

論文

중형항공기 주익 구조개발 선행연구를 위한 비행하중해석

신정우*, 강왕구**, 김성준***, 황인희***

Flight Loads Analysis for Conceptual Study of
the Regional Aircraft Wing Structure

Jeong Woo Shin*, Wanggu Kang**, Sung Joon Kim*** and In-Hee Hwang***

ABSTRACT

For loads analysis of airplane, applicable regulation should be determined. Then, loads conditions are prepared from the regulation. Modeling for aerodynamic, mass, and structure are performed. Panel method is usually adopted for aircraft loads analysis to obtain air loads. The ARGON which is a multidisciplinary fixed wing aircraft design software co-developed by the KARI and TsAGI are used for loads analysis. The ARGON can be utilized for flutter and stress analysis as well as for flight and ground loads analysis. In this paper, flight loads analysis for wing structural design of the regional aircraft at the conceptual design phase are performed with the ARGON. FAR 25 is used for the regulation for the load analysis. Shear force, bending moment and torsion diagrams for the wing and shear force and hinge moment for the aileron are presented.

Key Words : Flight Loads(비행하중), FAR(미연방항공규정), Panel Method(패널 방법), ARGON, Regional Aircraft(중형항공기)

1. 서 론

항공기 개발에 있어 하중은 모든 설계/해석의 기본으로 매우 중요하다. 하중해석을 위해서는 먼저 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 하중해석을 수행해야 한다. 민간항공규정으로는 미연방항공규정(FAR)이 주로 사용되고 있으며, 고정익 항공기에 대한 규정으로는 대형 여객기급 개발에 FAR Part 25 (FAA, 2009), 소형항공기 개발에 FAR Part 23 (FAA, 2009)이 있다. 군용기 하중해석규정으로는 미 군사규격(Military Specification)을

널리 사용하고 있다.

한국항공우주연구원에서는 러시아 TsAGI와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON을 사용하여 항공기 개발에 필요한 하중해석을 수행하고 있다. ARGON은 러시아에서 수호이와 같은 군용기 개발에 사용하기 위해 개발한 프로그램으로, 민간항공규정을 적용할 수 있도록 한국항공우주연구원과 러시아가 공동으로 개발/수정하여 현재에 이르고 있다. ARGON은 비행하중(Flight Loads) 뿐만 아니라 지상하중(Ground Loads), 플러터(Flutter)해석, 그리고 응력해석(Stress Analysis)까지도 가능한 통합 설계 프로그램이다.

한국항공우주연구원과 국내항공업체는 중형항공기(Regional Aircraft) 개발을 위한 선행연구를 진행 중에 있다. 개발을 목표로 하는 중형항공기는 터보 프로펠러(Turbo Propeller)를 사용하는 여객기로, FAR Part 25를 적용해야 한다. 중형항

2011년 11월 16일 접수 ~ 2011년 12월 16일 심사완료

* 충남대학교 대학원 기계설계공학과
연락처, E-mail : jeongdal@kari.re.kr
대전시 유성구 대학로 99

** 한국항공우주연구원 항공체계실

** 한국항공우주연구원 항공구조팀

공기 개발에서, 국내에서는 복합재 주익(Composite Wing)을 개발하는 것을 목표로 하고 있는데 이에 대한 체계적인 연구가 진행된 바 없다. 따라서 현재 복합재 주익 구조의 성공적인 개발을 위한 선행연구가 진행 중에 있다. Fig. 1은 중형항공기의 하나인 ATR 72이다(Wikipedia).



Fig. 1 ATR 72 Regional Aircraft

항공기 설계 개발에서 하중해석의 목적 및 방법은 크게 3가지로 구분할 수 있다. 개념 설계 단계에서는 구조물의 크기 결정과 설계를 목적으로 하중이 필요하며, 비교적 단순한 하중 조건만을 고려한다. 이론적인 공기 역학적 데이터와 예비 질량 분포를 활용한다. 기본 설계 단계에서 하중은 설계된 구조물이 종합적으로 안전하가를 입증하는데 활용된다. 따라서 적용할 항공 기준에 적합한 완전한 형태로 제공되어야 한다. 마지막 단계로는 인증을 획득하기 위해 하중을 산출하며, 보고서 형태로 인증 당국에 제출하여야 한다. 구조 동역학적 해석을 수행하여 돌풍 동하중, 착륙 동하중 및 지상 활주 하중 등을 구해야 한다(신정우 등, 2005).

고정익 항공기 비행하중해석과 관련된 국내 연구결과는 찾아보기 어려운 실정이다. 전승문 등(1999)은 미 군사규격을 기준으로 피칭기동 하중해석을 수행하고, KT-1의 수평미익 하중을 산출한 바 있다. 신정우 등(2005)은 틸트로터 항공기(스마트 무인기)에 대한 하중해석을 수행하고 그 결과를 제시하였다. 상기 두 논문은 군용항공기와 소형 무인기에 대한 비행하중해석에 관한 논문이며, 중형 민항기에 대한 비행하중해석에 관한 체계적인 연구결과는 없는 것으로 알려져 있다.

본 논문에서는 FAR Part 25 규정을 적용하여

중형항공기의 주익 구조개발 선행연구에 사용할 목적으로 비행하중해석을 수행하고 그 결과를 제시한다. 개념 설계 단계 수준의 하중해석을 수행하였으며, 항공기 주익과 에일러론(Aileron)에 적용하는 하중을 도출한다.

2. 비행하중해석

2.1 하중해석모델

비행하중해석을 수행하기 전 먼저 해석 대상 항공기의 중량과 무게 중심을 결정해야 한다. 항공기는 유상하중(Pay Load)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. 주익 설계에 필요한 하중을 산출해야 하므로, 주익 하중에 큰 영향을 주는 중량조건을 선정해야 한다. 본 연구단계에서는 설계최대이륙중량(Design Maximum Takeoff Weight)과 주익에 연료가 없는 중량(Design Maximum Zero Wing Fuel Weight) 조건 두 가지만 해석에 적용한다. 관련 규정은 FAR §25.321과 §25.343이다.

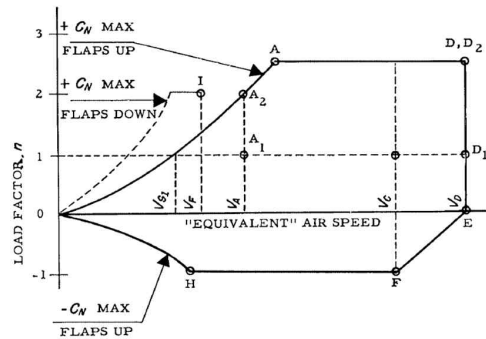


Fig. 2 Flight Maneuvering Envelope

중량조건을 선정한 후에는 각 중량 및 운항 고도(Altitude)에 따른 기동포위선도(Flight Maneuvering Envelope)를 작성한다. 관련 규정은 FAR §25.333이며, 기동포위선도는 Fig. 2와 같다. 플랩을 접었을 때(Flaps up)는 제한기동하중배수(Limit Maneuvering Load Factor)를 적용하며, 플랩을 펼쳤을 때(Flaps Down)는 하중배수 2를 적용한다. 제한기동하중배수는 FAR §25.337에 의해 결정하며, 양의 제한기동하중배수 n 은 식 (1)에 의해서 결정한다. 단 n 은 2.5보다는 작아서는 안 되며, 3.8보다는 클 필요 없다. 양의 제한기동하중배수는 2.5, 음의 제한기동하중배수는 -1로 결정하였다.

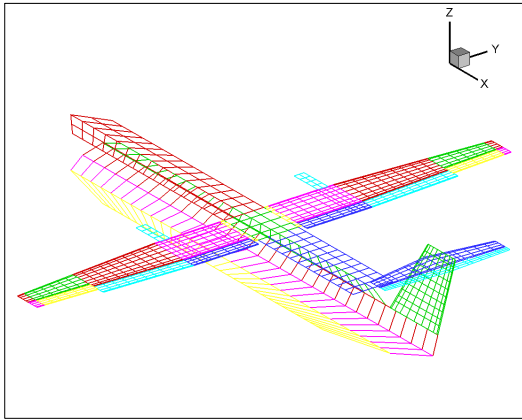


Fig. 3 Aerodynamic Panel Model

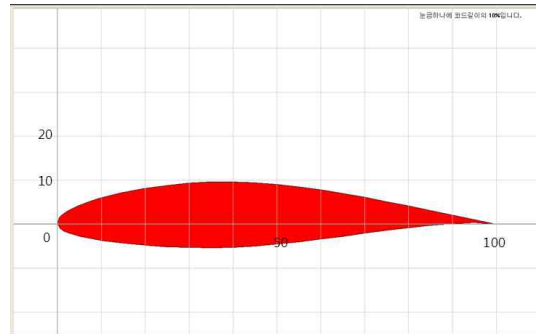


Fig. 4 Wing Airfoil Configuration

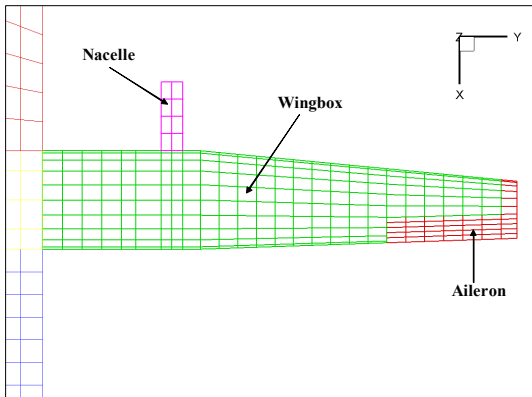


Fig. 5 Wing Panel Model for the Flaps Up

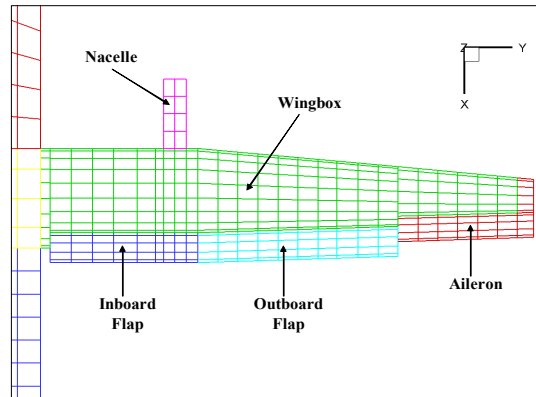


Fig. 6 Wing Panel Model for the Flaps Down

$$n = 2.1 + \frac{24,000}{(W+10,000)} \quad (1)$$

여기서 W 는 설계최대이륙중량이다.

고도는 기동조건인 경우는 30,000 ft, 플랩을 펼쳤을 경우는 0 ft(Sea Level)로 설정한다. 설계속도(Design Airspeeds)는 FAR §25.335에 의해 결정한다. 설계순항속도(Design Cruise Speed, V_C)는 마하수(Mach Number) 0.6으로 제한하며, 설계급강하속도(Design Dive Speed, V_D)는 마하수 0.65로 제한하였다.

FAR Part 25에는 많은 비행하중조건을 정의하고 있는데, 이 중 주익의 주요하중조건인 정상대칭기동(Steady Symmetric Maneuver)조건과 롤기동(Rolling Maneuver)조건에 대해 비행하중해석을 수행하였다. 정상대칭기동의 경우 플랩을 접

은 경우는 FAR §25.331(b)를 적용하며, 플랩을 펼친 경우는 FAR §25.345를 적용한다. 롤기동은 FAR §25.349에 관련사항이 기술되어 있다.

중형항공기에서 돌풍하중(Gust and Turbulence Loads)조건도 주익의 주요 하중조건으로 반드시 고려해야 한다. FAR §25.341이 관련규정으로 단일 돌풍 설계기준(Discrete Gust Design Criteria)과 연속 돌풍 설계기준(Continuous Gust Design Criteria)이 있다. 현 단계에서 돌풍하중조건은 해석조건에서 제외하기로 한다.

최종적으로 49개의 하중해석조건을 선정하였다.

2.1.1 공기력 모델

ARGON은 공기력을 계산하기 위해 패널(Panel) 해석 방법의 하나인 VLM(Vortex Lattice Method)을 사용한다(신정우 등, 2005).



Fig. 7 Mass Model for the Flaps Up

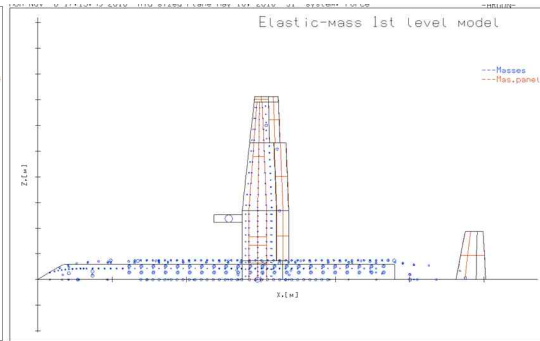


Fig. 8 Mass Model for the Flaps Down

Fig. 3은 중형항공기의 전기체 공기력 모델이며, Fig. 4는 주익의 익형(Airfoil) 모델이다. 익형은 NACA64-415를 사용하였다. 익형모델은 ARGON 내부에서 평균 캠버(Mean Camber)의 형태로 사용한다. 주익은 2°~1°의 비틀림각(Twisting Angle)과 양의 상반각(Dihedral Angle)을 갖는다.

수평/수직 미익은 대칭형 익형이므로 평균 캠버를 이용하는 패널방법에서는 평판으로 모델링한다. 주익의 주요조건에 대해서만 해석을 수행하므로 방향타(Rudder)는 모델링 하지 않았다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 모델링하였다.

Table. 3 Calculated Lift Coefficients

Mach No.	$C_{L\alpha}$ (1/deg.)	C_{L0}	Remark
0.25	0.120	0.405	Flaps Down
0.45	0.118	0.393	Flaps Up
0.60	0.127	0.427	
0.65	0.132	0.444	

Fig. 5는 항공기 이륙 후 플랩을 접었을 때의 주익의 공기력 모델이다. 플랩과 주익을 따로 구분하지 않고 모델링 하였다. Fig. 6은 항공기 이륙 시 플랩을 펼쳤을 때의 주익의 공기력 모델이다. 플랩과 주익을 따로 모델링 하였다. 플랩의 파울러 모션(Fowler Motion)에 의해 주익의 투영면적이 넓어지기 때문에 플랩을 접었을 때와 구분하여 모델링해야 한다. 항공기 전체 패널 개수는 플랩을 접었을 때는 1232개, 플랩을 펼쳤을

때는 1404개를 사용하였다.

Table. 1은 ARGON을 통해 산출한 양력계수(Lift Coefficient)를 보여주고 있다. 플랩을 펼친 형상은 파울러 모션으로 인해 플랩을 접은 경우에 비해 낮은 마하수임에도 불구하고 더 큰 $C_{L\alpha}$ 와 C_{L0} 를 갖는 것을 알 수 있다.

2.1.2 질량 모델

Fig. 7은 플랩을 접은 형상의 질량모델(Mass Model)이며, Fig. 8은 플랩을 펼친 형상의 질량 모델이다. 두 모델 모두 3698개의 질량점으로 모델링하였다. 최대이륙중량은 29,280 kg이다. 주익과 수평/수직미익과 같은 양력면은 분포하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량패널(Mass Panel)로 모델링 하여 실제와 같이 중량을 분포시켰다. 질량 모델링에 있어 항공기 전체의 무게 중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia)까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다.

2.1.3 구조 모델

FAR §25.301 (C)에는 “하중에 의한 구조물의 변형이 외력/내력의 분포에 큰 영향을 미칠 경우, 하중 재분포를 고려해야 한다.”고 규정하고 있다. 이러한 공탄성 효과는 구조물을 탄성체로 모델링하여 해석할 수 있다. 그러나 선행연구단계인 현 시점에서는 구조물을 강체로 모델링하여 공탄성 효과는 고려하지 않았다.

2.2 비행하중해석 및 결과

비행하중해석 방법은 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads) 해석방법과 전이기동하중(Transient Maneuver Loads) 해석방법으로 나뉜다. 본 연구에서는 균형기동하중(Balanced



Fig. 9 Normalized Wing Shear Force Envelope

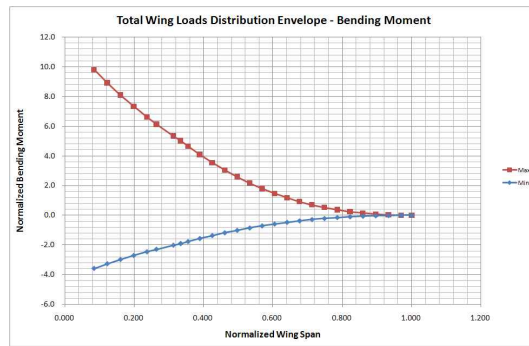


Fig. 10 Normalized Wing Bending Moment Envelope

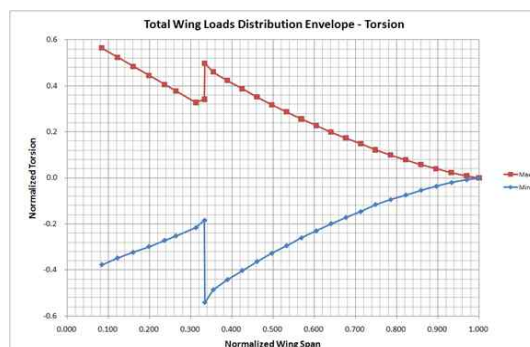


Fig. 11 Normalized Wing Torsion Envelope



Fig. 12 Normalized Aileron Shear Force Envelope

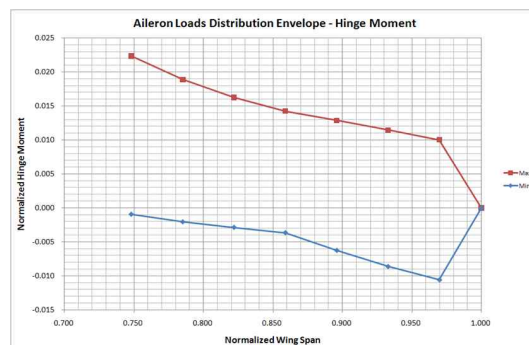


Fig. 13 Normalized Aileron Hinge Moment Envelope

Maneuver Loads) 해석 방법을 사용하였다. 균형 기동하중은 주어진 기동하중배수, 각가속도, 각속도에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 모멘트 평형을 고려하여 하중을 구하는 방법이다. 이 방법은 실제적인 현상과는 차이가 있으며, 다소 큰

하중을 구하게 된다. 그러나 빠르게 하중을 산출할 수 있어 개념설계단계에서는 매우 유용하게 사용할 수 있다(신정우 등, 2005).

비행하중해석 시 사용한 조종면(Control Surface) 및 플랩의 각변위(Deflection Angle)는

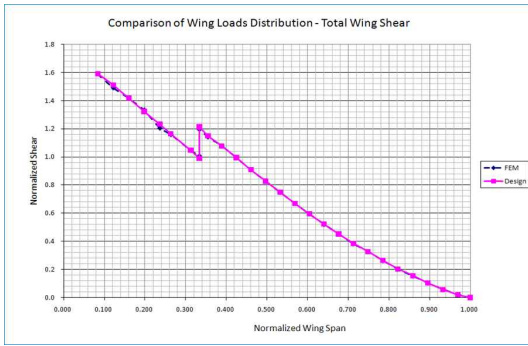


Fig. 14 Comparison of Shear Force Distribution between Design and FE Loads

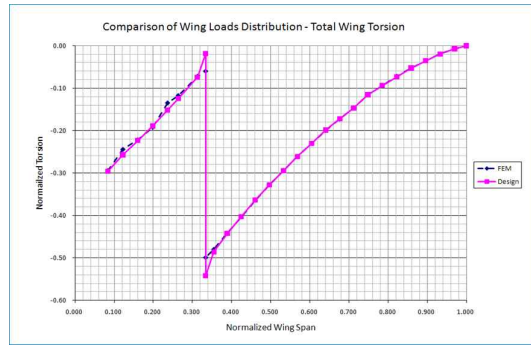


Fig. 15 Comparison of Torsion Distribution between Design and FE Loads

Table. 2와 같다.

Table. 4 Deflection Angle for the Control Surface and Flap

Control Surface	Deflection Angle (°)	
	Max.	Min.
Aileron	15	-15
Elevator	15	-25
Flap	45	0

비행하중해석의 결과로 각 패널에서의 공기하중(Air Loads)과 각 질량점에서의 관성하중(Inertia Loads)이 산출된다. 산출된 공기하중과 관성하중을 이용하여 주익은 전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고 비틀림 모멘트(Torsion, T)를 에일러론과 플랩은 전단력과 힌지 모멘트(Hinge Moment, HM)를 구한다. Fig. 9 ~ Fig. 11은 주익의 VMT 포위선도(Envelope)를 보여주고 있다. 전단력과 비틀림 모멘트 선도에서 불연속 부분이 나타나는데, 이는 주익에 장착되어 있는 엔진의 큰 관성하중에 의한 결과이다.

Fig. 12와 Fig. 13은 에일러론의 전단력과 힌지 모멘트 포위선도를 보여주고 있다.

주익의 VMT 포위선도와 에일러론과 플랩의 V/HM 포위선도를 분석하여 최대/최소 하중을 갖는 하중조건을 주요하중조건(Critical Load Condition)으로 선정하게 된다. 그 결과로 14개의 주요하중조건을 선정하였다.

선정된 주요하중조건은 구조설계에 적용할 수

있도록 VMT 형태로 제공한다. 구조해석에 적용하기 위해서는 유한요소모델(Finite Element Model)의 절점(Node)에 작용하는 힘의 형태로 제공한다. 공기하중은 주익, 에일러론, 플랩의 표피(Skin)에 분포시킨다. 관성하중은 실제와 유사하게 관련 구조물에 분포시킨다. 예를 들어 엔진 관성하중은 엔진의 무게중심과 일치하는 유한요소 절점을 만들어 분포시킨다. 그리고 그 절점은 주익의 엔진 장착부에 RBE3 요소를 사용해 연결한다. 이러한 과정을 통해 엔진의 관성하중은 실제와 같이 엔진 장착부를 통해 주익 구조로 전달되게 된다.

Fig. 14와 Fig. 15는 하중해석을 통해 구한 주익의 전단력과 비틀림 모멘트를 유한요소모델 절점에 분포시킨 하중을 이용해 구한 주익의 전단력과 비틀림 모멘트와 비교한 선도이다. 패널 모델과 유한요소모델의 격자 차이로 인해 약간의 차이는 있지만 두 선도가 정확히 일치 하는 것을 알 수 있다.

3. 결론

본 논문에서는 항공기 통합설계 프로그램인 ARGON을 이용하여 중형항공기 주익 선행연구를 목적으로 한 하중해석을 수행하였고, 그 결과를 도시하였다. 하중해석을 위해서는 정확한 규정분석 및 적용, 그리고 하중조건 선정이 필요하며, 적절한 공기력모델과 중량모델을 설정해야 한다. 하중해석 결과를 비교/분석하여 주요설계조건을 선정하고, 이를 구조설계 및 구조해석에 적용하였다.

이러한 선행연구를 통해 앞으로 진행할 중형항

공기 개발을 성공적으로 수행할 수 있으며, 향후 국내에서 개발하는 항공기 개발에 큰 밑거름이 될 것으로 기대한다.

후기

본 연구는 지식경제부 항공우주부품기술개발사업의 “중형항공기 핵심기술 선행연구” 사업을 통해 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] "Federal Aviation Regulation (FAR), Part 25 - Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes", Federal Aviation Administration, 2009, 210~235.
- [2] "Federal Aviation Regulation (FAR), Part 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes", Federal Aviation Administration, 2009, pp.384~408.
- [3] http://en.wikipedia.org/wiki/ATR_72
- [4] 신정우, 김성찬, 황인희, “ARGON을 이용한 스마트 무인기 비행하중해석”, 한국항공우주학회지, 제33권, 제7호, 2005, pp.76~84
- [5] 전승문, 전우철, 한영명, “미 군사규격 (Military Specification)에 따른 핏칭기동 하중해석”, 한국항공우주학회지, 제27권, 1999, pp.1~7