

차세대급 전투기용 첨단 항공엔진의 제한조건별 최대성능범위 및 아키텍처 연구

최재호*† · 고강명** · 심현태**

A Study on Maximum Performance Range and Architecture of an Advanced Aero Engine within constraints for Next-generation Fighter

Jaeho Choi*†, Kangmyung Ko**, Hyuntae Shim**

Key Words : Advanced aero engine(첨단 항공엔진), Conceptual design(개념설계), Cycle design(사이클 설계), Engine architecture(엔진 아키텍처), Thrust(추력), Specific fuel consumption(SFC, 비연료소모율), Radar cross section(RCS, 레이더 단면적), Infrared(IR, 적외선), Radar absorbing material(RAM, 레이더 흡수 코팅)

ABSTRACT

Next-generation fighters are expected to be increased in weight due to enhanced stealth capabilities and greater power generations. Higher engine thrust will be required accordingly. This study is a part of the conceptual design of an advanced aero engine for a next-generation fighter. The objective of this paper is to analyze the maximum performance range of the engine by optimizing thrust and specific fuel consumption within constraints such as fan diameter and to design an architecture of the engine. Cycle design and optimization are performed and a suitable engine architecture is designed to realize the targeted performance. Engine architecture design refers to the process of defining and designing key elements that must be determined early in the engine design phase to ensure the required performance and structural robustness. It involves forming the main framework of the engine based on the arrangement of bearings and frames for rotor support, and determining factors such as the application of fan variable inlet guide vanes and the rotation direction of the engine rotor, ultimately shaping the overall engine configuration. Through this study, the maximum performance range under given constraints was identified, and an engine architecture was designed.

1. 서론

KF-21 전투기 체계개발이 본격적인 완성 단계로 진입한 가운데, 국내외에서 5~6세대 전투기와 그에 소요되는 엔진에 대한 논의와 개발이 다양하게 진행되고 있다⁽¹⁾. 미래 전장에서는 유무인 복합체계의 활용이 증가되는 추세⁽²⁾이며, 이에 대응하기 위한 엔진의 선행개발 필요성도 대두되고 있다.

해외에서 유인 전투기 개발에 맞춰 전투기의 임무에 맞게 다양한 추력대의 엔진이 개발되어 왔다. 1990~2020년에 개발된 Dry 추력 10,000~20,000lbf급 주요 엔진으로는, 미국의 F414, 유럽의 EJ200, 프랑스의 M88, 중국의 WS-13과

WS-15, 러시아의 AL-41F가 있다. 이러한 엔진은 4.5세대급으로 분류된다. 전투기 엔진은 바이패스비가 작은 저바이패스 터보팬 엔진으로 개발되었고, 직경대 유량비가 크게 하고 터빈입구온도를 높게 하여 추력대 중량비를 높이는 방향으로 개발되어 왔다. 고온에 적합한 소재뿐만 아니라 엔진 경량화를 위해 저온 소재도 최적의 소재를 개발하여 사용하고 있다. 해외에서 개발 완료하여 전투기에 탑재된 5세대급 엔진은 F119와 F135가 있으며, Dry 추력이 각각 26,000lbf와 28,000lbf, Wet 추력이 각각 35,000lbf와 43,000lbf이며 추력대 중량비(Wet 추력 기준)는 각각 9와 11.5이다.

미국에서는 항공엔진의 기술적 격차를 유지하고자 하는

* 한화에어로스페이스 첨단엔진사업단(Hanwha Aerospace, Advanced Aero Engine Business Unit)

** 한화에어로스페이스 항공엔진사업부 CTO 한국연구소(Hanwha Aerospace, CTO KR R&D Institute)

† 교신저자, E-mail : jaeho1.choi@hanwha.com

정책적 목표 하에서 다양한 개발 프로그램을 운용해 오고 있다. IHPTET(Integrated High Performance Turbine Engine Technology)는 미국 국방성이 주도한 항공엔진 핵심기술 개발 프로그램으로 1987년부터 2005년까지 진행되었으며, 대형 터보팬·제트 엔진 기술 개발 과제, 중소형 터보샤프트·터보프롭 기술개발 과제 및 소모성 엔진 기술개발 과제로 구성되었다³⁾. 이런 프로그램으로 F-22의 수퍼크루즈 기능과 F-35의 단거리 이륙 수직착륙(STOVL, Short Take Off Vertical Landing) 기술이 개발되어 양산까지 이어졌다. 팬과 압축기의 효율 및 서어지 마진 증가 기술, 연소기 효율 및 온도 균일성 향상 기술을 비롯하여 다양한 기술과 소재가 개발되어 엔진에 적용되었기 때문이다.

6세대급 전투기 프로그램으로 미국의 NGAD(Next Generation Air Dominance), 영국, 이탈리아, 일본의 GCAP(Global Combat Air Program), 프랑스, 독일의 FCAS(Future Combat Air System) 등이 있으며, 각각 이에 적합한 엔진도 선행개발하고 있다.

한편, 국내 전투기 사업은, 1990년대 이전에 F-4 팬텀, F-5 제공호 사업이 있었고, 그 후 KF-16과 F-15K 사업이 수행되었다. 수차례의 전투기 해외도입 사업 후 KF-21 전투기를 국내 독자개발 방식으로 개발하는 것으로 결정되었으며 현재 비행시험 중에 있다. 하지만 전투기 엔진은 아직 국내 독자개발의 기회가 주어지지 않았다. 현재까지 국내 모든 전투기 사업에서 그에 적용되는 엔진들은 면허생산 방식 하에서 부품국산화를 추진하는 방향으로 사업이 전개되어 왔다. 전투기 엔진의 국내 개발 기회는 아직 없었지만, 면허생산 및 국산화 과정에서 부품 제작뿐만 아니라 모듈 및 엔진 조립, 양산 라인 구축, 엔진 시험, 전투기 장착, 비행 고장탐구와 후속군수지원 체계 등 전투기 엔진 라이프 사이클에 대한 전체 과정을 경험하였다. 전투기 엔진의 전문인력 육성과 전투기 사업체계를 구축하고, 항공 국방력을 높이는 등의 성과를 얻었다.

국내에서 전투기 엔진 사업과는 달리 유도무기용 가스터빈 엔진 분야는 국내 독자개발 방식으로 사업이 추진되어 왔다. 사이클 설계, 레이아웃, 팬 등 구성품 개발, 완제엔진 개발 및 지상·고도 시험 등을 국내 독자적으로 수행하였고, 성공적인 개발 후 양산 체계를 갖추었다. 더 큰 추력을 갖는 무인항공기용 터보팬 엔진도 개발 중에 있다⁴⁾.

4.5세대급 전투기 KF-21 비행 시험이 성공적으로 수행되고 있는 현 시점에 국내에서 차세대급 유무인 전투기 개발 필요성이 논의되고 있다. 미국의 사례에서 살펴봤듯이 엔진은 전투기 개발에 앞서 연구 개발되어야 할 필요가 있다. 유도무기용 가스터빈 엔진 및 무인기 엔진의 독자개발 역량과 전투기 엔진 사업 체계 등을 기반으로 전투기 엔진에 소요되는 핵심기술, 고온 및 경량 소재, 대형 시험 인프라 등을 보강하고, 전투기 엔진을 위한 인증 프로세스를 구축하고, 산

학연의 역량을 집결한다면 한국형 전투기 엔진의 개발 성공 가능성을 높일 수 있는 것으로 검토되고 있다.

차세대 항공무기체계에 적용하기 위한 첨단 항공엔진의 개념연구 및 개념설계 과제가 수행되었다. 그 과제의 일부로서 본 논문에서는 차세대급 전투기 엔진에 요구되는 사항들을 검토하고 팬 직경 등 제한조건별로 엔진이 낼 수 있는 최대성능범위(추력대 비연료소모율)를 분석하고, 이를 구현할 수 있는 엔진 아키텍처를 설계하고자 한다.

2. 차세대 전투기 개념 및 엔진 설계방향 검토

2.1 차세대 전투기 개념

2.1.1 차세대 전투기 주요 개념

현재 국내 개발 전투기가 4.5세대인 점을 감안하여 차세대 전투기를 5세대 이상으로 가정하였다. 항공전장 변화 동향을 보면 5세대급 이상의 전투기들은 유무인복합으로 운용될 것으로 예상된다. KF-21의 향후 개발·생산 Block도 차세대급으로 가정하고, 본 연구에서도 차세대 전투기 장착을 전제로 현 4.5세대 전투기 적용 엔진보다 향상된 성능을 가지는 것을 목표로 하였다.

차세대급 유인전투기는 스텔스 성능을 보유한 무인기 통제기로서의 역할을 해야 하므로 기체 내부 무장창 적용, 레이더 흡수제 도포 및 유무인통제장비 탑재에 따른 중량 증가가 예상된다. 또한 성능이 향상된 차세대 레이더 및 항전 시스템, 통합 센서 및 고출력 레이저 무기 탑재 등을 고려할 경우 추가적인 전력 발전 능력이 필요하다. 아울러 항공기 임무에 있어 그 비중이 커지고 있는 항속거리 및 고속 순항 성능 증가 요구에도 대응할 수 있어야 한다. 5세대 전투기에 요구되는 주요 기술 특징들을 Table 1에 나타내었다.

2.1.2 차세대 전투기용 엔진 요구사항

차세대 전투기용 엔진에 요구되는 주요 기술적 특징을 분석해보면, 추력 증가 요인이 많다. 체계 스텔스 성능 확보를 위한 도료 무게 증가, 내부 무장창으로 인한 무게 증가, 항전 장비 탑재 및 발전 요구량 증가 등으로 인해 엔진의 추력이 증가되어야 하기 때문이다. 스텔스 성능은 전투기 기체의 도료나 형상 뿐만 아니라 엔진에 의해서도 영향을 받는다. 엔

Table 1 Technical Characteristics of 5th Generation Fighter

Items	Details
Stealth performance	Stealthy airframe : RAS, RAM
	IR signature reduction
Advanced Avionics	Low Probability of Intercept Radar (LPIR)
	Networking for situational awareness and C3 Capability

진 입구와 출구에서의 레이더 단면적(RCS, Radar Cross Section) 및 출구 배기가스에 의한 적외선(IR, Infrared) 신호는 엔진 자체에서 개선해야한다.

또한 장시간 작전이 가능하도록 엔진의 연료소모량 또한 개선되어야 하며, 이를 위해 최적화된 엔진 사이클 설계와 CMC(Ceramic Matrix Composites) 등 신규소재의 확대 적용 등이 필요하다.

차세대 전투기는 유·무인복합으로 운용될 수 있고, 더 높은 기동성이 요구될 수 있다. 추가적으로 고출력 전력 생산 시스템이 필요하고, 통합 전력/열관리 시스템도 고려될 수 있다.

앞서 언급된 KF-21의 후속 Block을 차세대 전투기급으로 가정하고 현재와 동일한 크기의 엔진이 장착되어야 한다면, 상기와 같은 목적으로 제한된 직경 내에서 더 큰 추력을 낼 수 있도록 엔진이 개발되어야 한다.

2.2 차세대급 전투기 엔진 설계방향

본 연구에서 수행하고자 하는 첨단 항공엔진의 제한조건별 최대성능범위를 분석하기에 앞서, 앞절에서 검토한 차세대급 전투기의 요구사항과 엔진의 요구도를 가정하였다. 비교의 기준이 되는 체계와 엔진은, KF-21과 이에 장착된 F414 엔진으로 하였다⁽⁵⁾.

기존 항공기 체계 장착 호환성을 기본 요구사항으로 하며, 엔진 입구직경과 길이를 제한사항으로 설정하였다. 스텔스 성능을 보유한 무인기 통제기로서 레이더 흡수재(RAM) 및

Table 2 Engine performance requirements definition for this study

Performance Requirement	Target	Related Aircraft Performance
Thrust	Determined to aircraft performance	Aircraft MTOW 5% ↑ Thrust loading 10% ↑
SFC	10% ↓	Range 10% ↑

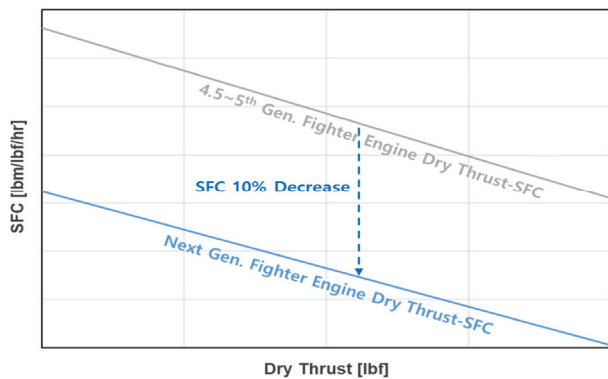


Fig. 1 Thrust-SFC trend of 4.5th and 5th generation fighter engines^(6,7)

유무인통제장비 등의 탑재에 따른 항공기 중량 증가 5%를 가정하였고, 기동성 증가를 위해 적정 추력에서 추력하중(Thrust Loading) 증가가 필요할 것으로 판단하여 본 연구에서는 이를 요구 추력으로 선정하였다.

또한 최근 효율 중심의 엔진개발 추세에 맞춰 다양한 작전 임무환경에 따른 작전반경 증가 요구를 충족할 수 있도록 비연료소모율은 기존과 동등 수준에서 10% 이상 감소까지 범위를 설정하였다. 본 연구에서 가정한 목표를 Table 2에 나타내었다.

3. 엔진 최대성능범위 분석

3.1 4.5세대 및 5세대 엔진의 성능 트렌드

동일 기술 수준에서는 엔진의 추력과 비연료소모량 추세는 서로 상반된다. 하지만 엔진 시스템 최적화와 구성품 설계 기술 등이 향상되면 그 두 성능인자를 동시에 향상시킬 수 있는데, 예를 들어 일정한 직경 하에서 추력을 높이면서도 비연료소모율을 낮출 수 있다. Fig. 1은 4.5~5세대 전투기에 장착되는 터보팬 엔진의 추력대 연료소모율 경향을 보여준다. 추력이 큰 엔진일수록 연료소모율이 낮은 경향을 보이고 있다. 이는 엔진의 기술적 차이뿐만 아니라 추력 증가에 따라 엔진의 최대 직경도 증가되었기 때문이다. 하지만 엔진의 최대 직경을 고정하고 동일 기술을 적용하여 추력을 증가시킨다면 추력 증가에 따라 비연료소모율도 증가될 것이다.

본 연구에서는 여러 조건별로 가능한 추력-연료소모율 범위를 검토하고자 하였다. 첫째, 현 기준 엔진의 직경을 유지한 상태에서 4.5~5세대 대비 10% 이상 향상된 추력-연료소모율을 검토하고, 둘째, 일정 수준의 직경 증가를 허용할 때 가능한 최대추력을 검토한다.

3.2 최대성능범위 분석 및 성능평가 방법

3.2.1 분석 방법

전투기에 적용될 저바이패스비 터보팬 엔진의 사이클 모델을 구성하고 추력-비연료소모율 요구도 및 엔진 구성품 성능에 따른 최적 설계점을 도출하였다. 최적화 과정을 거친 각 조건별 설계점 성능을 바탕으로 주어진 제한조건에 대한 엔진의 최대성능범위를 도출할 수 있다. 엔진의 사이클 모델은 전투기 적용을 전제로 엔진 형상(Configuration)을 정의하여 구성하였다. Fig. 2는 엔진 사이클 개념도 및 주요 섹션번호를 보여주며, 적용한 주요 특징들은 다음과 같다.

- 복축 터보팬 엔진 모델링
- 엔진 사이즈 및 중량, 항공기 장착성을 고려

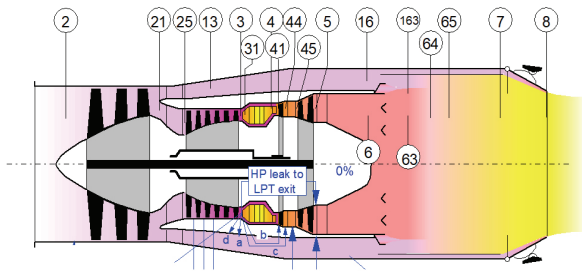


Fig. 2 Cycle design concepts⁽⁸⁾

- 팬 : 축류 3단, 입구가변베인 적용
- 고압압축기 : 축류 6단, 입구가변베인 적용
- 연소기 : Through Flow, 환형(Annular) 방식
- 고압터빈 : 1단 축류 냉각터빈
- 저압터빈 : 1단 축류 냉각터빈
- 바이패스 덕트 및 가변 수축-확산 노즐 적용
- 후기 연소기 적용

3.2.2 설계점 성능 최적화

사이클 모델을 사용하여 엔진의 주요 설계변수를 정의하고 이를 조정하여 최적화된 엔진 성능을 가진 설계점 성능을 각 조건에 대해 도출하였다. 전투기에 있어 최대 유상하중 조건 추력이 필요한 지상 이륙조건(Sea level static, SLS & International standard atmosphere, ISA)을 상정하여 이에 가장 부합하는 Dry MAX (최대 Military Power) 조건을 설계점 조건으로 선정하고, Fig. 3과 같은 최적화 과정을 거쳐 설계점 설계인자 및 엔진 성능을 정의하였다.

엔진의 추력 및 비연료소모량 최적화를 위한 설계변수를

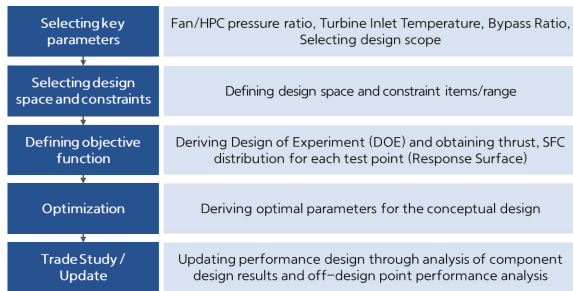


Fig. 3 Engine cycle design optimization process

Table 3 Design variables for cycle design optimization

Design Parameters	Remarks
Fan Pressure Ratio	Max. pressure ratio limit for 3 stage fan
HPC Pressure Ratio	Max. pressure ratio limit for 6 stage HPC
Bypass Ratio (BPR)	Min. bypass ratio limit for afterburning Max. BPR limit for 1 stage Low Pressure Turbine (LPT)
Turbine Inlet Temperature (TIT)	TIT range for 5 th gen. fighter engines

Table 3과 같이 정의하였다. 엔진 성능에 영향을 주는 주요 성능인자 변수를 선정하고, 구성품 기술 수준 및 기존 엔진을 참고하여 설계범위를 선정하였다.

3.2.3 구성품 성능

사이클 모델에 적용할 엔진 구성품 기술 수준은 항공용 가스터빈엔진에 대한 기술발전 추이 자료⁽⁹⁾를 활용하였다. 기술 수준이 정의된 시기와 전투기 세대 분류에 따른 장착 엔진 개발 기간을 비교하여 이전 세대(2005~2025)와 미래 세대(2025~2045)에 대한 구성품 성능을 사이클 모델에 반영하여 엔진 성능을 분석하였다.

3.2.4 제한조건

엔진 설계 및 성능에 있어 제한되는 제한조건을 정의하여 최적화 과정을 수행하였다. 설계에 있어 제한되는 사항으로 엔진 코어 유동(Hot Stream) 압력에 대한 바이패스 유동(Cold Stream) 압력비를 정의하고 최적화 설계를 수행하였다. 이 제한조건은 고압·저압터빈의 팽창비와 하중조건 및 적절한 코어·바이패스 유동 혼합을 고려한 압력 밸런스에 대한 설계 가이드이며, 실제 운용조건 및 성능목표에 따라 최적화된 설계값을 선정한다. 통상적으로 엔진의 최대추력(Dry MAX) 보다 낮은 부분부하(Part Power) 운전 영역에서 해당 압력비가 더 높은 경향을 가지고 있어 이를 고려하여 설계 제한조건 범위를 결정하였다.

엔진 크기에 대해서는 엔진 입구면적 요구도를 제한조건으로 설정하여 흡입공기 유량에 따른 엔진 추력을 확인할 수 있도록 하였다. 엔진 성능 제한조건으로는 앞서 설명한 4.5~5세대 전투기 추력-비연료소모량(SFC) 특성 및 그 특성 선도에서 10% 이상을 저감시킨 요구도를 제한조건으로 각각 설정하여 최적화를 수행하였다.

3.2.5 설계점 성능 평가

엔진 추력 또는 비연료소모량(SFC)을 설계 중점에 따라 목적함수로 선정하고, 실험계획법-반응표면 분석⁽¹⁰⁾을 통해 최적화 설계를 수행한다. 다중 설계변수 변동에 따른 시험점을 구성하고 그에 따른 성능해석을 수행하여 반응표면을 도출하여 요구조건(추력 최대화 또는 비연료소모량 최소화)을 충족하는 설계점 성능인자를 도출하였다. Fig. 4는 추력 및 비연료소모량에 대한 반응표면이며, 여기에서 요구조건에 부합하는 설계점을 찾아 설계점 성능인자 값들을 확인할 수 있다.

추력 향상, 비연료소모량 개선, 엔진 사이즈 감소 등 엔진 요구도 변동에 따라 최적 설계점이 변경되며, 그 경향성은 Fig. 5와 같다. 추력 향상을 위해서는 높은 팬 압력비, 터빈 입구온도와 낮은 바이패스비가 필요한 반면, 비연료소모량 저감을 위해서는 낮은 터빈입구온도와 높은 바이패스비가 필요한 것을 확인할 수 있다.

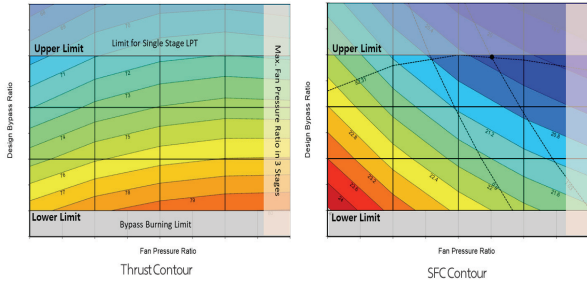


Fig. 4 Response Surface Analysis for Design Variables

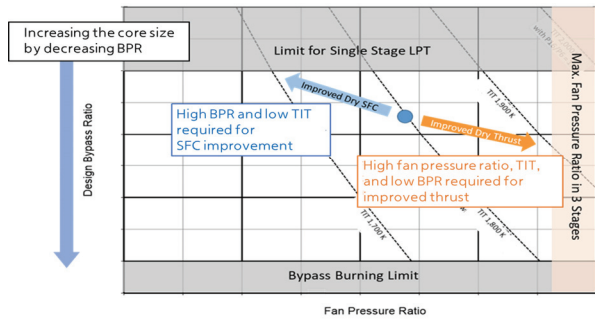


Fig. 5 Engine performance change by design parameter variations

3.3 신속설계 프로세스

항공기 체계의 성능 요구도는 미래 전장 환경 및 소요군이 요구하는 조건에 따라 결정되며 엔진 설계개념도 이에 따라 기존과 상이하게 변경될 수 있다. 이러한 설계개념 변화에 대응하기 위해 다양한 형태의 개념설계안을 검토하고 적절한 개념설계안을 선택해야 한다. 다양한 성능 목표 및 요구 조건에 따라 성능 최적화 프로세스를 거친 개념설계안을 검토하여 추후 기본설계 단계에서 엔진성능 목표 수정 시, 이미 구축된 데이터베이스와 보간법, 스케일링 등을 활용하여 신속한 설계 대응이 가능할 것이다. 본 연구에서는 Table 4와 같이 엔진 사이즈, 구성품 기술 수준, 추력과 비연료소모량 목표에 따라 성능 최적화 프로세스를 거친 9가지 개념설계안을 검토하여 최대성능범위를 확인하였다.

4. 엔진 아키텍처 설계

4.1 설계방향 및 제한조건

엔진 아키텍처 설계는 엔진의 주요 구조물 및 로터 지지 방식, 로터 회전 방향 등 엔진의 전반적인 형태 및 특징을 결정하는 설계이다. 본 연구에서는 차세대 전투기에서 요구하는 엔진의 성능 및 기능을 구현할 수 있도록 여러 방법의 기술적 검토를 하였다. Fig. 6은 전투기 체계 성능 요구도와 관련된 엔진 아키텍처 설계 항목들을 나타낸다.

Table 4 Engine concept design cases

	Engine Concept Design								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Engine Inlet Diameter	Same as Legacy Engine						10.3 % Increase	21.8 % Increase	17.9 % Increase
Level of Components Technology	1985 - 2005	1985 - 2005	2005 - 2025	2005 - 2025	2025 - 2045	2025 - 2045	2005 - 2025	2005 - 2025	2025 - 2045
Fn-SFC	Next Gen.	4.5-5 th	Next Gen.	4.5-5 th	Next Gen.	4.5-5 th	Next Gen.	Next Gen.	Next Gen.

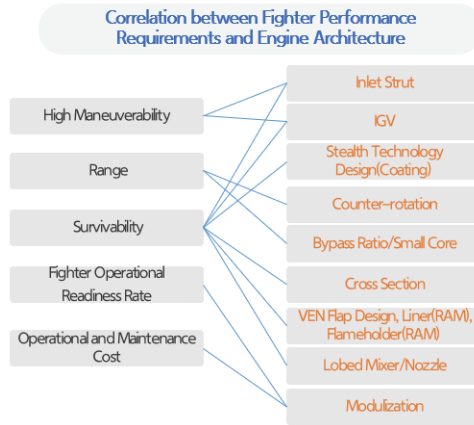


Fig. 6 Engine architecture items related to airframe requirements

본 연구에서의 엔진은 5세대급 전투기에 장착을 목표로 유사급 엔진 대비 기동성 및 항속 거리 증가, 스텔스 성능 확보가 요구될 것으로 예상되며, 이를 충족하면서 경쟁력 있는 엔진이 될 수 있도록 관련 주요 결정 사항들을 검토하여 엔진 아키텍처 설계를 수행하였다. 아키텍처 설계를 위해 KF-21용 엔진과 유사한 직경 및 길이 등을 제한조건으로 설정하였다.

4.2 설계 고려사항 및 방법

4.2.1 전투기 요구 성능 기반 설계 고려사항

5세대급 전투기로부터의 요구될 것으로 예상되는 성능 기반 엔진 아키텍처 관련 고려사항은 다음과 같다.

4.2.1.1 고기동성

엔진은 전투기 임무 특성을 고려하여 고기동 및 극한의 운전 조건에서도 정상적으로 운용되면서, 성능을 발휘하고 요구되는 수명 시간까지 강건한 구조를 가질 수 있어야 한다. 구조 안정성 확보를 위한 베어링 및 주요 프레임 배치 방안 및 엔진 운전 전 영역에서 요구되는 공력 성능을 확보하기 위한 팬 입구 가변베인 적용 여부 등의 검토가 필요하다.

4.2.1.2 항속거리

항속거리 향상을 위해 비연료소모율 저감이 요구되며 이를 위한 방안으로 구성품의 효율, 바이패스비, 압력비, 터빈 입구온도 증가 등이 있다. 아키텍처와 연관된 사항은 주유로 구성품 직경 축소를 통한 바이패스비 증가 방안과 엔진의 로터 회전 방향 선정에 따른 구성품 효율 증가 방안이 있다.

4.2.1.3 생존력

5세대급 전투기의 생존력을 결정짓는 주요 항목은 스텔스 성능으로 기체뿐만 아니라 내부에 장착되는 엔진에도 스텔스 성능이 요구된다. RCS 및 IR 신호 최소화를 위해 엔진 전방과 후방에 RAM 코팅 및 RAS (Radar Absorbing Structure) 구조화, RCS 및 IR 저감 형상 설계 적용이 필요하며, 이를 엔진 아키텍처 설계 시 고려해야 한다.

4.2.1.4 전투기 가동률 및 유지보수비용

전투기 가동률은 유사 시 엔진의 신속한 장착 및 탈착, 모듈 간 조립, 분해, 정비 시간 및 소요 인원과 연계된 사항이다. 가동률을 높이고 정비성 향상을 통해 유지 보수 비용을 절감하여 경쟁력 있는 엔진을 개발하기 위해서 엔진 개발 초기 단계에서부터 엔진의 모듈 구성 및 범위 선정, 레이아웃 설계 시 모듈 간 인터페이스, 정비 편의성을 고려한 형상 설계가 필요하다.

4.2.2 엔진 아키텍처 설계 항목

본 연구에서의 설계 고려사항을 기반으로 하기 항목 등을 검토하여 아키텍처 설계를 하였다. 팬 베어링 지지 구조와 엔진 후방 베어링 지지 구조를 결정하는 것은 엔진의 전반적인 형태를 정의하는 중요사항이다. 팬 입구가변베인 적용 여부 및 로터 회전 방향은 엔진의 성능 및 구성품 설계와 연계된 사항으로 엔진 개발 초기 우선적으로 검토 및 결정되어야 한다.

4.2.2.1 팬 베어링 지지 구조

팬 베어링 지지구조 설계는 엔진에서 가장 큰 직경을 갖는 팬 로터의 지지를 결정하는 사항으로 일반적으로 팬 로터의

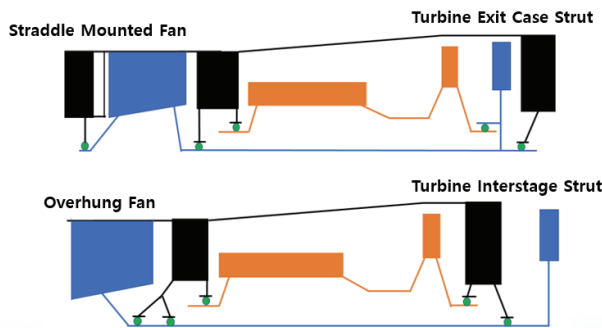


Fig. 7 Comparison of engine architectures

전·후방에 모두 베어링을 배치하는 양단 베어링 팬지지 구조(Straddle Mounted Fan이라고도 함, Fig. 7의 상단)와 후방 베어링으로만 지지하는 후단 베어링 팬 지지구조(Overhung Fan, Fig. 7의 하단)로 구분된다.

4.2.2.2 엔진 후방 베어링 지지 구조

엔진 후방 베어링 지지구조는 베어링을 지지해 주는 프레임의 위치가 고압 터빈과 저압 터빈 사이에 배치되는 터빈 인터스테이지 스트럿(Turbine Interstage Strut) 방식과 저압 터빈의 후방에 배치되는 터빈 출구 스트럿(Turbine Exit Strut) 방식이 있다.

4.2.2.3 팬 입구가변베인(VIGV) 적용 여부

팬 입구가변베인은 팬 로터 전방에 배치되며, 구동기를 통해 베인이 회전 운동을 하면서 입구 유동의 방향과 면적을 조절하는 기능을 한다. 팬 입구가변베인 적용에 따라 입구 유동의 최적화 및 서지마진 확보가 가능하나 구동기 및 관련 구성품 추가가 요구된다. 엔진의 운용안정성 및 저피탐 성능 강화를 위해 팬 입구가변베인을 적용하는 추세이다.

4.2.2.4 로터 회전 방향

본 연구에서의 엔진은 고압 축과 저압 축으로 로터가 구성되며, 회전 방향은 두 축이 동일한 방향으로 회전하는 동방향(Co-rotation) 회전과 서로 다른 방향으로 회전하는 역방향(Counter-rotation) 회전으로 구분될 수 있다. 회전 방향은 엔진 로터의 특성, 베어링 및 쉴 등의 구성품의 성능 및 수명에도 연관이 있어 엔진 설계 초기 단계에서 검토 및 선정이 필요하다.

5. 결과 및 검토

5.1 엔진 최대성능범위 분석 결과

5.1.1 동급 엔진 사이즈 내 최대 달성가능 추력

사이클 모델 및 최적화 프로세스를 통해 KF-21 장착 엔진과 동일한 입구면적을 갖고, 추력을 중점으로 한 4.5~5세대 엔진 추력-비연료소모량 특성을 가지도록 설계안을 적용한 결과, 기존 엔진 대비 28.6% 향상된 밀리터리 파워 추력을 가질 것으로 예상된다. Fig. 8은 추력을 목적함수로 두고 4.5~5세대 엔진 추력-비연료소모량 요구도에 부합하는 설계점을 도출한 것이다. 높은 추력을 위해 상대적으로 작은 바이패스비와 높은 터빈입구온도를 가지는 것과 함께 팬 압력비 한계에 의해 성능이 제한됨을 알 수 있다.

5.1.2 동급 엔진 사이즈 내 최고 연료효율성

위와는 상반되게 기존 대비 비연료소모량 10% 이상 저감

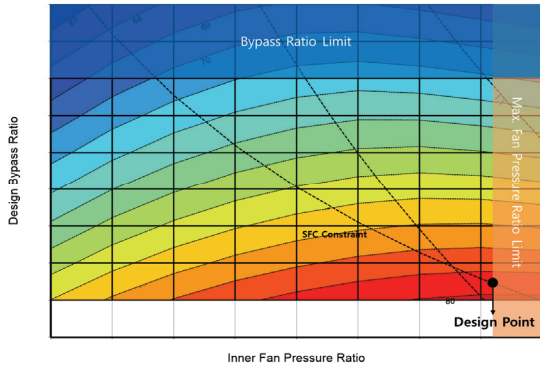


Fig. 8 Design point determination on response surface (Maximum thrust)

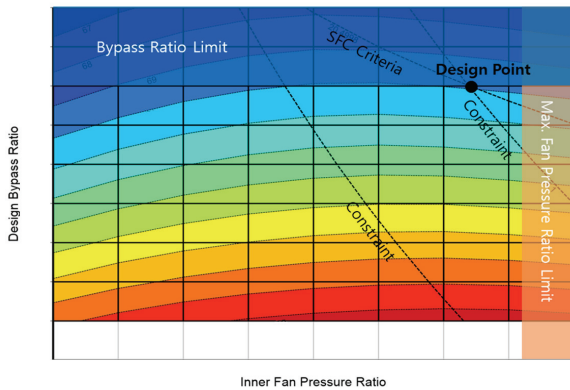


Fig. 9 Design point determination on response surface (Minimum SFC)

요구도에 부합하는 설계안을 적용하면 기준 엔진 대비 밀리터리 파워 기준 7.1% 향상된 추력과 11% 저감된 비연료소모율 성능을 가질 것으로 예상된다. Fig. 9는 추력을 목적함수로 두고 4.5~5세대 엔진 추력-비연료소모량 요구도에 부합하는 설계점을 도출한 것이다. 추력 중점 설계안 대비 상대적으로 낮은 터빈입구온도와 함께 최대 바이패스비 한계에 의해 엔진 성능이 제한됨을 알 수 있다.

5.1.3 엔진 사이즈 증가 시 최대 달성가능 추력

Table 4의 5~7 항목에 해당하는 엔진 사이즈 증가에 따른 엔진 성능범위를 도출하였으며 높은 구성품 기술 수준을 적용하고 비연료소모량 10% 이상 저감 요구도를 제한조건으로 정의했을 경우, 최대 57% 증가된 밀리터리 파워 추력을 갖는 것으로 확인되었다. 엔진 입구면적 및 공기유량이 증가함에 따라 추력은 선형적으로 증가하나 Fig. 10의 추력-비연료소모량 특성에 따라 요구되는 비연료소모량 요구도가 변동되기 때문에 그에 따른 설계점 최적화는 개별적으로 수행되었다.

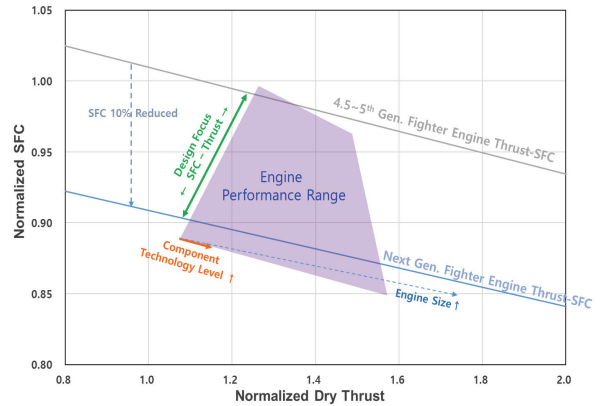


Fig. 10 Thrust vs. SFC range of advanced aero engine studied

5.1.4 엔진 추력대 비연료소모율 범위 분석 및 검토

Table 4의 각 개념설계안에 대해 분석한 결과를 토대로 구성품 성능 수준, 엔진 사이즈, 그리고 성능 요구도 변동에 따른 엔진 성능 범위를 확인하였고 Fig. 10과 같이 도시하였다. 엔진의 밀리터리 파워 추력은 기준 엔진 대비 7.1~57% 증가된 추력 영역, 비연료소모율의 경우는 2.4~11% 저감된 성능 범위를 가지는 것을 알 수 있고, 엔진은 해당 범위 내의 성능을 가지는 것으로 설계된다. 엔진의 가장 큰 성능인자인 추력과 비연료소모율 중 어느 것에 중점을 두느냐에 따라 큰 틀에서의 성능 범위가 결정되고 구성품 기술 수준이 증가함에 따라 성능 특성은 일정부분 우하향하게 된다. 또한 엔진 사이즈를 증가시키는 설계안의 경우는 요구도인 성능 특성 선도에 맞춰 최적화가 이루어지는 것을 확인할 수 있다.

5.2 엔진 아키텍처 설계 결과

4.2절에서 검토, 선정한 아키텍처 설계 항목들을 반영한 엔진 아키텍처 설계 결과를 Fig. 11에 도시하였고, Table 5에 각 사항들을 비교하고 선정된 항목을 나타내었다.

5.2.1 팬 베어링 지지 구조

본 엔진에서는 엔진 요구사항에 적합한 것으로 판단된 양단 베어링 팬 지지 구조 방식을 적용하였다. 양단 베어링 팬 지지 구조 방식은 팬 로터의 전방과 후방에 베어링을 배치하는 구조이기 때문에 엔진 운용 시 로터 안정성 측면에서 효과적이며, 추가되는 전방 프레임에 RAM 코팅을 적용하여 저피탐성을 향상시킬 수 있다. 반면, 후단 베어링 팬지지 구조 방식은 팬 로터를 후방의 베어링만으로 지지하는 구조로 전방 프레임과 셉프 구성물이 불필요하여 중량 및 비용 측면에서 유리하지만 고기동 운용이 요구되는 최신 전투기 엔진에는 적용되지 않는 추세이다.

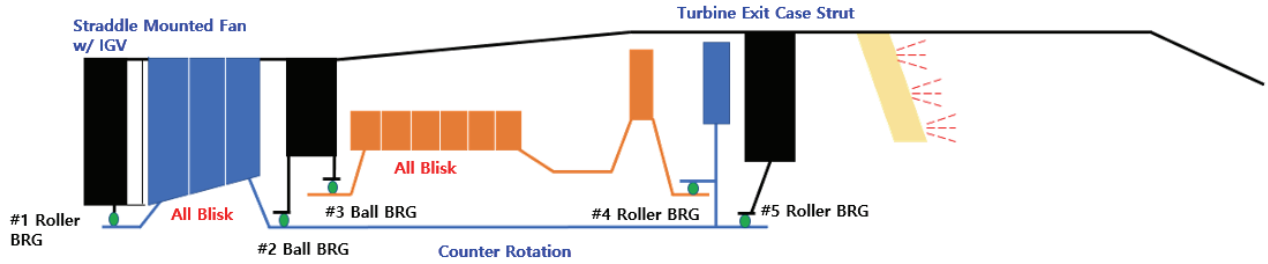


Fig. 11 Engine architecture

Table 5 Design results of key items related to advanced aero engine architecture

1. Fan bearing arrangement			
Considerations	Straddle Mounted type	Over-hung type	Selected type
Rotor stability	○○○	○	Straddle Mounted
Weight, Cost	○	○○	
Low observability	○○○	○	
2. Rear bearing arrangement			
Considerations	Turbine Exit Strut	Turbine Inter-stage Strut	Selected type
Frame design difficulty	○○	○	Turbine Exit Strut
Weight, Cost	○○	○	
Tip clearance change	○○	○○○	
Maintainability	○○	○○	
3. Fan Variable Inlet Guide Vane			
Considerations	w/ VIGV	w/o VIGV	Selected type
Aero performance, Flow stability	○○○	○	w/ VIGV
Weight, Cost	○	○○○	
FOD Capability	○○○	○○	
4. Rotor rotation			
Considerations	Co-rotation	Counter Rotation	Selected type
Turbine efficiency	○	○○	Counter Rotation
ISB life	○	○○	
Dynamics critical speed risk	○○	○	
Gyroscopic loads	○	○○	

5.2.2 엔진 후방 베어링 지지 구조

본 엔진에서는 터빈 출구 스트럿 방식을 엔진 후방 베어링 지지 구조로 결정하였다. 터빈 출구 스트럿(Turbine Exit Strut)은 프레임과 후방 셉프부가 저압터빈 후방에 배치되는 방식으로 구조 설계 난이도와 복잡도가 낮은 장점이 있다. 터빈 인터스테이지 스트럿 방식은 고압터빈과 저압터빈 사이에 터빈 프레임이 위치하여 후방 베어링들을 지지하는 방식이다.

터빈 출구 스트럿 방식과 달리 고압 축 롤러 베어링을 정지 부품이 지지함에 따라 동특성에서 요구하는 강성 설계 및 진동 저감 설계 측면에 유리한 반면, 고온 환경에 프레임의 스트럿이 노출되기 때문에 구조 설계 측면에서 난이도가 높다. 앞서 결정된 양단 베어링 팬 지지 구조 방식을 고려한 엔진 주 베어링들의 배치, 각 방식의 장·단점 및 최신 전투기 엔진들의 설계 경향 분석 등을 통해 터빈 출구 스트럿 방식이 설계 요구도를 충족시키기에 적합한 것으로 판단되었다.

5.2.3 팬 입구가변베인 적용 여부

본 엔진은 팬 입구가변베인을 적용하는 것으로 설계되었다. 팬의 입구가변베인은 부품 증가로 인한 중량 및 비용 증가가 수반되지만, 전투기 고기동 운용 시 엔진 유입 유동의 안정화 및 서지마진 확보를 고려하여 적용이 필요한 것으로 분석되었다. 팬 입구가변베인을 적용하지 않은 유럽의 전투기 엔진들의 후속 엔진들의 경우도 상기의 이유로 입구가변베인을 장착하여 개조 개발 중인 것으로 확인되었다.

5.2.4 엔진 회전 방향

본 엔진의 회전 방향은 역방향 회전으로 설계되었다. 역방향 회전 방식은 양 축이 서로 다른 방향으로 회전하기 때문에 유동각 등 익형 설계 시 유리한 점이 있으며, 자이로스코픽 힘 발생 시 상호 상쇄되는 효과도 있다. 앞서 기술된 엔진 후방 베어링 지지 구조를 통해 본 엔진에는 저압과 고압 축이 하나의 베어링으로 연결되는 인터샤프트 베어링이 적용되는데 역방향 회전 방식이 베어링의 발열량, 오일 유막생성, 수명 측면에서 동방향 회전 대비 우수한 것으로 분석되었다.

5.2.5 레이아웃 개념도

엔진 아키텍처 설계 결과를 기반으로 팬, 고압압축기, 연소기 및 고압·저압터빈 등 각 구성품의 설계 결과를 반영한 엔진 레이아웃 개념도(3D)는 Fig. 12와 같다. 팬 입구의 전방 프레임, 팬과 압축기 사이의 중간프레임, 저압터빈과 후기 연소기 사이의 후방 프레임, 그리고 프레임들 사이의 케이스들을 통해 엔진의 주요 지지 구조가 형성된다. 전방 프

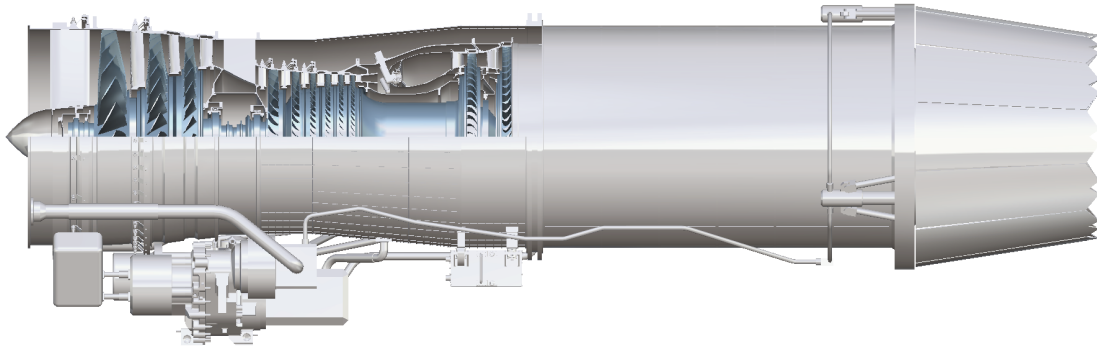


Fig. 12 Engine 3D configuration designed

레이에는 팬 입구가변베인이 장착되어 전투기 엔진의 기동성 및 공력 성능을 향상시키고, RAM 코팅을 적용하여 스텔스 성능을 확보할 수 있다.

후방 베어링은 저압터빈 후방에 배치된 후방 프레임을 통해 지지되며 고압 축의 롤러 베어링은 저압 축과 체결되는 인터샤프트 베어링이 적용된다. 후방 프레임의 고온용 RAM 코팅 및 곡선형 베인 방식 스트럿 적용 시 RCS 저감 및 고온부 노출을 최소화하여 저피탐성을 향상시킬 수 있다.

두 축의 회전 방향은 역방향 회전으로 결정하여 터빈 효율 증가에 따른 비연료소모율 저감 및 인터샤프트 베어링의 성능 향상 및 수명 증가에 기여한다.

6. 결 론

본 연구에서는 첨단 항공엔진의 개념설계의 일부로서 제한조건별 최대성능범위를 분석하고, 엔진 아키텍처를 설계하였다. 이를 통해 아래와 같은 결론을 얻었다.

- 1) 현 KF-21 전투기용 엔진 사이즈와 동일 수준부터 최대 21.8% 증가 제한조건 내에서 다음과 같은 추력과 비연료소모율 범위를 가짐
 - 엔진 추력 범위 (지상정지/표준대기)
기준 엔진 대비 7.1~57% 증가 영역
 - 비연료소모량 범위 (상기 밀리터리파워 추력 범위)
기준 엔진 대비 2.4~11% 저감 영역
- 2) 설정한 엔진 요구도와 제한조건을 만족할 수 있는 아키텍처를 설계하였으며, 이를 바탕으로 레이아웃 개념도(3D)를 설계함
- 3) 신속개념설계 프로세스를 구축하였으며, 추후 설계점 변경 시 신속한 사이클 재설계 및 레이아웃 재설계 가능

본 논문의 범위에 포함되지 않은 구성품 개념설계 및 엔진 레이아웃 해석 등은 이어서 별도의 논문으로 투고될 계획이다. 이와 같은 개념설계 과정에서 도출된 제한된 직경 내 엔진이 발생시킬 수 있는 최대성능범위는 향후 개발목표 설정

시 활용될 수 있을 것으로 사료된다. 엔진의 아키텍처는 고유의 설계철학이 반영되며 엔진 개발일정 후단으로 갈수록 변경하기 어렵고 성능, 일정, 비용에 미치는 영향이 크기 때문에 개념설계 단계에서 중요하게 다루어야 할 사항이다. 본 연구는 전투기 엔진의 국내연구개발을 위한 초석으로 의미가 있으며, 구축된 데이터베이스와 프로세스를 통해 향후 첨단 항공엔진의 요구도 확정 시 신속한 설계가 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 2023년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방과학연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(UE232113JD).

References

- (1) Sang-Min Lim, Jae-Chan Park, 2024, "A Study on the Precise Segmentation of Fighter Generation - Focusing on Establishment of 6th Generation Classification Criteria and Segmentation of 4.5th and 5.5th Generations," Journal of the Aviation Management Society of Korea, Vol. 22, No. 2, pp. 125-140.
- (2) Sang-Min Lim, 2021, "A Study on the Trend of Fighter UCAV MUM-T System Development and CONOPS," KSAS 2021 Fall Conference.
- (3) Philip R. Viars, 2012, "The Impact of IHPTET on the Engine/Aircraft System," Aircraft Design and Operations Meeting.
- (4) Dong Wha Kim, Ju Hyun Im, Gyong Won You, Yu Il Kim, 2022, "Development Trend of Turbofan Engines for Unmanned Aerial Vehicles," KSPE 2022-1255.
- (5) GE Aerospace, F414 turbofan engines, <https://www.ge-aerospace.com/sites/default/files/2022-01/F414-Datasheet.pdf>.
- (6) Obaid Younossi, Mark V. Arena, Richard M. Moore, Mark A. Lorell, 2003, Military Jet Engine Acquisition, Technology

- Basics and Cost-Estimating Methodology, Rand Publishing.
- (7) Prasobh Narayanan, 2023, Janes Aero-Engines 2023-2024, 42nd edition, Jane's Information Group.
- (8) Joachim Kurzke, 2024, GasTurb 14, Design and Off-Design Performance of Gas Turbines, GasTurb GmbH.
- (9) Jack D. Matingly, Williams H. Heiser, Keith M. Boyer, Brenda A. Haven and David T. Pratt, 2018, Aircraft Engine Design, Third Edition, AIAA.
- (10) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 1995, Response Surface Methodology: Process and product optimization using designed experiments, John Wiley & Sons, New York.