

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(4), 332-337(2018)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.4.332>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공기 보조연료탱크의 연료량 측정센서 위치 최적설계

정규성*, 양준모*, 이상철**, 이용식***, 이재욱****

Design Optimization of Fuel Sensor Location
in Aircraft Conformal Fuel Tank

Kyusung Jung*, Junmo Yang*, Sangchul Lee**, Yongsik Yi*** and Jaewook Lee****

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University*,**

Korea Aerospace Industries, Ltd.***

School of Mechanical Engineering, Gwangju Institute of Science and Technology****

ABSTRACT

This paper presents the design optimization of fuel sensor location used to measure remained fuel amount in aircraft conformal fuel tank. The conformal fuel tank is utilized to expand the mission range in airplane, and the sensor location is a critical design variable determining the measurement accuracy. In this work, the sensor location is optimized to minimize unmeasurable fuel amount due to non-contact between fuel and sensor. The simplified model is prepared from the conformal fuel tank CATIA model, and the unmeasurable fuel amount is calculated. Then, the optimization is performed using MATLAB optimization solver. The optimized sensor location is validated by comparing with the location obtained using parametric study.

초 록

본 논문은 항공기 보조연료탱크에서 연료량을 측정하는 센서 위치를 최적화하는 설계를 보여준다. 항공기의 임무반경을 증가시키기 위해 활용되는 보조연료탱크에서 보조연료탱크 내의 연료량을 측정하는 센서 위치는 측정 정확도를 결정하는 중요한 설계변수이다. 본 연구에서는 연료가 센서에 접촉되지 않아 측정하지 못하는 연료량, 즉 측정불가 연료량의 최소화를 목적함수로 설정하여 센서 위치를 최적설계 하였다. 항공기 보조연료탱크의 CATIA 형상 모델을 단순화한 근사모델에서 센서 위치에 따른 측정불가 연료량을 계산하고, MATLAB의 최적화 Solver와 연동하여 최적설계를 수행하였다. 설계 결과 얻은 최적 센서 위치는 Parametric study를 통해 얻은 결과와 비교하여 검증하였다.

Key Words : Aircraft Conformal Fuel Tank(항공기 보조연료탱크), Design Optimization (최적설계), Unmeasurable Fuel Quantity(측정불가연료량)

† Received : July 26, 2017 Revised : March 10, 2018 Accepted : March 12, 2018

** Corresponding author, E-mail : slee@kau.ac.kr

1. 서 론

항공기 보조연료탱크는 항공기의 체공시간 및 항공거리를 증가시키고 임무반경을 증가시킬 수 있으며, 더 많은 무장 장착을 가능하게 한다. 이를 통해 해당 항공기의 전략 기술적인 가치를 높일 뿐만 아니라 군의 작전 선택의 폭을 넓힐 수 있게 된다[1,2]. 항공기 보조연료탱크를 적용함에 있어 중요한 기술 중 하나는 항공기 자세에 따른 보조연료탱크의 연료량을 정확히 측정하기 위한 설계 기술이다[3,4]. 이러한 기술은 운항시간, 운항 거리 등과 직접적으로 연관되어 높은 안전성, 고 신뢰성의 설계가 요구된다.

항공기 보조연료탱크 설계과정에서 보조연료탱크 내 연료량을 측정하는 센서 위치는 연료량 측정 정확도와 직결되는 중요 설계변수이다. 센서 위치에 따라 연료가 센서에 접촉되지 않아 측정하지 못하는 연료량(이하 측정불가 연료량)은 측정 정확도에 큰 영향을 미치기 때문이다[5].

본 논문에서는 설계요구서에서 제시된 항공기 비행자세의 범위(Roll : $-2^{\circ} \sim +2^{\circ}$ /Pitch : $-3^{\circ} \sim +8^{\circ}$)에서 측정불가 연료량을 최소화 하는 연료 센서 위치를 결정하기 위한 최적설계를 수행하였다. 최적설계를 위해 먼저 실제 항공기 보조연료탱크의 CATIA 형상모델로부터 단순화된 근사 모델을 만들고, 요구서의 비행자세에 따라 발생하는 측정불가 연료의 위치를 구분하여 최적설계 문제를 정립하였다. 정립된 최적설계 문제는 MATLAB을 이용하여 최적 센서 위치를 결정하였다.

II. 최적설계 문제 정식화

2.1 최적설계 문제 이해

실제 제작한 항공기 보조연료탱크의 실물은 Fig. 1과 같고, 항공기 보조연료탱크를 제작하기 위해 사용한 CATIA 모델은 Fig. 2와 같다. 실제 CATIA 모델에서 내부 공간에 대한 Solid를 만드는 과정은 내부 구조물의 문제 및 복잡한 보조연



Fig. 1. Actual Manufacture Conformal Fuel Tank

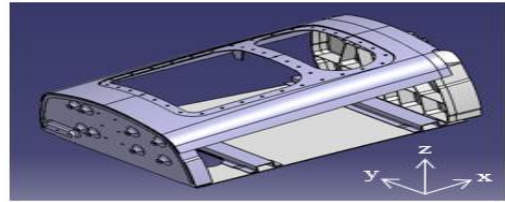


Fig. 2. Actual Conformal Fuel Tank CATIA Model



Fig. 3. Simplified Conformal Fuel Tank CATIA Model

료탱크 형상 등의 문제로 인해 많은 어려움이 있다. 그리하여 본 논문에서는 Fig. 3과 같이 실제 보조연료탱크와 형상 및 특성이 비슷한 단순화된 근사 모델을 이용하여 최적설계를 수행하였다.

설계에서 요구된 Roll, Pitch의 범위는 Roll : $-2^{\circ} \sim +2^{\circ}$, Pitch : $-3^{\circ} \sim +8^{\circ}$ 이다. 본 연구에서 항공기 보조연료탱크는 항공기 중심에 위치하므로 Roll의 경우 최소값 -2° 와 최대값 $+2^{\circ}$ 의 상황에서 측정불가 연료량이 동일하게 된다. 즉 Roll의 경우 y축의 정중앙에 센서가 위치할 때 목적함수(즉, 측정불가 연료량)가 최소가 된다. 따라서 본 논문에서는 Roll의 상황은 고려하지 않고 Pitch의 변화만을 고려하여 설계변수인 x축의 센서 위치를 구하기 위한 최적설계를 수행하였다.

보조연료탱크를 항공기의 Pitch각도에 따라 기울이면 연료의 표면은 지평면과 Pitch의 각도 크기만큼 기울게 되고, 측정불가 연료량은 Fig. 4와 같이 Pitch 최소값 -3° , 최대값 $+8^{\circ}$ 의 조건에서 연료량이 적을 경우와 많을 경우를 포함하여 센서 위치마다 총 4개의 측정불가 연료량이 발생한다. 본 논문에서는 Table 1과 같이 연료량이 적은 상황에서 Pitch 각도가 -3° 일 때 생기는 측정불가 연료량의 위치를 ㉠, $+8^{\circ}$ 일 때 생기는 측정불가 연료량의 위치를 ㉡, 연료량이 많은 상황에서 Pitch 각도가 -3° 일 때 생기는 측정불가 연료량의 위치를 ㉢, $+8^{\circ}$ 일 때 생기는 측정불가 연료량의 위치를 ㉣로 정하였다. 또한 4개의 측정불가 연료량의 위치에서 생기는 연료의 질량을 각각 m_a , m_b , m_c , m_d 로 명명하였고, 이것을 목적함수로 설정하여 측정불가 연료량을 최소화하는 센서 위치를 찾는 최적설계를 수행하였다.

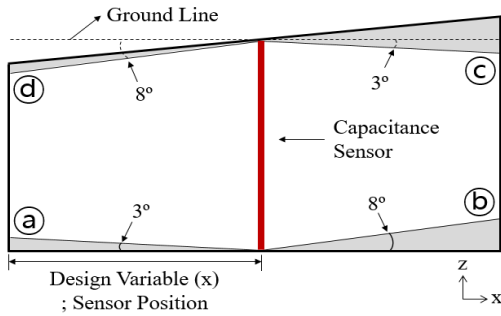


Fig. 4. Unmeasurable Zone in Test Condition

Table 1. Specify the Unmeasurable Zone

Location	Fuel Situation	Pitch Condition
(a)	Low	Pitch -3°
(b)	Low	Pitch $+8^\circ$
(c)	High	Pitch -3°
(d)	High	Pitch $+8^\circ$

2.2 최적설계 문제 정식화

최적설계의 설계변수로 Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 연료량 측정 센서 x축 위치인 d_x 로 설정하였으며, 목적함수로 측정불가 연료량 최소로 하는 문제를 정식화하면 다음과 같다.

Find d_x
 Minimize $f(m_a, m_b, m_c, m_d)$ (1)
 Subject to $0 \leq x \leq \text{end of the tank}$

여기서 목적함수 $f(m_a, m_b, m_c, m_d)$ 는 두 가지 경우로 다르게 설정하여 두 개의 최적설계 문제를 정립하였다. 첫 번째 최적설계 문제 A에서는 목적함수 f 를 식 (2)와 같이 4개의 위치에서 생기는 측정불가 연료량 m_a, m_b, m_c, m_d 의 최댓값으로 설정하였다.

$$f = \max(m_a, m_b, m_c, m_d) \quad (2)$$

두 번째 최적설계문제 B에서는 목적함수 f 를 식 (3)과 같이 4개의 측정불가 연료량의 합으로 설정하였다.

$$f = \sum(m_a, m_b, m_c, m_d) \quad (3)$$

본 논문에서는 2개의 문제 각각에 대해 측정불가 연료량을 최소화하는 센서 위치를 찾는 최적설계 문제를 수행하였다.

III. 최적설계 방법론

3D CAD 프로그램인 CATIA와 수치해석 프로그램인 MATLAB을 조합하여 최적설계를 수행하기 위한 전체 알고리즘의 흐름도는 Fig. 5와 같다. CATIA와 MATLAB에서 각각 필요한 작업을 수행하고 프로그램 간의 데이터 추출·삽입을 통해 최종적으로 최적 설계된 센서 위치를 CATIA에서 시각화하고 MATLAB에서 데이터를 저장한다.

CATIA에서는 연료량과 Pitch각도에 따른 연료의 형상을 예측하고, 그 형상에서의 부피를 계산하는 작업을 수행하였고, MATLAB에서는 CATIA를 통해 계산된 목적함수를 Optimizer를 통해 최적설계를 수행하였다. 하지만 CATIA 프로그램 내 MATLAB으로 연동 가능한 자체 기능이 없기 때문에 MATLAB을 통해 CATIA의 기능을 제어하고 데이터를 추출·삽입하는 방법을 본 논문에서 구현하였다. 먼저 CATIA에서 계산된 부피와 질량 데이터를 MATLAB으로 추출하는 방법에 대한 연구를 수행하였으며, 그 결과 Fig. 6과 같이 CATIA에서 계산된 항공기용 보조연료탱크의 부피와 질량 데이터를 MATLAB에서 변수로 이동하여 저장할 수 있음을 확인하였다. 또한 Fig. 7과 같이 MATLAB에서 설계변수의 값과 Pitch의 각도를 입력하면 지정한 센서위치와 피치각도에 맞는 연료량의 형상을 CATIA에서 계산할 수 있는 방법을 확보하고, 작동 가능함을 확인하였다.

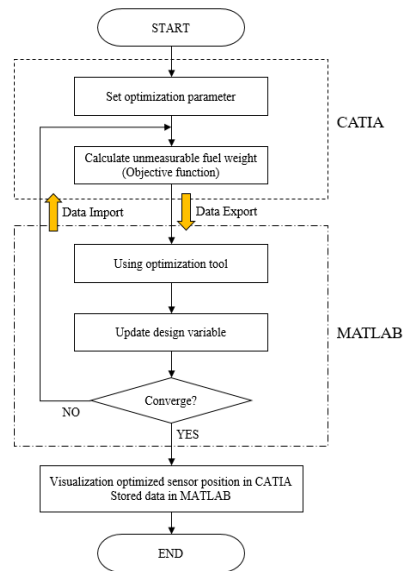


Fig. 5. Flow Chart of Optimization for Sensor Position

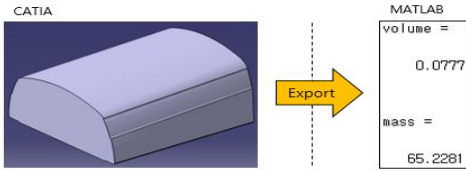


Fig. 6. CATIA Data Export to MATLAB

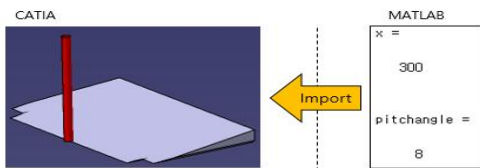


Fig. 7. CATIA Data Import from MATLAB

최적설계를 수행하기 위해 MATLAB 프로그램에서 제공하는 Optimization Tool Box를 사용하였다. 구체적으로 최적화를 위해 사용한 Solver 함수는 구속 조건이 있는 비선형 함수의 최소화에 사용할 수 있는 FMINCON이다.

IV. 설계 결과

4.1 문제A 설계 결과 및 검증

최적설계 문제 A에서는 4개의 측정불가 연료량 중 최대값을 최소화하는 센서 위치를 찾는 것을 목적으로 한다. 문제 A의 최적설계 결과는 Fig. 7과 같다. Fig. 8에 표시된 것처럼 탱크 앞부분으로부터 356.94mm 떨어진 지점에 연료량 측정센서를 설치하였을 때 목적함수를 최소화한다는 결과를 얻었다.

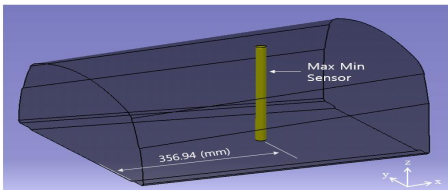


Fig. 8. Optimized sensor location - Problem A

Figure 9는 최적설계의 반복 횟수에 따른 목적 함수와 설계변수가 어떻게 변화하는지를 나타낸 그래프이다. 반복 횟수가 늘어나면서 목적함수가 최솟값에 수렴하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10은 반복 횟수 증가에 따른 설계변수의 변화를 보여주는 그래프로 초기값을 항공기 보조연료탱크의 앞부분으로 설정하고 반복 횟수가 증가함에 따라 설계변수가 어떻게 변화하고 있는지 보여준다. 문제 A에서 최적설계 결과로 계산된 목적함수와 설계변수의 정량적 수치는 Table 2를 통해 확인할 수 가능하며, 간격을 0.1mm로 Parametric Study한 데이터와 비교하여 최적화 값을 검증하였다. Table 2에서 확인할 수 있듯이 Parametric Study를 수행하면 약 80분이 소요되는 최적설계를 최적화 알고리즘을 이용하여 43초 만에 수행할 수 있으며, Parametric Study의 설계변수의 step size를 고려했을 때 정확도 또한 더 높은 것으로 생각된다.

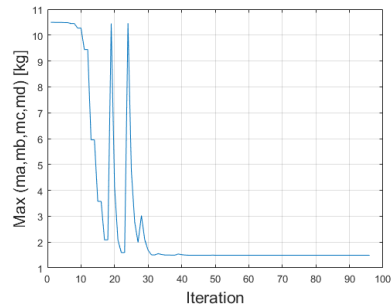


Fig. 9. Objective function f

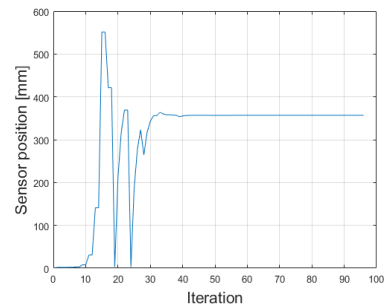


Fig. 10. Design variable dx

Table 2. Optimized sensor location in Problem A

Simulation Type	Sensor Position (mm)	Unmeasurable Fuel (kg)					Simulation Time (s)
		m_a	m_b	m_c	m_d	Max	
Maximum Value Minimize Optimization	356.940	1.4911 (2.29%)	1.4911 (2.29%)	0.2884 (0.44%)	0.7299 (1.12%)	1.4911 (2.29%)	108.40
Parametric Study (Step size = 0.1 mm)	357.0	1.4903 (2.28%)	1.4916 (2.29%)	0.2885 (0.44%)	0.7295 (1.12%)	1.4916 (2.29%)	4797.8

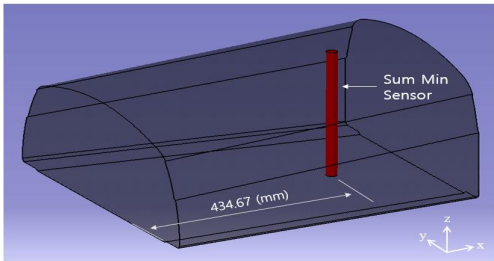


Fig. 11. Optimized sensor location - Problem B

4.2 문제B 설계 결과 및 검증

문제 B에서는 4개의 측정불가 연료량의 합을 최소화하는 센서 위치를 찾는 최적설계를 수행하였다. 최적설계로 계산된 연료량 센서의 위치는 보조연료탱크 앞부분으로부터 434.67mm 지점이며 Fig. 11과 같다.

문제 A와 마찬가지로 반복 횟수에 따른 목적함수와 설계변수의 그래프를 Fig. 12와 Fig. 13에서 확인할 수 있다. Table 3에서 문제 B의 최적 설계 결과를 정량적 수치로 기재하였으며, 문제 A와 같이 0.1mm 간격으로 수행한 Parametric Study 데이터와 비교하여 최적설계 결과를 검증하였다. 그 결과 최적설계 알고리즘을 통해 적은 계산 비용으로 더 높은 정확도를 가진 최적 설계 변수 값을 찾아낼 수 있음을 확인하였다.

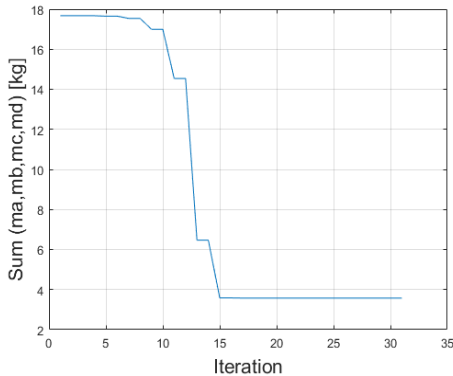


Fig. 12. Objective function f

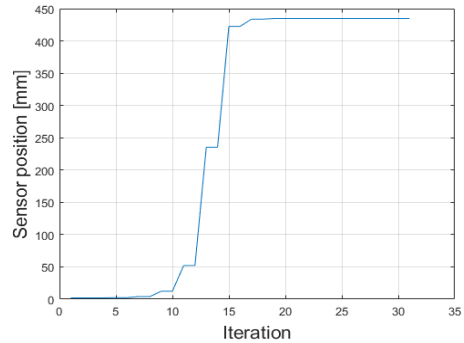


Fig. 13. Design variable dx

4.3 결과 분석

문제 A와 문제 B에 대해 각각 설계결과의 정확성을 검증하기 위해 Parametric Study를 수행하였다. Parametric Study를 통해 확보된 설계변수 d_x 에 대한 목적함수 f의 변화 그래프를 계산하면 Figs. 14, 15와 같다.

그래프에서 확인할 수 있는 목적함수의 특성으로 문제 B에서의 목적함수(Figs. 12, 13)와 달리, 문제 A의 목적함수(Figs. 9, 10)에는 하나의 미분 값 불연속점이 생기는 것을 확인할 수 있다.

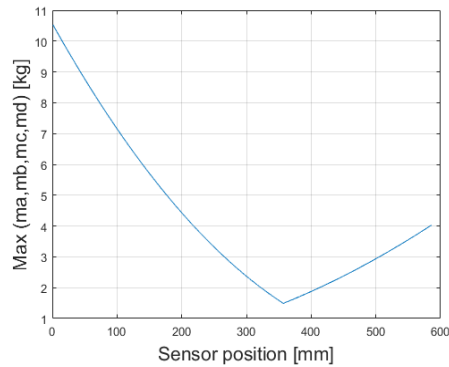


Fig. 14. Objective function f versus design variable dx in Problem A

Table 3. Optimized sensor location in Problem B

Simulation Type	Sensor Location (mm)	Unmeasurable Fuel (kg)					Simulation Time (s)
		m_a	m_b	m_c	m_d	Σ	
Summation Value Minimize Optimization	434.665	0.6238 (0.96%)	2.2193 (3.40%)	0.4721 (0.72%)	0.2589 (0.40%)	3.5742 (5.48%)	43.05
Parametric Study (Step size = 0.1 mm)	434.7	0.6235 (0.96%)	2.2197 (3.40%)	0.4722 (0.72%)	0.2588 (0.40%)	3.5742 (5.48%)	4797.8

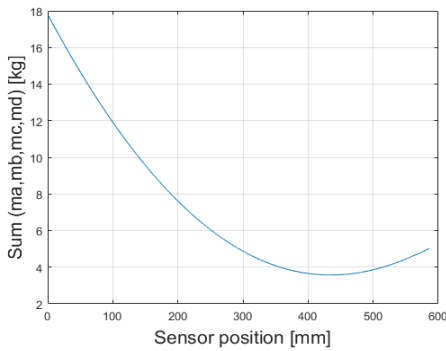


Fig. 15. Objective function f versus design variable dx in Problem B.

미분 값 불연속점의 이유는 문제 A의 경우 설계 변수가 최적점보다 작을 때는 Fig. 4의 ㉠위치에서 생기는 측정불가 연료량 즉 m_a 의 값이 최댓값이 되어 목적함수는 m_a 의 함수이지만, 최적점을 지나는 순간부터 m_b 의 값이 최댓값이 되어 목적함수가 m_b 의 함수가 되기 때문이다. 이러한 미분 불연속점에 의한 불안정성이 문제 A에서 최적화 과정의 불안정성 및 많은 반복 횟수의 원인인 것으로 판단된다.

V. 결 론

본 연구에서는 연료 센서 위치를 보조연료탱크의 형상과 Roll, Pitch 시험요구도를 고려하여 측정불가 연료량을 최소화하는 최적설계를 수행하였다. CATIA와 MATLAB Optimizer를 연동하여 최적설계를 수행한 결과 측정불가 연료량이 최소가 되는 센서의 최적위치를 찾을 수 있었으며, 이는 Parametric Study를 수행한 결과와 비교하여 정확도를 검증하였다. 이를 통해 항공기용 보조연료탱크의 연료센서 위치를 결정하는 과정을 위한 최적설계법의 효용성을 검증하였다. 본 연구에서 제시한 설계과정은 보조연료탱크의 형상이 더 복잡하고 Roll과 Pitch 시험 요구도가 달라지는 시험에서도 적용 가능하다. CATIA와 MATLAB을 연동하는 프로그램을 작성하였고,

이 프로그램은 본격적인 보조연료탱크 모사시험이 시작되면 시험 결과의 검증, 시험 불가능한 조건에서 시뮬레이션을 통한 연료량 계산에 많은 도움이 될 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부(한국산업기술평가관리원) 산업기술혁신사업(항공우주부품기술개발사업)의 지원을 받아 수행된 "초음속항공기 리셉터클 형태 공중급유시스템 개발(10059056)" 과제의 결과물이며 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Chun, T. W., Cha, J. B., Jeong, N. S., Choi, Y. J. and Nam, Y. S., "The Optimum Aerial Refueling System Study Applicable for T-50 Aircraft," Proceeding of the 2007 KSAS Fall Conference, 2007, pp. 369~373.
- 2) Park, W. H., Kang, G. W., Lee, J. H. and Kim, H. S., "Study on the Instrumentation System for the Dorsal Air Refueling Tank Installation," Proceeding of the 2015 KSAS Spring Conference, 2015, pp. 933~936.
- 3) Knowles, S. F., Jones, B. E., Purdy, S., France, C. M., "Multiple microbending optical-fibre sensors for measurement of fuel quantity in aircraft fuel tanks," Sensors and Actuators A: Physical, Vol. 68, 1998, pp. 320~323.
- 4) Kim, J. H., Kim, C. Y., Chang, J. J., Chang, I. K. and Ju, B. K., "Design Improvement for Abnormal Display of Fuel Indicator Mounted on the Korean Utility Helicopter," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, 2014, pp. 707~712.
- 5) Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt, Lonnie Richards, "Aircraft Fuel System" WILEY, 2009.