

소형 왕복엔진 항공기용 추진성능모델 연구

최 원* · 김광해* · 김지홍* · 이원중**

The Study of Propulsion Performance Model for Reciprocating Engine Aircraft

Won Choi* · Kwang Hae Kim* · Ji Hong Kim* · Won Joong Lee**

ABSTRACT

Reciprocating engine is widely used for small propeller driven aircraft. because it is the superior efficiency and low price. Currently, reciprocating engine is used for the development of KC-100, LSA, PAV, UAV in domestic. In this study, Naturally aspirated engine and turbocharger engine performance model is developed. The propeller is designed and analyzed at cruise condition of reciprocating engine aircraft using optimum method, the propeller performance model is developed. The Integrated propulsion performance model is developed, through the matching with engine and propeller performance model, for small reciprocating engine aircraft performance analysis.

초 록

왕복엔진은 효율, 가격 측면의 우수한 장점으로 소형 프로펠러 항공기에서 많이 사용되고 있다. 국내에서는 KC-100, LSA, PAV, UAV등의 개발에 왕복엔진이 주요하게 사용되고 있다. 본 연구에서는 소형항공기 개념설계에 사용할 수 있는 자연 흡기, 터보차저 엔진에 대한 성능 모델을 구축하였다. 왕복엔진 항공기 순항고도에서의 비행조건을 설계점으로 적용하여 프로펠러 성능해석을 통해 최적 설계를 하였으며 적합한 프로펠러 성능모델을 구축하였다. 엔진 성능 모델과 프로펠러 성능 모델의 결합을 통하여 소형왕복엔진 항공기 성능해석을 위한 통합 추진 성능 모델을 구축하였다.

Key Words: Reciprocating Engine(왕복 엔진), Naturally Aspirated Engine(자연 흡기 엔진), Turbocharger Engine(터보 차저 엔진), Propeller(프로펠러), Propulsion Performance (추진 성능)

1. 서 론

항공기가항공기 추진기관은 일반적으로 항공기의 중량과 속도에 의해서 선택할 수 있는 범위가 한정된다. Fig. 1에서 아음속 영역에서는 왕복엔진, 터보프롭엔진을 이용한 프로펠러 추진기

* 한국항공우주산업(주) 고정익비행성능팀

** 한국항공우주연구원 항공안전기술개발 사업단
연락처, E-mail: choiwon1@koreaero.com

관이 유리하고 고속영역에서는 가스터빈 기관이 유효함을 알 수 있다.

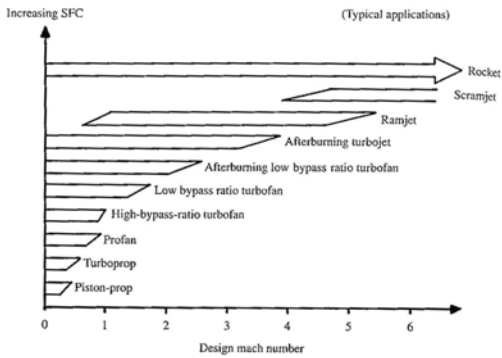


Fig. 1 Propulsion System Speed Limit

소형항공기 분야에서 6인승급 이하에서는 왕복 엔진이 널리 사용되고 있다. 왕복엔진은 높은 신뢰성과 안정성을 확보하고 있으며 유지정비가 용이하고 경제성이 높은 장점이 있다. 추력 대 중량비가 낮고 진동과 소음이 크며 프로펠러 추진속도의 한계 등으로 인해 고속주행이 어려운 단점이 있으나 왕복엔진은 효율이나 가격의 측면에서 우수하다는 장점을 지니고 있어 큰 출력을 필요로 하지 않는 소형항공기에 많이 사용되고 있다. 국내에서는 미국과의 상호항공안전협정을 위한 인증기 개발 및 LSA(Light Sport Aircraft), PAV(Personal Air Vehicle), UAV(Unmanned Aerial Vehicle) 등의 비행체에 대한 연구 개발에 왕복엔진이 주요하게 적용되고 있다. 미국과의 상호항공안전협정 체결을 목적으로 단발 왕복 프롭기를 개발하여 형식증명 취득을 위한 인증기에 사용되는 엔진은 315hp의 트윈 터보차저가 장착된 Continental Motors TSIOF-550K 엔진을 사용한다 [1].

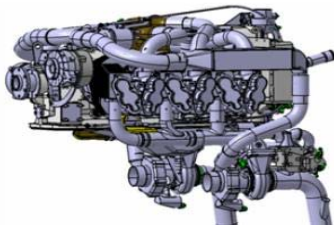


Fig. 2 TSIOF-550K Engine

LSA는 항공기 제작기술 발달에 따라서 초경량 항공기의 요건을 만족하면서도 비행성능은 경항공기에 버금가는 항공기들이 출현하여 이들을 통제할 필요로 인하여 미연방항공국(FAA)에서 LSA라는 분류의 항공기를 제안하였다. LSA는 초경량 항공기의 확장판으로 최대이륙중량 600kg으로 늘어났다. 국내에서는 국토해양부의 항공선진화 사업인 레저용 경항공기 국산화 개발 사업이 진행중이다[2]. 일반적으로 LSA급은 100hp 전후의 왕복엔진을 사용한다. Fig. 2는 Continental Motors O-200D 엔진을 나타낸다.

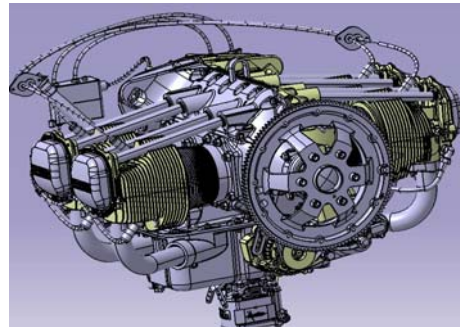


Fig. 3 O-200D Engine

PAV는 현재의 수송교통 체계가 포화상태로 가고 있기 때문에 그 대안으로 나타났으며 LSA와 유사한 급으로 대표적으로 Terrafugia의 Transition PAV가 있다. Terrafugia의 Transition은 최대이륙중량 650kg에 100hp의 ROTAX 912 계열 엔진을 사용한다[3]. Fig. 4는 ROTAX 912 계열 엔진의 형상을 나타낸다.

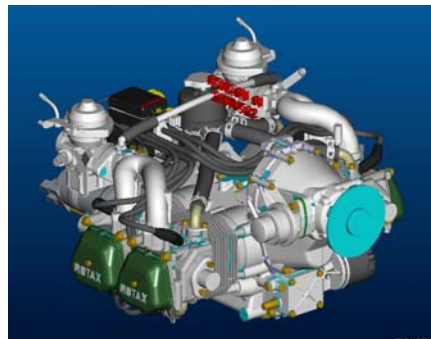


Fig. 4 ROTAX 912 Engine

무인기는 그 운용 영역과 목적에 따라 다양한 엔진을 사용하고 있으나 현재 무인기가 주로 사용되는 분야가 중, 소형의 저속 비행용도에 사용되고 있기 때문에 프로펠러 추진이 약 90% 이상의 비율을 차지하고 있다[4]. 대표적인 무인기 프로테터 RQ-1은 최대이륙중량 1000kg에 100~115hp의 ROTAX 912/914F 계열엔진을 사용한다.

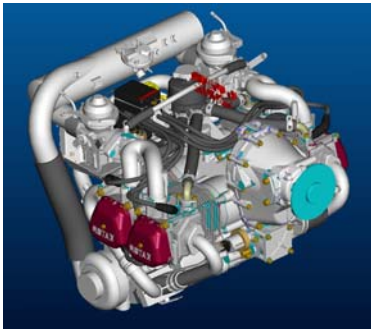


Fig. 5 ROTAX 914F Engine

본 연구에서는 자연 흡기 엔진으로 ROTAX 912A 80hp 왕복엔진과 터보 차저가 장착된 Centurion2.0 135hp 엔진의 성능 모델을 구축하였다. 엔진과 매칭되는 프로펠러에 대한 설계, 성능해석을 통하여 최적의 프로펠러 성능 선도를 구축하였으며 엔진과 프로펠러를 통합하여 통합 추진 성능 모델을 구축하였다.

2. 엔진 성능 모델

2.1. 자연 흡기 엔진

자연 흡기 엔진은 소형항공기 급에서 사용되고 있는 ROTAX 912 계열 엔진에 대하여 성능 모델을 구성하였다. ROTAX 912 계열은 80hp 급의 912 A/F/UL과 100hp급의 912 S/ULS의 종류가 있다. Table 1은 ROTAX 912A/F/UL 엔진의 주요 성능 지수를 나타낸다[5].

Table 1. ROTAX 912A 엔진 주요 성능 지수

Power Set	RPM	Power(Hp)
Take-off	5800	80
Max.Conti.	5500	78
75%	5000	58
65%	4800	50
55%	4300	43

2.1.1 자연 흡기 엔진 탈설계점 성능해석

자연 흡기 엔진의 탈설계점 성능은 참고문헌[6]의 방법론을 적용하였다[6]. 참고문헌[6]에서는 엔진의 성능을 고도에 따른 밀도의 변화에 의해 엔진에 들어오는 질유량의 변화를 고려하여 축마력과 비연료소모율을 예측하였다. Eq. 1~3은 탈설계점 해석을 위해 적용한 수식을 나타낸다. Equation 1은 고도에 따른 제동동력 보정계수를 나타낸다.

$$F_{BHP}(\sigma) = \frac{BHP_h}{BHP_0} = \sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55} \quad (1)$$

BHP는 제동동력을 나타내며 BHP0는 지상에서의 제동동력을 의미한다. σ 는 지상 밀도값 대비 해당 고도의 밀도값의 비를 나타낸다. Eq. 2는 고도에 따른 제동 연료 소비율 보정계수를 나타낸다.

$$F_{BSFC}(\sigma) = \frac{\sigma \times (1-C)}{\sigma^{n\sigma} - C} \quad (2)$$

$n\sigma$: 1.117, C: 0.065

해당고도에서의 제동연료소비율(BSFC_h)은 Eq. 3 통해 계산되었다.

$$BSFC_h = F_{BSFC}(\sigma) \times BSFC_0 \quad (3)$$

BSFC₀는 지상에서의 제동 연료 소비율을 의미한다. Fig. 6은 구성된 엔진 출력 성능 모델 값과 엔진 매뉴얼상의 엔진 출력 성능값을 비교한 결과이다. 구축된 엔진성능 모델이 적절함을 알 수 있다.

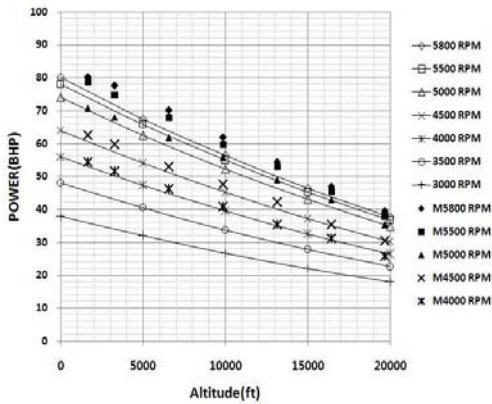


Fig. 6 Altitude vs. Power(912A) Validation

Figure 7은 RPM별 고도에 따른 제동 연료 소비율 값을 나타낸다. RPM, 고도가 증가 할수록 제동 연료 소비율이 증가하는 것을 알 수 있다.

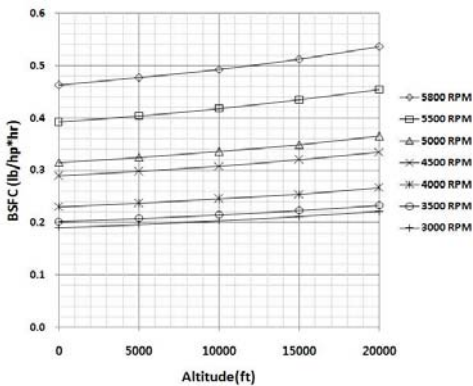


Fig. 7 Altitude vs. BSFC(912A/F/UL)

2.2 터보 차저 엔진

터보 차저 엔진 성능 모델은 Centurion2.0 터보 디젤 엔진에 대하여 성능 모델을 구성하였다[7]. 터보 차저는 압축기와 연결된 터빈을 구동하는데 배기 가스가 이용된다. 고도도에서는 엔진 흡입 계통에 들어오는 공기 밀도가 감소되기 때문에 비과급 엔진의 출력은 감소된다. 터보 차저는 고고도에서 엔진 최대 출력을 나오게 하기 위해 공기밀도 감소를 보상하거나 정상화 하게 된다. 또한, 주어진 RPM에서 엔진으로부터 얻을 수 있는 정격출력이 유지되는 가장 높은 고도인 임계고도(Critical Altitude)를 증가시켜 주는데 사

용된다. Table 2는 Centurion2.0 엔진의 주요 성능 지수를 나타낸다.

Table 2. Centurion2.0 엔진 주요 성능 지수

Power Set	RPM	Power(Hp)
Max & Take-off	3890	135
Best Economy	3380	97

2.2.1 터보 차저 엔진 탈설계점 성능해석

Centurion2.0 터보 디젤 엔진은 임계고도가 8,000ft이다. 터보 차저는 엔진 출력을 임계고도까지 유지 시키기 때문에 8,000ft까지 일정 동력과 비연료소모율을 유지하는 것을 알 수 있다. 임계고도를 지나 상승하게 되면 터보차저의 효과는 줄어 들지만 자연 흡기 엔진의 고도에 따른 추력 저하율보다는 높게 유지된다. 본 연구에서는 임계고도까지 터보 차저 효과를 반영하였으며 임계고도 이상에서는 Eq. 1~3의 자연 흡기 엔진의 추력 저하율에 Centurion2.0 터보 디젤 엔진의 터보차저 효과를 적용하여 탈설계점 성능해석을 수행하였다. Fig. 8, 9는 Centurion2.0 터보 디젤 엔진의 고도별 동력과 비연료소모율을 나타낸다.

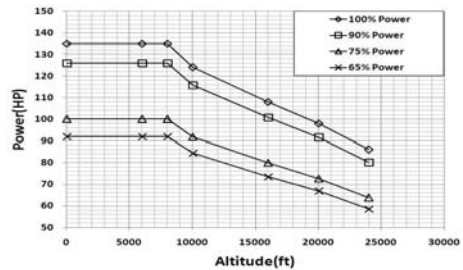


Fig. 8 Altitude vs. Power(Centurion 2.0)

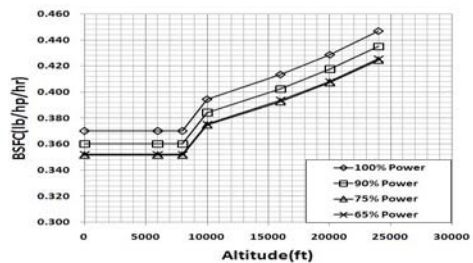


Fig. 9 Altitude vs. BSFC(Centurion 2.0)

3. 프로펠러 설계 및 성능 해석

3.1 프로펠러 설계

소형 프로펠러 항공기에 사용되는 프로펠러의 성능을 구하기 위하여 ROTAX 912A 엔진을 사용하는 LSA급 Allregro 2000 항공기 및 Centurion 2.0 터보 디젤 엔진을 사용하는 Cessna 172S 항공기의 순항운용고도 8000ft 조건으로 성능해석을 통하여 각각의 항공기에 적합한 프로펠러를 설계하였다. 프로펠러 형상 설계 및 성능해석을 위해 프로펠러에 적용되는 익형 해석은 아음속 정상유동의 익형 주위 비점성과 경계층을 포함하는 점성영역이 결합된 유동을 해석 할 수 있는 Xfoil을 이용하였으며 프로펠러 설계를 위해 와류-깃요소 이론(Vortex-Blade element theory)에 기초한 Adkins의 방법을 이용하였다. Adkins은 최소에너지손실을 갖는 프로펠러 설계기법 및 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하였다. 역설계기법(inverse methods)에 의해 초기에 변위속도비를 가정하여 설계시에 변위속도비가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계되었다[8]. 프로펠러의 각 단면 익형정보는 공개된 것이 없으므로 프로펠러에 사용되는 여러 익형 중 일반적인 Clark-Y 익형을 적용하였다. 프로펠러 허브 페어링은 지름 0.3m로 설정하였다.

3.2 반응표면 모델

해석의 시간적 비용을 줄이기 위해 실제의 반응 값을 근사하는 반응표면 모델을 적용하였다. 반응표면 모델은 Isight 4.0를 이용하여 구성하였다. 반응표면 모델은 수정결정계수를 통해서 그 신뢰도를 확인 할 수 있다. 수정결정계수는 0에서 1까지의 값을 가지며 0.9이상의 값을 가지면 반응표면 모델이 비교적 잘 결과를 예측한다고 볼 수 있다. Table 3은 각 반응표면 모델의 수정결정계수 값을 나타내며 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

Table 3. 수정결정계수

Parameters	912A	Centurion2.0
Advance Ratio	0.999	0.998
Thrust	0.999	0.926
Torque	0.998	0.999
Coeffi. of Thrust	0.999	0.999
Coeffi. of Power	0.996	0.998
Activity Factor	0.997	0.986
Efficiency	0.999	0.991

3.3. 설계점 최적화 해석

3.3.1 최적화 이론

본 연구에서는 Isight 4.0의 최적화 모듈인 ASA(Adaptive Simulated Annealing)를 이용하여 최적설계를 수행하였다. ASA는 D차원의 파라미터 공간을 가진 문제를 서로 다른 파라미터 범위에 대하여, 서로 다른 annealing-time에 독립적인 감도에 따라 스케줄링하여 수렴 속도를 높인 Simulated Annealing 방법이다. SA는 에너지가 증가할 경우에는 확률에 근거하여 새로운 함수 값을 찾는데 확률에서 중요한 요소로 작용하는 부분이 온도이다. 온도를 감소시키는 과정을 냉각스케줄(cooling schedule)이라고 하며 이 냉각스케줄을 어떻게 적용시키는가에 따라서 목적함수값과 수렴성에 영향을 미치게 된다. SA알고리즘으로 최적화를 수행할 시에는 효율적인 냉각스케줄의 적용과 적절한 penalty scheme의 적용이 필수조건이라 할 수 있다. Eq. 4는 ASA에서 지수함수를 적용하여 냉각스케줄을 구현한 수식이다[9].

$$T(k) = T_0 \exp(-ck^{1/D}) \quad (4)$$

k : Boltzmann's constant.

3.3.2 최적화 조건

Table 4은 항공기 요구도를 만족하는 프로펠러 성능 최적화 해석을 위한 주요 변수를 나타낸다.

Table 4. Design Variables

Parameters	Min	Max
Consumed Power(kW)	43	73
Propeller RPM	1800	2800
Number of blades	2	5
Diameter(m)	1.4	2.0

Table 5는 목적함수와 구속조건을 나타낸다.

Table 5. Constraints and Objective Function

Constraints	Min	Max
Activity Factor	70	110
Objective Function		
Efficiency	Maximize	

Activity Factor는 일정 운항 조건하에 프로펠러에 의해 흡수되는 동력을 정의한다. Activity Factor 값이 커질수록 프로펠러 길로 전달되는 토크의 양이 증가하여 더 큰 동력이 요구되므로 Activity Factor 적용 범위를 구속조건으로 설정하였으며 프로펠러 효율이 최대가 되도록 목적함수를 설정하였다.

3.2 프로펠러 최적 성능해석

Centrion2.0 터보 차저 엔진에 적합한 프로펠러 최적 성능해석 결과 프로펠러 블레이드 개수, 지름과 회전수가 증가할수록 프로펠러 효율이 증가하는 것을 알 수 있다.

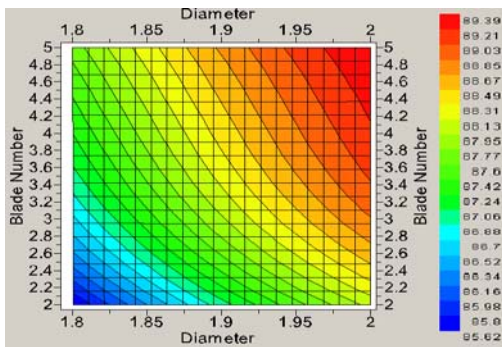


Fig. 11 Diameter, Blade# vs. Efficiency(Centrion 2.0)

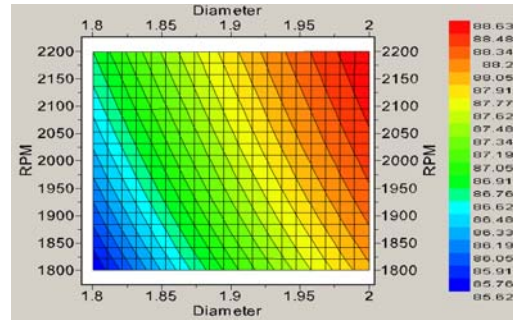


Fig. 12 Diameter, RPM vs. Efficiency(Centurion 2.0)

912A 엔진의 경우 프로펠러 지름이 증가할수록 효율은 높아지나 블레이드 개수가 3개를 초과하게 되면 효율이 낮아지는 것을 알 수 있다.

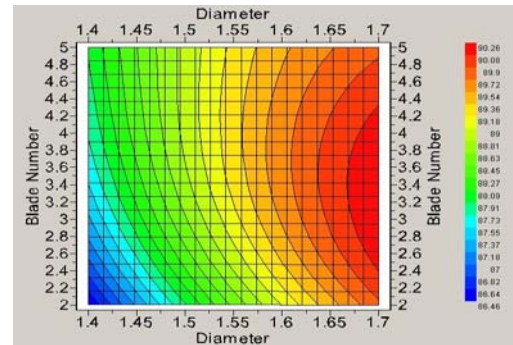


Fig. 13 Diameter, Blade# vs. Efficiency(912A)

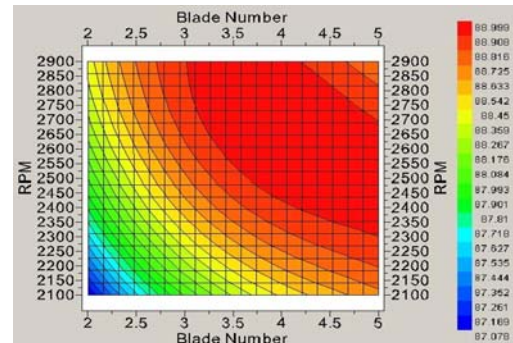


Fig. 14 Diameter, RPM vs Efficiency(912A)

프로펠러 지름과 회전수와 관계에서는 블레이드 개수가 3개 이상일 때 회전수 2300~2650 구간에서 최대 효율이 발생하는 것을 알 수 있다. Table 6은 최적화 결과를 나타낸다. 최적화 결과

주어진 엔진 동력을 Activity Factor가 최소화 되는 최대 효율을 갖도록 최적화가 된 것을 알 수 있다. 912A 엔진에 매칭되는 프로펠러는 최대 90% 효율을 Centurion 2.0 엔진에 매칭되는 프로펠러는 89%의 효율을 나타내는 것을 알 수 있다.

Table 6. 최적화 결과

Parameters	912A	Centurion2.0
Blade Number	3	3
Diameter	1.7	2.0
RPM	2120	1905
Efficiency(%)	90.08	89.05
Coeffi. of Power	0.070	0.073
Coeffi. of Thrust	0.064	0.070
Activity Factor	69.99	69.99

Figure 15~17은 최적 설계된 프로펠러 형상 정보를 나타낸다. 프로펠러 깃 단은 중심부보다 빠르게 회전하기 때문에 중심부의 피치각은 크고 깃 단으로 갈수록 피치각을 줄어 들게 하여 추력이 균형을 이루도록 구성되었음을 확인할 수 있다.

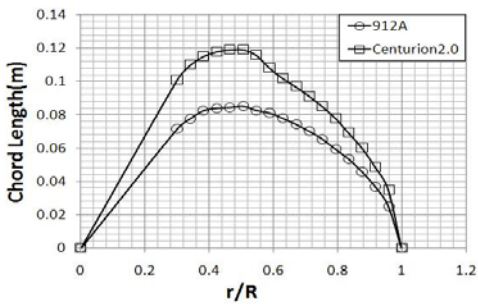


Fig. 15 Designed Propeller Chord Distribution

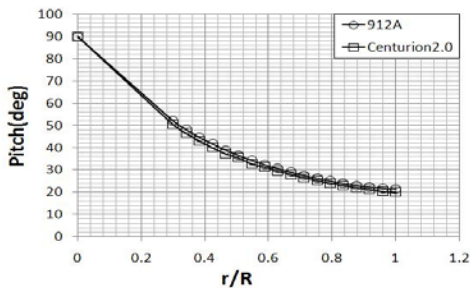


Fig. 16 Designed Propeller Pitch Distribution

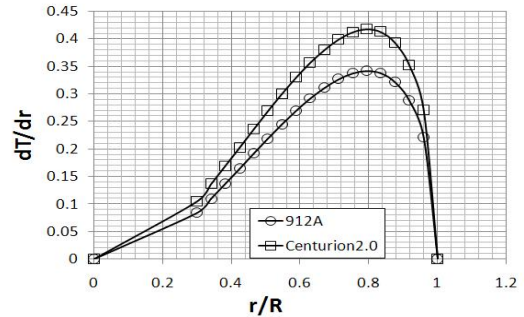


Fig. 17 Designed Propeller Thrust Distribution

4. 통합 추진 성능 모델

Figure. 18~19는 912A, Centurion2.0 엔진 성능과 설계된 프로펠러의 통합 추진성능을 나타낸다. 전진비가 증가할수록 추력이 감소하는 것을 알 수 있다.

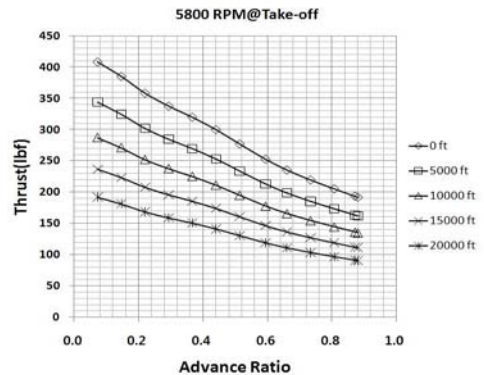


Fig. 18 Thrust vs. Advance Ratio(912A)

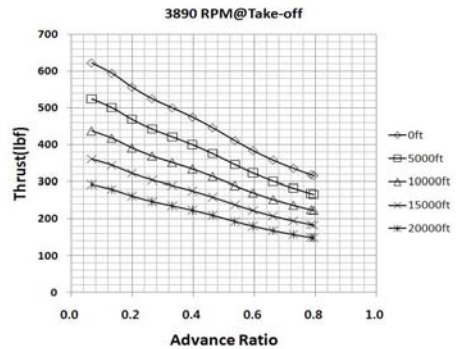


Fig. 19 Thrust vs. Advance Ratio(Centurion2.0)

5. 결 론

소형 프로펠러 항공기 분야에서 왕복엔진은 효율이나 가격의 측면에서 우수하다는 장점을 지니고 있어 큰 출력을 필요로 하지 않는 소형 프로펠러 항공기에 왕복엔진이 널리 사용되고 있다. 국내에서는 BASA 인증기 및 레저용 경항공기 국산화 개발에 왕복엔진을 적용하고 있으며 그 외 PAV, UAV급에도 왕복엔진을 적용하고 있다. 본 연구에서는 소형 프로펠러 항공기급에 사용되는 ROTAX 912A, Centurion2.0 엔진 특성을 분석하여 탈설계점 성능을 구했으며 제조사에서 제공하는 성능데이터와 유사한 결과를 확인하였다. LSA급 항공기의 운용고도를 설계점으로 하여 프로펠러 최적 설계, 성능해석 하였으며 912A 엔진에 매칭되는 프로펠러는 최대 90% 효율을 Centurion 2.0 엔진에 매칭되는 프로펠러는 89%의 효율을 나타내었다. 예측된 프로펠러 성능 선도를 엔진과 매칭하여 통합 추진 성능 모델을 구축하였다. 향후 탈설계점에서의 프로펠러 성능 해석을 위해 전산유체역학을 적용하면 정확한 성능을 예측할 수 있을 것으로 판단되며 본 연구 결과를 이용하여 소형 왕복엔진 항공기 개념설계에 적용할 예정이다.

후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업으로 수행된 연구임.

참 고 문 헌

1. K. H. Kim, J. Y. Yun, D. O. Go., "Definition of Initial Aircraft Design Requirement for BASA using the Market Analysis and Competition Analysis", Proceeding of the 2008 KSAS Fall Conference, 2008, pp. 490~493
2. H. C. Park, C. Park., "Introduction of Light Sport Aircraft Concept", Proceeding of the 2007 KSAS Spring Conference, 2007, pp. 764~769
3. Dongik Yun, Hwanil Huh., "Technical Survey on Propulsion Systems for Personal Air Vehicles", Journal of the Korea Society of Propulsion Engineers, Vol. 13, No. 6, 2009, pp.56~63.
4. Donghun Lee, Kisuk Paeng, Yuil Kim, Boomin Park, Seongman Choi, Hwanil Huh., "Technical Survey on the Classification and Characteristics of UAV's Power Plant", Journal of the Korea Society of Propulsion Engineers, Vol. 14, No. 3, 2010, pp.79~86
5. ROTAX, "Operators Manual 912 Series", 2010
6. John Frederick Gundlach., "Multi-Disciplinary Design Optimization of Subsonic Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles Projected Through 2025", Faculty of the Virginia Polytechnic Institute., 2004
7. Thielert Aircraft Engines, " Engine Description : Centurion 2.0", 2007
8. W. Choi, J. H. Kim, "Aerodynamic Design and Analysis on Advanced Propeller Blade for Turboprop Aircraft", Proceeding of the 2011 KSAS Fall Conference, 2011
9. W. Choi, K. H. Kim, Y. S. Hwang, C. H. Kim., "The Conceptual Design of Rotorcraft Using Multidisciplinary Design Optimization", Proceeding of the 2008 KSAS Spring Conference, 2008