

여객기 개념설계 초기 사이징 통계 분석

진원진

인하공업전문대학 항공기계공학과

A Statistical Analysis for Initial Sizing of Jet Airliners

Wonjin Jin

Department of Aeronautical & Mechanical Engineering, Inha Technical College

요약 본 논문에서는 제트 여객기의 초기 사이징(initial sizing)에 요구되는 설계변수(design parameter)를 통계적인 방법으로 추정하였다. 항공공학과 및 항공정비학과의 항공기 개념설계(aircraft conceptual design) 수업에서 활용되는 기존의 초기 사이징 통계 관계식은 제한된 수의 구형 제트 여객기의 형상 및 성능 데이터에 기반하고 있다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 총 109가지의 개발연도, 좌석수, 중량, 항속거리, 속도 등 형상 및 성능이 다른 제트 여객기의 데이터를 활용하였다. 이를 토대로 지수함수 회귀 방정식(power regression equation)을 도출하고 기존의 분석 결과와 비교하였다. 그리고 최대이륙중량(maximum takeoff weight)을 기준으로 공허중량(operational empty weight), 유상하중(payload), 연료중량(fuel weight)을 통계적 방법으로 추정하였다. 또한, 좌석수(seating capacity) 및 최대항속거리(range) 등의 성능요구조건에 부합하는 제트 여객기의 익면하중(wing loading)과 추력대중량비(thrust to weight ratio) 등의 설계변수를 추정하는 다양한 비선형 회귀 방정식을 도출하고 검증하였다. 본 논문에서 제시된 결과는 항공기 개념설계 수업에서 절충연구(trade study)와 설계반복(design iteration) 과정을 최소화하기 위한 현실적인 항공기 기준형상(baseline configuration)을 정의하는데 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

Abstract In this study, the initial sizing of jet airliners was performed using statistical analysis. The currently available statistical equations for the initial sizing in conceptual design of an airplane are based on a limited number of aircraft sample data. Furthermore, the geometry and performance data of aircraft, such as the seating capacity, wing area, weights, maximum range, and cruise speed, are outdated. Therefore, the sample size was increased, and aircraft data were updated to improve the accuracy of statistical analysis for an aircraft in the conceptual design phase. Using the updated aircraft data, the statistical equations were modified and compared to existing equations. In addition, nonlinear regression equations were derived and validated to estimate the initial sizing parameters, such as the maximum takeoff weight, wing loading, and thrust to weight ratio. The statistical analysis in this study could be applied to define a baseline configuration for aircraft and minimize the efforts for the trade study and design iterations.

Keywords : Aircraft Conceptual Design, Aircraft Initial Sizing, Jet Airliner, Regression Analysis, Thrust to Weight Ratio, Wing Loading

*Corresponding Author : Wonjin Jin(Inha Technical College)

email: jwonjin@inhac.ac.kr

Received October 14, 2022

Accepted December 7, 2022

Revised November 22, 2022

Published December 31, 2022

1. 서론

항공기 개념설계(aircraft conceptual design)는 항공기 설계의 첫 단계로써, 운용요구조건에 부합하는 성능을 발휘하도록 항공기의 중량을 결정하고, 항공기 기체(airframe)의 기본 형상을 정의하며, 추진장치(propulsion system) 등을 선정하는 작업이다[1]. 대학에서 항공공학을 전공하는 학생들은 항공기 개념설계 실습을 통하여 항공기 설계요구도를 분석하고, 기체와 추진장치와 관련된 이론과 항공기 설계 절차를 이해하며, 항공역학(aerodynamics) 및 비행성능(aircraft performance)과 관련된 항공 이론지식을 함양할 수 있다. 이러한 이유로 항공기 개념설계 실습은 항공기술 관련 교육과정에서 중요한 전공과목으로써, 항공공학과뿐만 아니라 항공정비학과와 교육과정에도 개설되기도 한다.

항공기 개념설계의 시작점은 항공기의 크기 추정(sizing)과 중량(weight)을 결정하는 것이다[2]. 항공기의 크기 및 중량, 그리고 추력은 익면하중(wing loading, W_0/S)과 추력대중량비(thrust to weight ratio, T/W_0)라는 설계변수로 정의된다. 유상하중(payload)과 최대항속거리(range) 등의 항공기 성능요구조건에 부합하는 익면하중과 추력대중량비를 정하면 이를 기준으로 날개면적과 추진장치의 추력을 추정할 수 있다. 그리고 항공기의 성능요구조건을 충족할 때까지 날개가로세로비(wing aspect ratio)와 후퇴각(sweep angle), 날개단면(airfoil), 고양력장치(high-lift device) 등 날개 구성요소와 항공기의 전체 형상에 대하여 절충연구(trade study)와 설계반복(design iteration)을 수행한다[3].

개념설계 초기 단계에서 설계하려는 항공기의 크기 및 중량과 추력을 가능한 현실적으로 추정함으로써 초기 사이징을 적절히 한다면 절충연구와 설계반복의 수고를 줄일 수 있다. 하지만 수업에서 항공기 개념설계를 배우는 학생들에게 적절한 초기 사이징은 어려운 과제이다. 항공기 개념설계 참고문헌[2,4,5]에서 항공기의 초기 사이징을 위한 통계 관계식들을 제공하고 있다. 그러나 해당 관계식들은 1990년대 이전에 등장한 기종의 데이터에 기반하고 있고, 분석에 사용된 기종의 수 역시 제한적이었다. 따라서 본 논문에서는 1990년대 이후 개발된 항공기, 특히 제트 여객기(jet airliner)의 중량, 형상 및 성능 데이터를 추가하고, 기종의 수를 대폭 늘려서 포괄적이며 통계적으로도 더욱 유의미한 초기 사이징 회귀 방정식을 도출하였다. 그리고 항공기 개념설계 수업에서 학생들이 쉽게 활용하게 함으로써 항공기술 관련 이론학습

에 도움이 되도록 하였다.

2. 데이터 분석 방법

2.1 항공기 제원 및 성능 데이터

수송용 항공기는 가능한 많은 화물을 싣고 멀리 비행해야 한다. 여객기의 경우, 화물은 승객과 승객의 수화물 이므로 좌석수와 최대항속거리가 주요 성능요구조건이 된다[4]. Table 1과 Fig. 1에 제시된 바와 같이 분석에 사용된 제트 여객기는 총 109종으로써, 1965년에 등장한 좌석수 90석의 DC-9-10부터 2020년에 처음 비행한 좌석수 414석의 Boeing 777-9까지 개발연도와 크기 및 성능이 다양하다.

109종의 여객기 좌석수와 날개면적 등의 형상변수와 최대이륙중량(maximum takeoff weight, W_0), 공허중량(operational empty weight, W_e), 유상하중(payload, W_p), 연료중량(fuel weight, W_f) 등의 중량변수, 그리고 추력과 최대항속거리 등의 성능변수에 대한 정보는 참고문헌[6,7]의 여객기 제원 자료에서 발췌하였다.

Table 1. List of modern jet airliners used for analysis (total 109 aircraft)

ARJ-700	B707-320	B767-300	DC-9-50	MD-83
ARJ-900	B717-200	B767-300ER	DC-10-10	MD-87
A220-100	B727-200	B777-200	DC-10-30	MD-90-30
A220-300	B737-200	B777-200ER	E-JET-E170	RJ-70
A300-600R	B737-300	B777-200LR	E-JET-E175	RJ-85
A310-300	B737-400	B777-300	E-JET-E190	RJ-100
A319-100	B737-500	B777-300ER	E-JET-E195	RJ-115
A319-NEO	B737-600	B777-8	EMB-145	SSJ-100
A320-200	B737-700	B777-9	ERJ-135	Tu-134
A320-NEO	B737-800	B787-8	ERJ-140	Tu-154M
A321-200	B737-900	B787-9	ERJ-145	Tu-204-100
A321-NEO	B737-7	B787-10	F-70	Tu-204-120
A330-200	B737-8	CRJ-100	F-100	Tu-204-200
A330-300	B737-9	CRJ-200	L-1011-100	Tu-204-300
A330-800	B737-10	CRJ-700	Il-62M	Tu-204-SM
A330-900	B747-100	CRJ-900	Il-86	Tu-214
A340-200	B747-200	CRJ-1000	Il-96-300	Tu-334
A340-300	B747-400	C919	Il-96M	
A340-500	B747-8	DC-8-63	MC-21-200	
A340-600	B757-200	DC-8-73	MC-21-300	
A350-900	B757-300	DC-9-10	MD-11	
A350-1000	B767-200	DC-9-30	MD-81	
A380-800	B767-200ER	DC-9-40	MD-82	

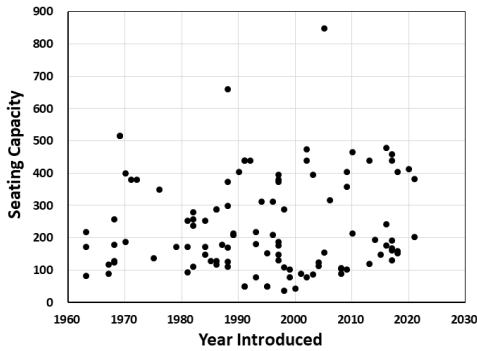


Fig. 1. Years introduced and seating capacities of jet airliners used for analysis

2.2 회귀 분석

본 연구의 목적은 통계적 방법을 이용하여 성능요조건에 부합하는 제트 여객기의 설계변수를 추정하는 것이다. 회귀 분석(regression analysis)은 독립변수와 종속변수 사이의 관계를 규명하는 회귀 방정식을 도출하여 종속변수에 대한 독립변수의 영향력을 분석하거나, 독립변수의 값이 주어졌을 때 종속변수의 값을 예측하는 통계적 분석 방법이다.

회귀 분석에서 데이터 표본(sample)의 수가 증가할수록 유의 확률(p-value)이 감소하고, 유의 수준 (significance level, α)이 높아져서 검정력(statistical power)이 증가한다. 분석 결과의 통계적 유의성(significance) 역시 표본의 수가 증가할수록 더욱 유의해지므로 회귀 분석 결과의 예측도가 높아진다[8]. 또한, 결정 계수(R^2)는 도출된 회귀 방정식과 실제 표본 데이터 사이의 오차를 나타내는 척도이다. 즉, R^2 의 값이 1에 가까워질수록 오차가 감소하여 회귀 방정식의 예측 정확도가 증가한다.

2.3 회귀 분석 결과의 검증

제트 여객기의 중량 추정, 특히 최대이륙중량(W_0)을 독립변수로 하여 종속변수인 공허중량(W_e)을 추정하는 회귀 방정식들은 항공기 개념설계 참고문헌에서 찾아볼 수 있다. Roskam[5]은 W_0 과 W_e 의 관계를 아래와 같은 비선형 회귀 방정식으로 나타내었다. Roskam의 방법은 Boeing 727-200 및 A310-202 등 1970~80년대에 등장한 21종의 제트 여객기를 표본으로 하고 있다.

$$\text{Roskam[5]} : W_e = 0.8323 W_0^{0.9631} \quad (1)$$

위와 같이 $Y = bX^c$ 의 형태로 표현되는 비선형 회귀 방정식을 지수함수 회귀 방정식(power regression

equation)이라고 한다. 여기서 b 와 c 는 회귀 계수이다. 또한, 1970년대 운송용 제트 항공기(jet transport)의 중량 자료에 기반하여 도출한 Raymer[2]의 회귀 방정식은 다음과 같다.

$$\text{Raymer[2]} : W_e = 1.02 W_0^{0.94} \quad (2)$$

위의 두 방정식의 회귀 계수 값이 다소 차이가 나는 것은 활용된 표본의 종류와 수가 서로 다르기 때문이다. 본 논문에서는 총 109종의 제트 여객기의 중량 추정을 위하여 상용 통계 분석 프로그램인 SPSS Statistics Ver. 26[9]을 활용하였다. SPSS에서 이용 가능한 다양한 유형의 회귀 분석 중에서 R^2 이 가장 높게 나타난 것은 지수함수 회귀 분석임을 확인할 수 있었으며, 도출된 회귀 방정식은 Eq. (3)과 같다. Roskam과 Raymer의 분석 결과와 비교하기 위하여 중량 단위는 lbs로 통일하였다.

$$W_e = 1.2479 W_0^{0.9311} \quad (3)$$

수행된 회귀 분석에서 결정 계수는 $R^2=0.9935$ 로서 거의 1에 근접하므로 회귀 방정식의 적합성은 매우 높다. 또한 F -value가 낮아서 p -value가 $p>0.05$ 이면 종속변수에 대한 독립변수의 영향력이 없다고 간주하는데, 수행된 회귀 분석에서는 $p<0.01$ 로 나타났다. Fig. 2에서는 새로 도출된 회귀 방정식(airplane data)의 추세선(regression line)을 Roskam 및 Raymer의 추세선과 비교하고 있다.

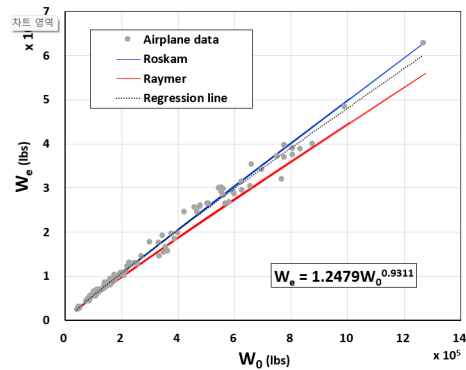


Fig. 2. Validation of regression analysis (W_0 vs W_e) (Unit: lbs, $R^2=0.9935$, $F=16,485.7$, $p<0.01$)

분석 결과는 서로 거의 유사하지만, 새로 도출된 결과와 비교할 때 Roskam의 분석은 전체적으로 조금 높게, Raymer의 분석은 다소 낮게 중량을 추정하고 있음을 알 수 있다. 기존의 분석 결과는 1990년대 이전에 등장한 20종 전-후의 항공기 데이터에 기반하고 있다. 반면에 새

로 수행된 회귀 분석은 더 많은 표본과 최신 항공기의 데이터를 활용하였으므로 분석 결과의 신뢰도가 높다고 판단된다.

3. 결과 및 토론

3.1 중량 회귀 분석

항공기의 최대이륙중량(W_0)은 공허중량(W_e), 유상하중(W_p), 그리고 연료중량(W_f)의 합으로 정의된다.

$$W_0 = W_e + W_p + W_f \quad (4)$$

W_e 은 항공기의 구조물, 계통, 엔진의 무게이고, W_p 은 승객 및 화물에 대한 설계요구조건에 따라 정의된다. W_f 은 W_p 뿐만 아니라 항속거리와 항공기의 공력 성능 및 엔진의 효율까지 반영되어 결정된다. 실제 개념설계에서는 W_e , W_p , W_f 을 다양한 방법을 통하여 추정한 후 이를 토대로 W_0 을 예측한다.

하지만 본 논문에서는 제트 여객기의 중량 데이터를 이용하여 W_0 을 기준으로 W_e , W_p , W_f 을 예측할 수 있도록 지수함수 회귀 방정식을 도출하였는데, 그 결과는 Table 2에 제시되었다. 중량의 단위는 kgf 을 기준으로 하였고, Fig. 2에 제시된 W_0 과 W_e 의 분석결과는 lbs 기준이므로 R^2 값이 동일하지만 단위가 달라짐에 따라 회귀 계수가 다르게 도출되었다. 모든 회귀 분석 결과의 R^2 값은 0.96 이상으로써 예측 정확도가 비교적 높다. 각종 중량 추정을 위한 비선형 회귀 방정식의 회귀 계수를 정리하면 Table 2와 같다.

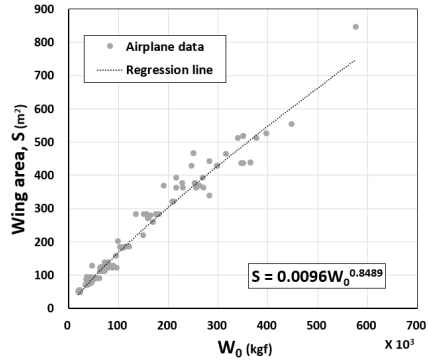
Table 2. Regression coefficients and R^2 (weight)

Non-linear regression Eq. : $Y = bW_0^c$			
Y	b	c	R^2
W_e	1.1817	0.9311	0.9935
W_p	1.1538	0.8575	0.9601
W_f	0.0077	1.2923	0.9620

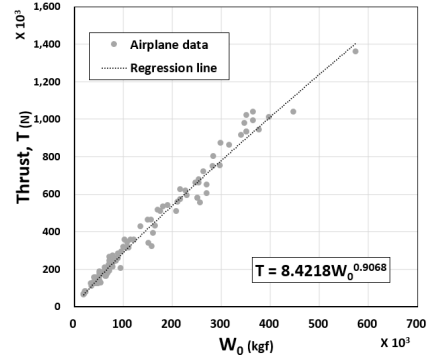
3.2 날개면적 및 추력 회귀 분석

중량 이외에 항공기 사이징의 또 다른 중요 설계변수는 익면하중(W_0/S)과 추력대중량비(T/W_0)이다. 해당 설계변수를 예측하기 위하여 W_0 과 날개면적(wing area, S) 및 추력(thrust, T)의 관계를 회귀 분석으로 살펴보

았다. 분석에 사용된 제트 여객기의 추력은 탑재된 엔진의 해수면 최대정적추력(maximum static thrust)을 기준으로 하였다. 회귀 분석의 추세선과 지수함수 회귀 방정식의 회귀 계수는 Fig. 3와 Table 3에 제시되었다.



(a) W_0 vs Wing area ($R^2=0.9744$, $F=4,148.8$, $p<0.01$)



(b) W_0 vs Thrust ($R^2=0.9823$, $F=6,049.5$, $p<0.01$)

Fig. 3. Results of regression analysis(wing area and thrust)

Table 3. Regression coefficients and R^2 (wing area and thrust)

Non-linear regression Eq. : $Y = bW_0^c$			
Y	b	c	R^2
Wing area, S	0.0096	0.8489	0.9744
Thrust, T	8.4218	0.9068	0.9823

3.3 성능요구조건과 최대이륙중량 회귀 분석

여객기의 초기 사이징을 위한 중량, 익면하중(W_0/S), 추력대중량비(T/W_0) 등의 설계변수는 좌석수(seating capacity)와 최대항속거리(range) 등의 성능요구조건에 부합하도록 결정되어야 한다. 많은 승객을 실어 나르러

면 여객기의 최대이륙중량이 증가하고, 멀리 비행하기 위해서는 연료 탑재량을 늘여야 하므로 역시 최대이륙중량이 증가한다. 즉, 최대이륙중량(W_0)은 좌석수와 최대항속거리(Range)의 곱(SR)을 독립변수로 하고, W_0 을 종속변수로 두어 지수함수 회귀 분석을 수행하였다. 도출된 회귀 방정식은 아래와 같고, 회귀 분석 추세선은 Fig. 4에 나타나 있다.

$$W_0 = 13.611 SR^{0.6646} \quad (5)$$

최대항속거리와 중량의 단위는 각각 NM과 kgf이다. 설계하고자 하는 여객기의 승객수와 최대항속거리가 결정되면 위의 회귀 방정식을 통하여 해당 여객기의 최대이륙중량을 추정할 수 있다. 단, 해당 회귀 방정식의 R^2 값이 매우 높지 않으므로 예측 정확도는 다소 낮을 수 있다. 특히, 승객수가 많고 최대항속거리가 긴 중대형 여객기의 경우 분산이 두드러지기 때문에 도출된 회귀 방정식은 소형 여객기의 중량 추정에 적용할 때 예측 정확도가 증가할 것으로 판단된다.

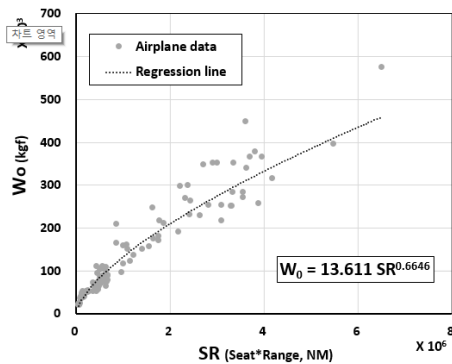


Fig. 4. Results of regression analysis(seat×range vs W_0)
($R^2=0.9486$, $F=2012.8$, $p<0.01$)

3.4 설계변수 추정치의 예시

도출된 회귀 방정식들을 이용하여 예시로 최신 여객기의 초기 사이징 설계변수를 추정해 보았다. Table 4~6은 2000년대에 등장한 다양한 중량의 여객기 6종의 설계변수를 추정하여 실제값과 비교한 것이다. Table 4의 성능요구조건에 대한 W_0 의 통계 추정값은 Eq. (5)에 의하여 도출된 것으로서, 좌석수와 최대항속거리가 감소할수록 정확도가 높아진다. 즉, 소형 여객기인 E195의 최대이륙중량 예측값 차이는 약 5,000 kgf인 반면, 대형 여객기인 B777-8의 차이는 약 56,000 kgf이며, 이러한

경향은 Fig. 4에 제시된 항공기 데이터의 분산도에서도 확인할 수 있다.

W_e , W_p , W_f 값에 대한 추정의 예시는 Table 5에서 볼 수 있다. 성능요구조건에 따라 도출된 Table 4의 W_0 을 기준으로 Table 2에 제시된 중량 회귀 방정식을 이용하여 W_e 과 W_p 을 추정하였다. Eq. (4)와 같이 W_0 은 $W_e + W_p + W_f$ 이므로 W_f 은 회귀 방정식을 사용하지 않고 추정된 W_e 과 W_p 을 W_0 에서 뺀 값으로 정의하였다. Table 5에 나타난 바와 같이 실제 중량값과 통계 추정 중량값의 차이는 최소 24 kgf에서 최대 약 33,000 kgf이다.

또 다른 설계변수인 익면하중(W_0/S)과 추력대 중량비(T/W_0)에 대한 추정값은 Table 6에 제시되었다. 각각의 날개면적(S)과 추력(T)은 Table 4의 W_0 추정값과 Table 3의 회귀 방정식을 통하여 계산하였다.

Table 4. Estimation of W_0

A/C type	Seat [-]	Range [NM]	W_0 [kgf]		
			Actual	Regression	Difference
A220-100	120	3,450	63,100	73,612	10,512
A350-900	440	8,100	283,000	307,828	24,828
B787-8	359	7,355	227,930	252,195	24,265
B777-8	384	8,730	351,500	295,552	-55,948
SSJ100	108	2,472	49,450	54,995	5,545
E195	124	2,300	52,290	57,462	5,172

Table 5. Estimation of W_e , W_p , W_f

A/C type	W_e [kgf]			W_p [kgf]			W_f [kgf]		
	Actual	Reg.	Diff.	Actual	Reg.	Diff.	Actual	Reg.	Diff.
A220-100	35,220	40,190	4,970	15,127	17,200	2,073	12,753	16,222	3,468
A350-900	142,400	152,290	9,890	64,600	58,662	-5,938	76,000	96,876	20,876
B787-8	119,950	126,492	6,542	44,175	49,445	5,270	63,805	76,258	12,453
B777-8	180,000	146,627	-33,373	73,500	56,650	-16,850	98,000	92,275	-5,725
SSJ100	25,100	30,635	5,535	12,245	13,395	1,150	12,105	10,965	-1,141
E195	28,970	31,913	2,943	13,933	13,909	-24	9,387	11,640	2,253

Table 6. Estimation of W_0/S , T/W_0

A/C type	W_0/S [kgf/m ²]			T/W_0 [-]		
	Actual	Reg.	Error [%]	Actual	Reg.	Error [%]
A220-100	561.9	566.4	-0.8	0.336	0.302	10.1
A350-900	640.3	703.1	-9.8	0.270	0.265	2.1
B787-8	604.6	682.2	-12.8	0.278	0.270	2.9
B777-8	680.3	698.8	-2.7	0.271	0.266	2.0
SSJ100	590.1	542.0	8.2	0.295	0.311	-5.2
E195	565.1	545.6	3.5	0.321	0.309	3.7

W_0/S 과 T/W_0 의 통계 추정값은 W_0 , 날개면적(S), 추력(T)의 통계 추정값의 비(ratio)로 정의되었기 때문에 실제값과의 오차는 여객기의 중량과 관계없이 불규칙하게 나타나고 있다. 오차는 최소 0.8 %에서 최대 약 13 %이며, 개념설계 단계에서 회귀 분석을 이용한 통계적 방법으로 제트 여객기의 날개면적과 추력을 대략적으로 가능하기에는 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

4. 결론

본 논문에서는 제트 여객기의 초기 사이징에 대한 설계변수를 통계적 방법으로 추정해 보았다. 첫째, 제트 여객기의 중량, 형상, 성능 데이터를 최신화 및 다양화하였다. 둘째, 항공기 개념설계 수업에서 활용할 수 있는 통계적 분석 방법을 업데이트하였다. 셋째, 최대이륙중량으로 공허중량, 유상하중, 연료중량을 통계적으로 추정하는 방법을 제시하였다. 넷째, 좌석수 및 최대항속거리 등의 성능요구조건에 부합하는 익면하중 및 추력대중량비 등의 설계변수를 예측할 수 있는 비선형 회귀 방정식을 도출하고 검증하였다. 따라서 개념설계 단계에서 제트 여객기 형상에 대한 절충연구와 설계반복 과정을 최소화하기 위한 현실적인 기준 형상(baseline configuration)을 정의하는데 도출된 회귀 방정식을 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

그러나 소형 제트 여객기의 설계변수에 대한 통계 추정은 비교적 적절하지만, 여객기의 중량과 항속거리가 증가할수록 데이터가 분산되어 통계 분석에서 회귀 분석 방정식의 예측 정확도는 다소 낮아짐을 알 수 있었다. 따라서, 데이터가 분산된 경우에도 설계변수를 비교적 명확하게 추정할 수 있도록 빅데이터 분석을 위한 Bootstrap 시뮬레이션 등의 고급 통계 기법을 활용한 추가적인 분석을 진행할 예정이다.

References

[1] Aircraft Design Education Research Society, "Aircraft Conceptual Design" Kyungmoon Inc., 2010.
 [2] D. P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach, 6th edition," American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018.
 [3] L. R. Jenkinson, P. Simpkin, and D. Rhodes, "Civil Jet Aircraft Design," American Institute of Aeronautics

and Astronautics Inc., 1999.

[4] E. Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design: An Introduction to the Preliminary Design of Subsonic General Aviation and Transport Aircraft, with Emphasis on Layout, Aerodynamic Design, Propulsion and Performance," Delft University Press, 1982.
 [5] J. Roskam, "Airplane Design Part I : Preliminary Sizing of Airplanes" DARcorp., Kansas, USA, 1997.
 [6] "Civil Aircraft Design : Data sets," accessed Aug 11, 2022, <https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/default.htm>
 [7] P. Jackson, K. Munson, and L. Peacock, "Jane's All the World's Aircraft 2008-2009," Janes Information Group, 2008.
 [8] W. Navidi, "Principles of Statistics for Engineers and Scientists, 2nd edition," McGraw-Hill Edu. New York, USA, 2020.
 [9] IBM SPSS Regression V26.0, IBM Corp.

진 원 진(Wonjin Jin)

[정회원]



- 2009년 5월 : University of Kansas 항공우주공학과 공학박사
- 2010년 6월 : 한국항공우주연구원
- 2012년 3월 : 대한항공 항공기술연구원
- 2013년 3월 : 극동대학교 항공정비학과 조교수
- 2017년 3월 ~ 현재 : 인하공업전문대학 항공기계공학과 부교수

<관심분야>

항공기 공력 및 성능 해석