계산한 후 무여압 구간에서의 압력공차를 예측하였다. 예측된 결과를 이용하여 D사의 여압부품을 선정하였고, 예측된 압력공차는 비행시험의 결과와 잘 일치하였다. 결론적으로 비행시험을 통하여 T-50 고등훈련기 여압시스템이 MIL-E-18927 설계기준을 만족하였다.

Key Words : Cabin Pressurization System(조종실 여압시스템), Environmental Control System(환경제어계통)

1. 서 론

비행고도가 높아지면 기압의 강하로 조종사는 정상적인 활동에 지장을 받는다. 따라서 고공을 비행하는 군용 항공기는 이러한 기압의 영향을 최소화하기 위하여 조종실을 기밀구조로 한 후 일정한 압력을 유지할 수 있는 여압시스템을 장착하여야 한다[1].

† 2006년 8월 23일 접수 ~ 2006년 10월 17일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

연락처, E-mail : yun1217@koreaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 방위사업청

*** 정회원, 국방과학연구소

일반적으로 항공기 여압은 등압 시스템(Isobaric System)과 등차압 시스템(Isobaric Differential System)으로 구분된다. 등압 시스템은 조종실내 압력을 일정하게 유지하는 방식으로 일반적으로 인체가 장시간 노출되어도 저산소증 등의 악영향이 없는 약 8,000 ft 고도의 압력을 유지하도록 설계한다. 이러한 방식은 민수 및 군수용 수송기에 주로 적용된다. 등차압 시스템은 압력고도 8,000 ft를 유지하다가 특정한 고도 이상부터는 일정한 차압을 유지하는 방식으로서 등압 방식에 비해 기체 경량화가 가능하므로 주로 군용 전투기에 적용된다.

특히 군용 전투기의 조종실 여압시스템은 압력스케줄, 압력조절 공차, 정상 및 비정상 작동시의 최대 압력변화율 및 조종실로 유입되는 최대 유량과 같은 설계한계에 적절히 응답하도록 설계하여야 하므로 무엇보다도 여압부품의 신뢰성과 여압영역내의 적절한 압력제어가 중요하다[3].

T-50 고등훈련기는 등차압 시스템 방식의 여압 항공기로서 초기 설계시 MIL-E-18927 여압 설계기준을 만족하도록 요구조건을 설정하였다.

본 연구에서는 T-50 고등훈련기에 최적인 여압시스템을 설계하기 위하여 K사 및 D사의 조종실 여압 부품에 대한 기본적인 압력강하 해석을 수행하고 비행시험을 통하여 설계요구조건의 타당성을 검증하였다.

II. 본 론

2.1 T-50 여압시스템 설계기준

20,000 ft 이상의 운용고도를 갖는 군용 항공기의 조종실은 여압시스템이 장착되어야 한다. MIL-E-18927에 의하면 전투기 및 공격기의 조종실은 그림 1과 같은 조종실내의 압력스케줄, 압력공차, 압력 변화율, 정압 및 부압 배출 설계기준을 만족하여야 한다.

따라서 T-50 고등훈련기는 그림 1의 조종실 압력 스케줄에 따라 고도 0~8,000ft 에서는 여압을 하지 않는다. 고도 8,000~23,000ft 에서는 조종실내의 압력을 8,000ft 고도로 일정하게 유지하며, 고도 23000~50,000ft 에서는 조종실내의 압력을 주위 기압보다 5 psi 높게 유지하도록 하는 등차압 방식이다. 조종실 압력 공차는 무여압 고도구간(0~8,000 ft)에서는 +0.25 psi, 등압 고도구간(8,000~23,000 ft)에서는 ±0.15 psi, 차압 고도구간(23,000 이상)에서는 ±0.1 psi 이다.

여압시스템의 정상 작동시 압력 변화율은 ±0.2 psi/sec를 초과하지 않아야 한다. 비상 작동시 압

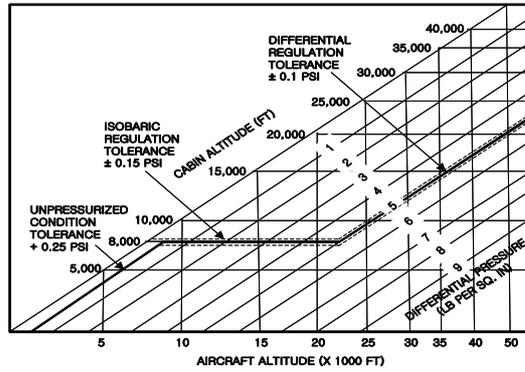


그림 1. T-50 조종실 압력스케줄

력 감소율은 1.0 psi/sec 미만이고 압력 증가율은 0.5 psi/sec를 초과하지 말아야 한다. 또한 갑작스러운 조종실 압력 증가 및 감소에 의한 항공기 구조 및 조종사 손상을 막기 위한 정압 및 부압 배출 기능이 구비되어 있어야 한다[1].

2.2 T-50 여압시스템 구성

그림 2는 T-50 조종실의 공기 흐름에 대한 조종실내의 압력제어를 나타낸다. 엔진에서 추출된 고온 고압의 블리드 공기는 열교환기에 의해 냉각되어 에어컨 팩(Air Conditioning Package)을 거쳐 압력이 조절된 냉각 공기가 항전장비 및 조종실로 공급된다. 조종실 내에는 조종실 압력 조절밸브(Cabin Pressure Regulator)와 조종실 안전밸브(Cabin Safety Valve)가 장착되어 그림 1의 압력 스케줄에 따라 조종실내의 압력을 조절한다.

따라서 조종실내의 정밀한 압력제어를 위해서는 조종실로 유입되는 최대 유량에 대하여 적절한 배출이 가능하여야 조종실내의 과도한 압력 상승 및 압력감소를 방지할 수 있다.

그림 3은 압력조절밸브의 내부 구조도를 나타낸 것으로 이 밸브는 비행고도에 따라 등압조절 기능과, 5 psi 압력차 조절기능 및 부압 배출 기

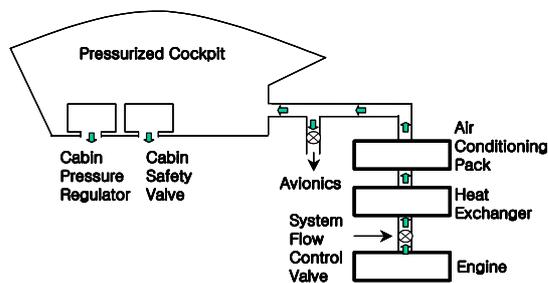


그림 2. T-50 조종실 공기흐름도

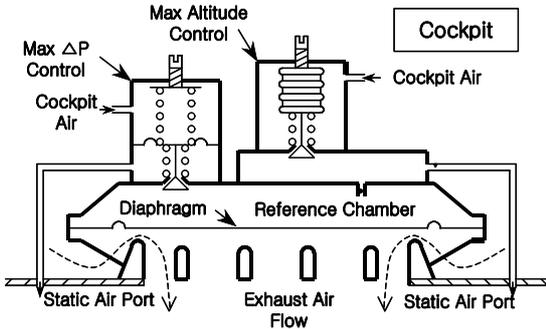


그림 3. 조종실 압력조절밸브

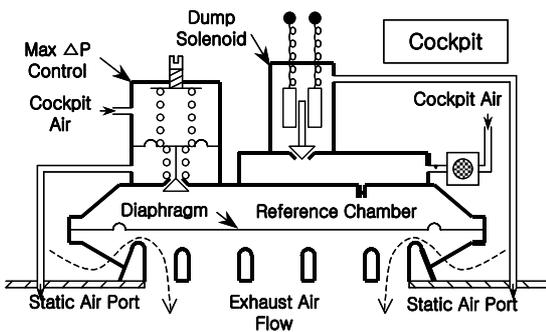


그림 4. 조종실 안전밸브

능을 수행한다. 지상에서부터 8,000 ft 비행고도까지는 밸브가 열림 상태를 유지하여 조종실내의 압력이 대기압과 동일하다. 8,000~23,000 ft의 비행고도에서는 등압조절 모듈(Max Altitude Control Module)내의 등압 벨로우즈가 작동하여 조종실 압력을 8,000 ft 비행고도 압력으로 제어한다. 23,000 ft 이상에서는 차압 모듈(Max ΔP Control Module)이 작동하여 대기압보다 5 psi 높도록 조종실 압력을 제어한다.

그림 4는 조종실 안전밸브의 내부 구조도를 나타낸 것으로 지상에서 최대운용고도까지 닫힘 상태를 유지하며, 조종실 압력조절밸브 고장시 조종실 압력을 5.5 psi로 조절하고, 조종실 공기 DUMP 모드 및 부압배출기능을 수행한다. DUMP 모드는 조종실 환기를 위해 안전밸브를 인위적으로 여는 기능이다. 조종실 부압은 항공기가 고고도에서 저고도로 급강하시에 주로 발생하며 조종실 압력보다 높은 대기압이 레퍼런스 챔버의 다이어프램을 여는 방향으로 작용하여 조종실 부압을 제어한다.

2.3 K사 여압부품

그림 5는 K사 제품의 압력조절밸브를 나타낸 것이다.

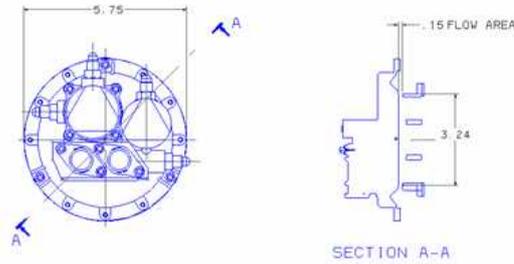


그림 5. K사의 압력조절밸브

압력조절밸브의 압력강하는 보정유량(W_c)과 압력손실($\frac{\Delta P}{P_t}$)의 함수로 표현되며, 보정유량은 밸브 통과 유량 (W , lb/min), 밸브 입구 공기온도(T_t , °R), 밸브 입구 압력(P_t , psia)의 관계식으로 식 (1)과 같이 표현된다[6].

$$W_c = \frac{W\sqrt{T_t}}{P_t} \tag{1}$$

보정유량은 식 (2)에 의해 구해진다[7].

$$\frac{W\sqrt{T_t}}{P_t A} = \frac{60M\sqrt{g\gamma/R}}{R(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}} \tag{2}$$

압력 손실($\frac{\Delta P}{P_t}$)은 식 (3)에 의해 구한다[6].

$$\frac{\Delta P}{P_t} = 1 - \frac{1}{(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2)^{\gamma/(\gamma-1)}} \tag{3}$$

K사의 압력조절밸브에 대한 밸브 손실계수가 약 3.0이었으며 이 값을 이용하여 압력조절밸브의 압력강하를 계산하면 그림 6과 같다.

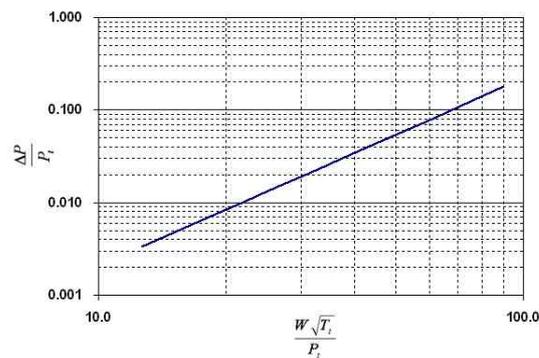


그림 6. K사 압력조절밸브 압력강하

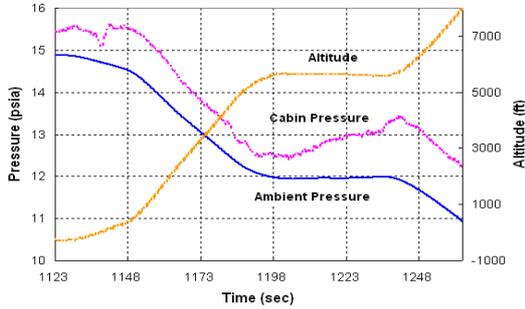


그림 7. 무여압구간 조종실 압력분포

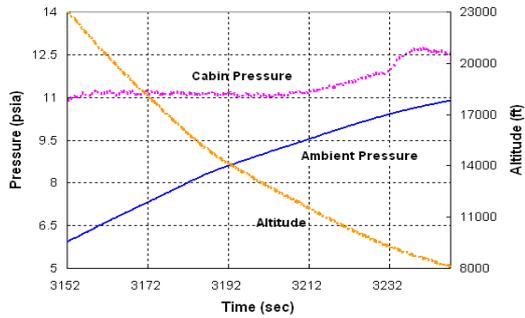


그림 8. 등압구간 조종실 압력분포

그림 7은 K사 압력조절밸브를 T-50 항공기에 장착하여 무여압 구간에서의 조종실 압력을 측정 한 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 항공기가 상승하면서 조종실내의 압력이 전반적으로 주위 기압대비 +0.25 psi 설계기준을 만족하지 못하였다. 상기 비행시험 결과를 바탕으로 분석한 결과 K사 밸브는 유량이 18.5 lb/min까지는 설계기준을 만족하지만 T-50 항공기의 특성상 18.5 lb/min을 초과하거나 특히 여름철 저고도 고속 비행조건에서 요구되어지는 최대유량 45 lb/min시에는 압력공차가 1.4 psi까지 상승하였다. 조종실 압력공차가 MIL-E-18927 설계기준 대비 최대 공차를 초과한 이유는 압력조절밸브의 출구면적이 밸브 유입 유량에 비해 적었기 때문이다.

그림 8은 등압구간에서 T-50 항공기가 하강하면서 조종실 압력을 측정한 결과이다. 등압구간에서의 조종실 압력에 대한 합격조건은 10.92±0.15 psi 인데 비하여 비행시험결과 10.77~12.17 psi로서 설계기준을 만족하지 못하였다.

2.4 D사 여압부품

그림 9는 D사 제품의 압력조절밸브를 나타낸 것이다. D사의 조종실 압력조절밸브의 출구면적은 8.50 in² 로서 K사의 5.72 in² 에 비하여 약 1.5배 크다.

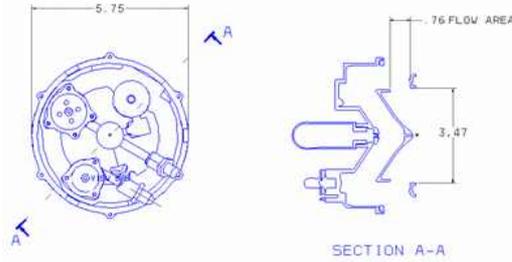


그림 9. D사 압력조절밸브

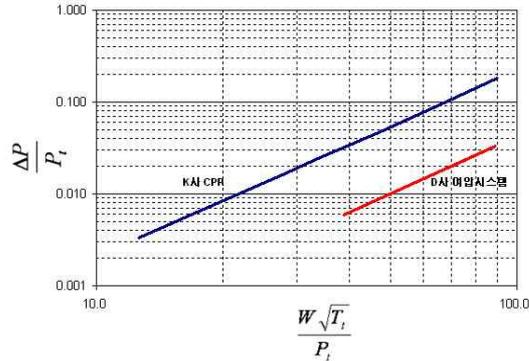


그림 10. D사 여압시스템 압력강하

K사 여압 시스템이 MIL-E-18927 설계기준을 불만족하여 D사 여압 부품을 선정하여 T-50 항공기에 적용 가능한지를 검토하였다. K사 여압 시스템이 무여압 구간 및 등압 구간에서 설계기준을 불만족하는 이유가 밸브 유입 유량 대비 밸브 출구면적이 작기 때문인 것으로 판명되었으므로 K사 여압시스템의 비행시험결과를 활용하여 밸브 출구면적에 대한 재검토를 수행하였다. 최소 밸브 출구면적은 식 (4)로 계산된다[4].

$$W = 8.76 CA \sqrt{\frac{P_i \Delta P}{T_i}} \quad (4)$$

W = 밸브 유입유량, lb/min

CA = 밸브 출구면적, in²

T_i = 밸브 입구온도, °R

P_i = 밸브 입구압력, inHg abs

ΔP = 밸브 압력손실, inH₂O

비행시험을 통하여 획득한 최대 밸브 유입 유량은 60 lb/min 이었으며, 무여압 고도구간 압력공차 설계기준은 6.92 inH₂O이다. 따라서 식 (4)를 이용하여 계산된 최소 밸브 출구면적은 10.86 in²이다.

D사의 압력조절밸브의 출구면적이 8.50 in²로

서 최소 밸브 출구면적을 만족하지 못하므로 무여압 구간에서 안전밸브도 열릴 수 있도록 설계 요구조건을 변경하였다.

그림 10은 무여압 구간에서 압력강하를 나타낸 그림으로 D사의 여압 시스템이 상대적으로 K사 여압시스템에 비하여 동일한 압력손실하에서 약 2배 이상의 유량이 배출가능하다.

그림 11, 12 및 13은 각각 무여압구간, 등압구간 및 차압구간에서의 조종실 압력을 측정된 결

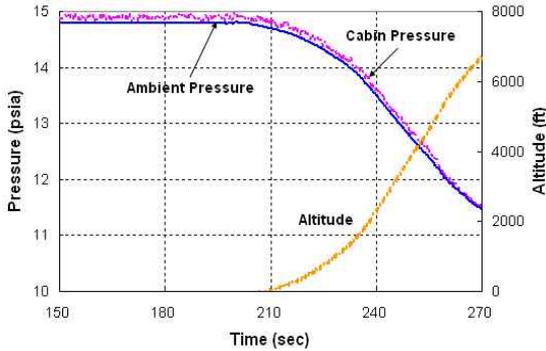


그림 11. 무여압구간 조종실 압력분포

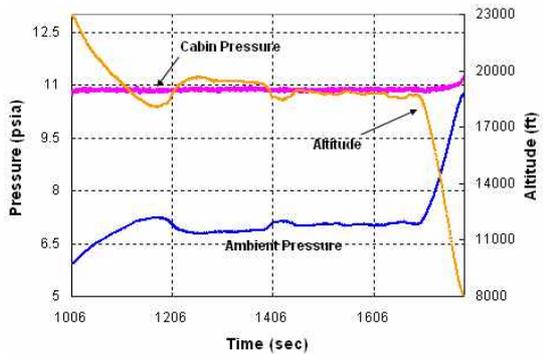


그림 12. 등압구간 조종실 압력분포

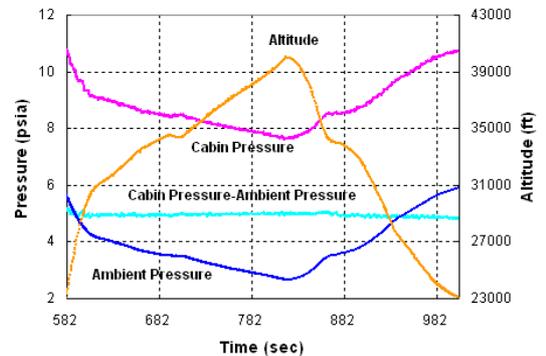


그림 13. 차압구간 조종실 압력분포

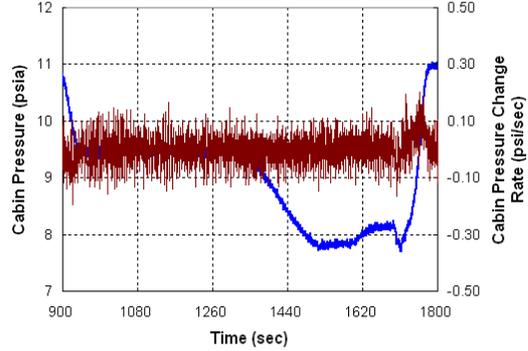


그림 14. 정상압력변화율

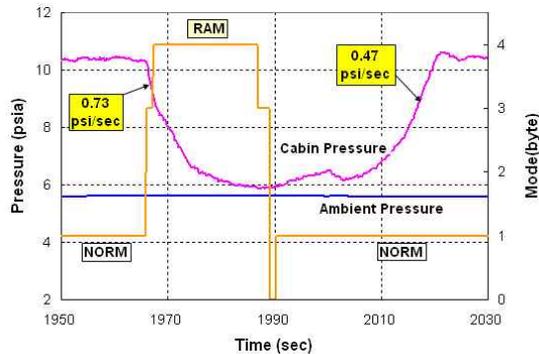


그림 15. 비상압력변화율 @25kft

과로서 그림 1의 조종실 압력스케줄의 설계기준을 잘 만족하였다.

그림 14는 조종실내의 정상 압력변화율을 나타낸 것으로 설계기준인 ± 0.2 psi/sec를 만족함을 보여준다.

그림 15는 비행고도 25,000 ft에서 환경제어계통의 모드를 NORM→RAM→NORM 모드로 했을 때의 조종실 압력을 측정된 결과이다. 여기서 NORM 모드는 정상적으로 환경제어계통으로 부터 조절된 공기가 조종실로 공급되는 것을 말하며, RAM 모드는 시스템 유량조절밸브가 닫혀 공기가 차단되고 외부공기가 유입됨을 말한다. RAM 모드는 정상적인 비행중에는 사용하지 않으며 조종실내에 연기가 유입되는 등의 비상시에 사용하는 모드이다.

그림에서 보면 압력감소율은 0.73 psi/sec, 압력증가율은 0.47 psi/sec로서 각각 설계기준인 1.0 psi/sec, 0.5 psi/sec를 잘 만족함을 보여준다.

이상과 같이 그림 11~15에서 보는 바와 같이 비행시험을 통하여 D사 제품의 여압 시스템이 MIL-E-18927 설계기준을 만족함을 검증하였다.

III. 결 론

본 연구를 통하여 여압 시스템 설계시 중요한 설계 요소인 밸브 유입 유량, 무여압 구간 압력 공차 설계 기준에 따른 밸브 출구면적 설계 방법에 대한 설계 자료를 확보하였다. 예측한 밸브 출구면적을 바탕으로 밸브 압력 강하 계산을 수행하였다. 또한 압력 강하 계산결과를 이용하여 무여압 구간에서 압력 공차를 예측하였고, 비행 시험을 통하여 예측 값이 비행시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다.

결론적으로 현재 T-50에 적용된 D사 여압 시스템은 해석 및 비행시험을 통하여 MIL-E-18927 설계 기준을 만족함을 검증하였으며 본 연구를 통하여 획득된 조종실 여압시스템 관련 개발기술 등은 차세대 전투기 개발시에 활용이 가능할 것으로 예상된다.

참고문헌

- 1) MIL-E-18927, General Requirements for Aircraft Environmental Control System, Department of Defense, 1986.
- 2) AIR1168/1, Thermodynamics of Incompressible and Compressible Fluid Flow, SAE, 1991.
- 3) AIR1168/7, Aerospace Pressurization System Design, SAE, 1991.
- 4) ARP1270A, Aircraft Cabin Pressurization Control Criteria, SAE, 2000.
- 5) 85PR0883, Flight Test Report for Environmental Control System, ROKAF, 2005
- 6) Familiarization Training Course for Environmental Control Systems, Honeywell, 1975.
- 7) Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA-tn-1135, 1953.