

혼합 액체 연료인 항공유의 점화지연시간 측정에 관한 연구

한희선* · 왕위엔강* · 김철진*** · 손채훈**

*세종대학교 기계공학과 · **호원대학교 국방과학기술학부

Measurement of Ignition Delay Time of Jet Aviation Fuel

Hee Sun Han*, YuanGang Wang*, Chul Jin Kim*** and Chae Hoon Sohn**

*Department of Mechanical Engineering, Sejong University, Korea

**Department of Defence Science and Technology, Howon University, Korea

(Received 30 August 2017, Received in revised form 8 September 2017, Accepted 8 September 2017)

ABSTRACT

Jet aviation fuel is one of liquid fuel which are used in aircraft engines. Korean domestic jet fuel, called Jet A-1, is tested for measurement of ignition delay time by using a shock tube manufactured recently. The temperature varies from 680 to 1250 K and the pressure and equivalence ratio of Jet A-1/air are fixed 20 atm and 1.0, respectively, for this experiment. The ignition delay time data of Jet A-1 are compared with those of Jet A, which has similar properties to Jet A-1. The behavior of negative-temperature-coefficient (NTC) is observed in the temperature range 750-900 K. In addition, ignition delay time of iso-octane is measured, which is one of the surrogate components for jet aviation fuel. The experimental data are compared and validated with the previous results from the literatures. A surrogate fuel for the present Jet A-1 consists of 45.2% n-dodecane, 32.1% iso-octane, and 22.7% 1,3,5-trimethylbenzene. The predicted ignition delay time for the surrogate agrees well with the measured one for Jet A-1.

Key Words : Shock tube, Ignition delay time, Negative temperature coefficient (NTC)

1. 서론

제트연료, 항공 터빈 연료(aviation turbine fuel)는 가스 터빈 엔진으로 구동되는 항공기에서 사용하도록 설계된 항공연료의 일종이다. 제트연료 중 Jet A와 Jet A-1은 상업용 항공기에서 가장 일반적으로 사용되는 연료이며, 수백 가지 화학 성분으로 구성된 복잡한 혼합물이다. 복잡한 혼합물인 제트연료의 연소 특성에 대한 이해는 보다 오염 물질을 적게 배출하면서 성능이 향상된 연소기를 개발하는데 있어 중요한 과정이다[1,2]. 하지만 현재 수백 가지 화학 성분으로 구성된 제트연료의 연소특성을 파악하는 것은 현실적으로 불가능하다. 따라서 실제 연료의 연소 및 물리적 특성을 일부 나타내기 위해 모사연

료를 구성하고, 모사연료에 대한 상세한 화학 반응 모델을 개발해야 한다. 모사연료의 화학 반응 모델 개발, 평가 및 검증을 위해 실제 성분 연료의 개별 구성 요소에 대한 연소 물성치 데이터가 필요하다.

모사연료의 화학 반응 모델을 검증하기 위한 대표적인 실험으로는 화염전파속도, 점화지연시간 측정 등이 있다. 그 중 제트연료에 대한 점화지연시간 연구는 1950년대부터 지금까지 활발히 연구되고 있으며, 유동 반응기로부터 분무된 액체 연료나 증발된 연료를 주입하여 실험하였다[3-7].

최근 수행된 제트연료의 점화지연시간에 관한 연구는 급속 압축기(rapid compression machine) 또는 충격파관(shock tube) 장치를 이용하여 수행되었다[8-12]. Dean 등 [8]은 충격파관을 이용하여 Jet A의 압력 범위 8.5 ± 1 atm, 온도 범위 1000-1700 K, 당량비 0.5, 1, 2 조건에서 점화지연시간을 측정하였다. 또한 3가지 연료(Benzene, hexane, decane)로 모사연료를 구성하여 같은 조건에서 실험을 수행하였으며 실제연료와 모사연료의 점화지연시간을 비교, 분석하였다. Vase 등[9]은 Jet A, JP-8에 대해 압력 범위

† Corresponding Author, chsohn@sejong.ac.kr

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

8-51 atm, 온도 범위 715-1230 K, 당량비 0.5, 1 조건에서 점화지연시간을 측정하였다. Dooley 등[10]은 Jet A의 4가지 물성치를 파악하여 모사연료(1st generation surrogate)를 구성하였다. 모사연료는 n-dodecane/iso-octane/toluene을 각각 순서대로 42.67/33.02/24.31 mol%로 구성하여 상세 화학 반응 모델(detailed kinetic model)을 개발하였다. 이렇게 개발된 상세 화학 반응 모델로 충격파관, 급속 압축기, 유동 반응기(flow reactor) 등의 장치를 이용하여 측정값과 해석값을 비교한 후 모델을 검증하였다. Wang 등[11]은 충격파관을 이용하여 Jet A, JP-8, Shell GTL, Sasol IPK 연료들의 점화지연시간을 압력 범위 8-39 atm, 온도 범위 650-1300 K, 당량비 0.25-1.5 조건에서 측정하였으며, 700-1000 K의 온도구간과 20 atm 이상의 고압 조건에서 온도가 높아짐에 따라 점화지연시간이 더 길어지는 negative temperature coefficient(NTC) 거동을 관찰하였다. Dooley 등[12]은 기존에 파악한 Jet A의 4가지 물성치를 참고하여 n-dodecane, n-propylbenzene, iso-octane, 1,3,5-trimethylbenzene(1,3,5-TMB)으로 모사연료(2nd generation surrogate)를 구성한 뒤 상세 화학반응 모델을 개발하였다. 개발된 모델은 실제 연료의 여러 실험값과 이전에 구성한 모사연료(1st generation surrogate)의 해석값과 비교하여 검증하였다.

해외에서 항공유에 대한 다양한 연구가 진행된 반면에 국내에서는 항공유에 대한 연소 특성 연구가 거의 진행되지 않았다. 국내에서 사용되는 항공유는 기본적으로 제트 연료이나 해외 생산 연료와 물성이 동일하지 않다. 따라서 국내 항공유의 특성에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 화학 반응 모델을 검증하기 위한

중요한 장치 중 하나인 충격파관을 이용하여 국내에서 통용되는 Jet A-1의 점화지연시간을 측정하였다. 더불어, Jet A-1의 모사 연료 성분의 하나인 iso-octane의 점화지연시간도 측정하였다. iso-octane/air 혼합기는 압력 범위 10 atm, 온도 범위 1000-1250 K, 당량비 1에서 실험을 수행하였으며, Shen 등[13], Davidson 등[14], Fieweger 등[15]이 측정한 점화지연시간 데이터와 비교, 검증하였다.

Jet A-1/air 혼합기는 압력 범위 20 atm, 온도 범위 680-1050 K, 당량비 1에서 실험을 수행하였으며, 물성치가 비슷한 Jet A의 점화지연시간 데이터와 비교하였다. Jet A-1의 모사연료는 n-dodecane, iso-octane, 1,3,5-TMB으로 구성할 수 있으며, 각각 45.2/32.1/22.7 mol%로 혼합하여 구성하였다. 각 연료에 대해 이전 연구자들이 점화지연시간을 측정한 실험데이터를 이용하여 다항식 곡선 피팅(polynomial curve fitting)을 수행하였다. 선형 조합으로 모사연료와 같은 mol%를 맞추어 점화지연시간을 계산하고 이를 실제 제트연료의 점화지연시간 측정 데이터와 비교하였다.

2. 실험 방법

점화지연시간을 측정하기 위해 충격파관 장치를 이용하여 실험을 수행하였으며, 실험 장치의 개략도를 Fig. 1에 나타내었다. 충격파관의 고압부(Driver section) 길이는 1.45 m, 내경은 66.9 mm이며, 저압부(Driven section)는 각각 5.85 m, 64.7 mm이다. 또한 충격파관에 관한 기초이론과 실험 장치에 대한 자세한 설명은 이전에 수행한 CH₄/O₂ 혼합기의 점화지연시간을 측정하는 논문에서 기술하였으므로 여

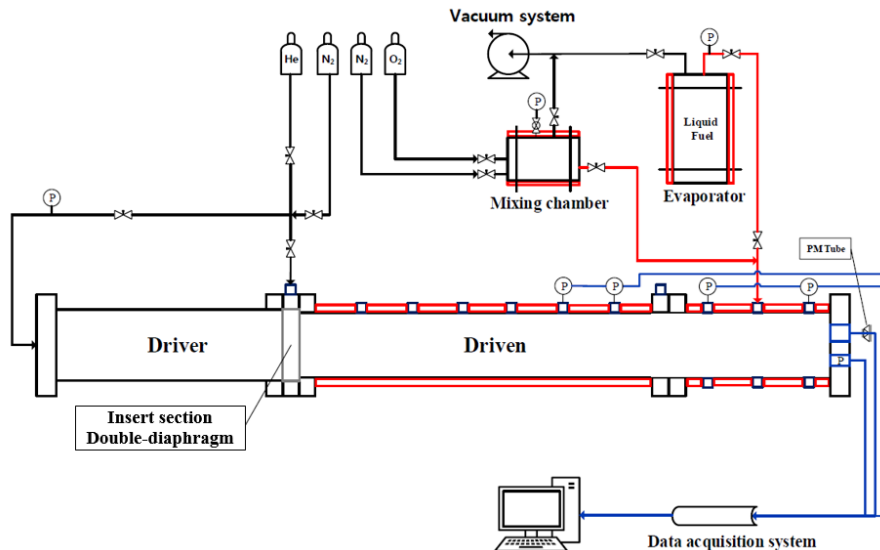


Fig. 1. Schematic diagram of the experimental apparatus.

기서는 생략한다[16].

충격파관을 이용하여 액체 연료의 점화지연시간을 측정하기 위한 절차는 다음과 같다. 먼저 고압부에 He 혹은 He/N₂를 혼합하여 주입한 후, 저압부에는 각각 연료/산화제를 분압으로 주입한다. 이 때 저압부에 주입되는 액체 연료는 증발기에서 기체 상태로 증발된 후 주입된다[1].

저압부는 액체 연료의 응축을 방지하기 위해 증발기의 온도와 동일한 조건으로 가열하여 실험을 수행하였다. 마지막으로 고압부와 저압부의 압력차로 격막을 파괴시키고 충격파 반사 이후, 정상유동 영역에서 점화지연시간을 측정한다.

정상유동영역에서의 온도는 초기 조건의 압력과 온도 그리고 입사충격파의 속도로부터 충격파 이론을 이용하여 계산하였다. 입사충격파의 속도는 4개의 동압센서를 저압부에 장착하여, 입사충격파를 측정하였다.

저압부 끝 단면(end plate) 일부분에 석영창(quartz window)을 두었으며, 이와 더불어 반사충격파(reflected shock) 이후의 압력을 측정하기 위한 압력센서와 CH* 라디칼의 화학적 발광 신호를 측정하기 위해 광증폭관(photomultiplier tube; PM tube)을 장착하였다[16]. CH* 라디칼 신호는 431 ± 1 nm의 파장을 가지며, 점화여부를 판정하기 위해 사용되었다.

본 연구에서는 iso-octane/air의 실험으로 액체연료에 대한 점화지연시간을 파악하여 선행연구자의 데이터와 비교 검증을 하였으며, Table 1에 iso-octane/air와 Jet A-1/air의 실험조건을 나타내었다. iso-octane의 반사충격파 이후 온도의 범위는 1000-1300 K, Jet A-1의 경우 700-1050 K으로 설정하여 실험을 수행하였다.

iso-octane/air의 당량비 1, 반사충격파 이후의 압력 10.1 atm, 온도 1040 K 조건에서 실험을 수행하여 측정된 압력신호와 CH* 라디칼 신호의 시간에 따른 변화를 Fig. 2에 나타내었다. 반사충격파에 의해 압력이 상승된 후, 압력이 어느 정도 일정하게 유지된다. 이후 일정 시간 경과 후 iso-octane의 점화에 의해 압력과 CH* 라디칼신호가 급격히 상승함을 볼 수 있다.

점화지연시간은 반사충격파 형성 이후부터, CH*

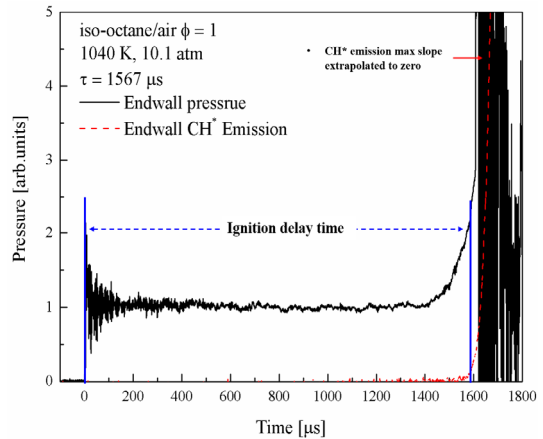


Fig. 2. Signals of pressure and CH* emission for iso-octane/air at 1040 K, 10.1 atm.

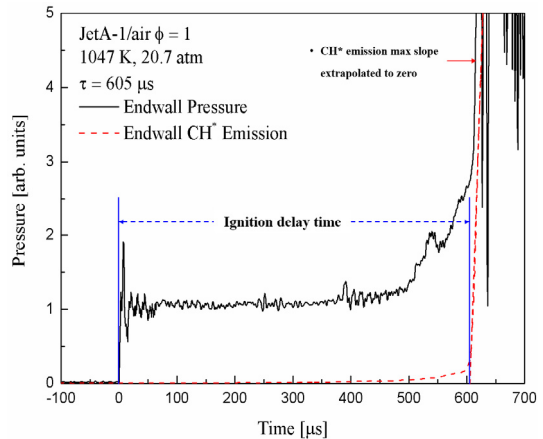


Fig. 3. Signals of pressure and CH* emission for Jet A-1/air at 1047 K, 20.7 atm.

라디칼 발광 신호 최대 기울기를 외삽하여, 영이 되는 시점까지의 시간으로 정의하였다. 이 조건에서 측정된 iso-octane/air의 점화지연시간은 약 1567 μs이다.

Fig. 3는 Jet A-1/air의 압력신호와 CH* 라디칼 신호를 나타낸 그래프이다. 당량비 1, 반사충격파 이후의 압력 20.7 atm, 온도 1047 K 조건에서 실험을 수행하였으며, 점화지연시간은 605 μs이다.

반사충격파 이후 정상유동영역에서의 압력변화는 $(dp/dt)/(P_0) = 0\text{-}4\% \text{ ms}^{-1}$ 의 범위에 있는 것으로 측정되었다[11].

각각의 연료에 대한 불확도 해석(uncertainty analysis)을 수행하였다[20-22]. 점화지연시간은 반사충격파 이후 온도 및 압력의 불확도, 반응 혼합물 구성의 불확도, 측정된 압력 및 화학 발광 신호 해석과 관련된 불확도로 인해 iso-octane의 경우 대략 ± 20%, Jet A-1은 대략 ± 25%로 추산되었다.

Table 1. Experimental conditions adopted in the current study

Fuel	P [atm]	Driven gas [%]			ϕ
		Fuel	O ₂	N ₂	
iso-octane	10	1.653	20.66	77.69	1
Jet A-1	20	1.37	20.71	77.90	1

3. 실험 결과 및 고찰

Fig. 4에 iso-octane/air의 당량비 1, 반사충격과 이후의 압력 10 atm에서 온도에 따른 점화지연시간을 Shen 등[13], Davidson 등[14], Fieweger 등[15]의 데이터와 비교하여 나타내었다. 이 그림에서 측정된 실험 결과값은 이전의 실험결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 또한 반사충격과 이후의 온도가 높은 조건일수록 점화지연시간이 짧아지는 현상을 보인다. 일반적으로 반사충격과 이후의 온도조건이 높은 경우 연료의 화학반응속도가 상승하여 점화지연이 단축되는 것으로 판단된다.

Fig. 5에 Jet A-1/air의 당량비 1, 반사 충격과 이후의 압력 20 atm에서 점화지연시간을 측정한 데이터

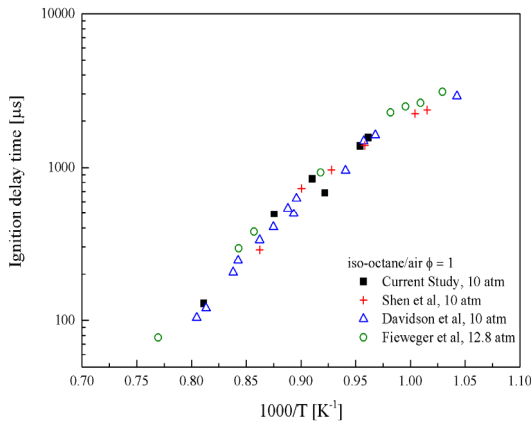


Fig. 4. Comparison of iso-octane/air ignition delay time measurements for $\Phi = 1$ and 10 atm between current study results and previous data of Shen et al. at 10 atm [13], Davidson et al. at 10 atm [14] and Fieweger et al. at 12.8 atm [15].

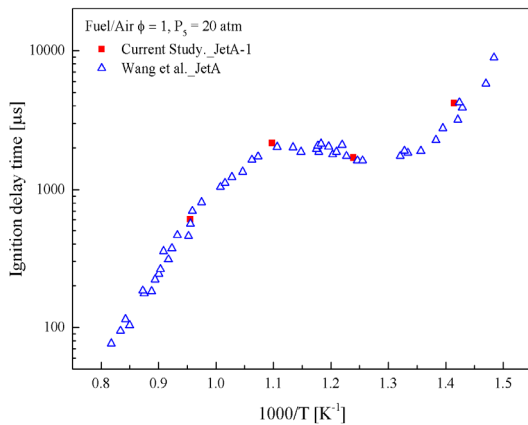


Fig. 5. Ignition delay time with the condition of $\Phi = 1$ at 20 atm: Jet A-1 of current study(solid symbol) and Jet A from Wang et al. (hollow symbol) [11].

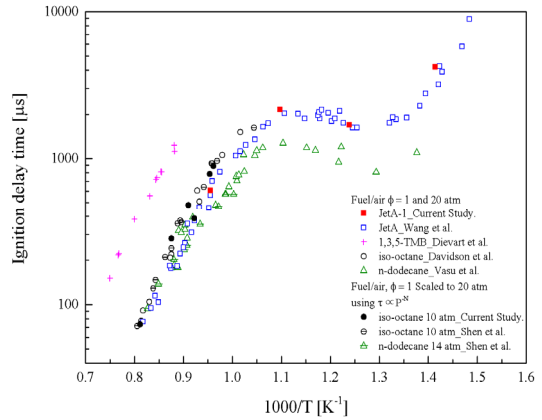


Fig. 6. The ignition delay time comparison between current study and previous data[11,13,14,17-19].

와 Wang 등[11]의 실험데이터 비교하여 나타내었다. Jet A-1과 Jet A의 연료 물성치는 서로 약간 상이하 며, 이로 인해 점화지연시간의 차이는 최대 약 8% 이내로 나타났다. 또한 일반적으로 반사충격과 이후 온도가 높은 조건일 경우 점화지연시간이 짧아지는 현상이 나타난다. 하지만 반대로 Jet A-1, Jet A 연료의 경우 750-900 K 영역에서는 점화지연시간이 길어지는 NTC 거동이 나타남을 확인하였다. 이로부터 국내에서 통용되는 항공유의 점화지연시간을 합당 하게 측정하였다고 판단된다.

Fig. 6은 본 연구에서 측정한 실험데이터와 이전 연구자들의 점화지연시간 실험데이터를 나타낸 그림이다. Table 2에 실험 조건을 자세히 나타내었다.

Table 2. Experimental conditions adopted in the current study and previous researches

Fuel	Device	Condition			Authors
		T [K]	P [atm]	Equival-ence ratio	
Jet A-1	Shock Tube	680-1050	20	$\Phi = 1$ with air	Current Study
Jet A		650-1250	20		Wang et al.[11]
1,3,5-trime thylbenzene		1100-1300	20		Dievart et al.[17]
n-dodecane		700-1100	20		Vasu et al.[18]
		1000-1250	14		Shen et al.[19]
iso-octane		1050-1250	10		Current Study
		950-1250	10		Shen et al.[13]
		1000-1250	20		Davidson et al.[14]

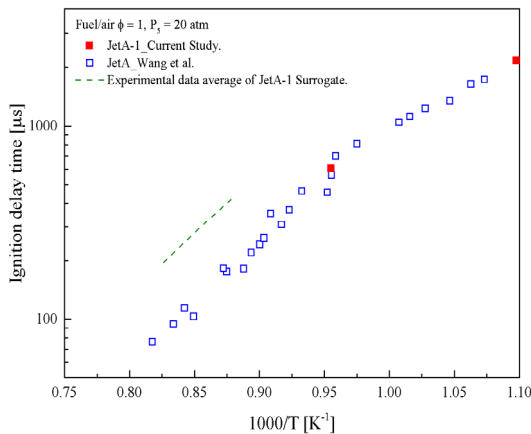


Fig. 7. Ignition delay time with the condition of $\phi = 1$ at 20 atm: Jet A-1 of current study(solid symbol), Jet A from Wang et al. (hollow symbol) [11] and the averaged experimental data of Jet A-1 surrogate fuel(dash line) [11,13,14,17-19].

10 atm 압력조건에서 iso-octane/air의 점화지연시간 데이터는 근사식, $\tau \propto P^{-0.81}$ 을 이용하여 20 atm의 값으로 변환하였으며, 14 atm 조건에서 n-dodecane/air의 점화지연시간 데이터 변환시에는 $\tau \propto P^{-0.53}$ 식을 이용하였다. n-dodecane은 750-950 K 영역에서 제트연료보다 점화지연시간이 약 50% 짧고, NTC 거동을 보인다. 1,3,5-TMB는 1100-1250 K 영역에서 다른 연료들보다 약 70% 이상 점화지연시간이 길다. iso-octane의 경우 1000-1100 K 영역에서 제트연료보다 점화지연시간이 약 13% 길게 나타나지만 1100 K 이상의 영역에서는 최대 약 8%로 큰 차이를 보이지 않았다.

Fig. 7에 제트연료의 점화지연시간 데이터와 n-dodecane, iso-octane, 1,3,5-TMB 3가지 연료의 다항식 곡선 피팅(polynomial curve fitting)을 수행하여 모사연료와 같은 mol%로 점화지연시간을 예측한 데이터와 함께 나타내었다. 모사연료와 같은 mol%로 구성된 평균 예측값은 3가지 연료의 공통되는 온도 영역인 1140-1200 K 구간으로 좁은 영역에서 예측한 값이지만 실제연료와 유사한 경향을 나타내었다. 정량적으로 점화지연시간을 비교하면 약 60% 길게 나타났으나 이는 허용할 수 있는 수준의 오차이다. 추후 좀 더 넓은 온도 영역에서의 비교 분석이 필요할 것이다.

4. 결론

충격파관 장치를 이용하여 국내에서 통용되는 항공유인 Jet A-1 점화지연시간을 처음으로 측정하였다. 더불어 그 구성 성분의 하나인 iso-octane의 점화

지연시간을 측정하였다.

iso-octane과 공기 혼합기는 반사충격과 이후 온도가 상승함에 따라 점화지연시간이 짧아지는 것을 확인할 수 있었다. 이것은 일반적으로 온도조건이 높은 경우 화학반응속도가 상승하여 점화지연시간이 단축되는 것으로 판단된다.

Jet A-1/air 혼합기는 Jet A/air와 비교하였을 때, 물성치 차이로 인해 점화지연시간이 약간 차이가 있었다. 900-1300 K 영역에서는 반사충격과 이후의 온도가 상승할수록 점화지연시간이 짧아지는 것을 확인하였다. 하지만 750-900 K 영역에서는 반사충격과 이후의 온도가 상승할수록 점화지연시간이 길어지는 현상, 즉 NTC 거동을 관찰하였다.

Jet A-1/air의 점화지연시간에 대한 실험결과와 모사연료를 구성한 mol%로 실험데이터를 종합하여 나타낸 예측값 사이의 차이는 약 60%이나 정성적인 경향은 서로 일치하였다. 이러한 방식으로는 점화지연시간을 대략적으로 예측할 수 있을 것이나 좀 더 광범위한 온도 영역에서의 데이터가 필요하다.

추후 상세화학반응 모델을 이용한 점화지연시간 계산 결과와 실제 연료의 점화지연시간을 비교할 예정이다. 또한 다양한 연료와 실험조건에서 점화지연시간을 측정하고, 이로부터 각 연료 고유의 점화 특성을 파악하고자 한다.

후 기

본 연구는 한국연구재단(미래창조과학부)의 우주핵심기술개발 사업(NRF-2015M1A3A3A02009957)에 의해 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다. 또한, 본 연구에서 저자 중 손재훈은 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)에 의해 일부 지원을 받았습니다.

References

- [1] Coordinating Support of Fuels and Lubricant Research and Development (R&D) 2, Delivery Order 0002 : Handbook of Aviation, Coordinating Research Council Inc., Alpharetta GA, 2004, 1-144.
- [2] S.R. Turns. An introduction to combustion, McGraw-Hill, 3rd edition, 2000, 1-676.
- [3] B.P. Mullins, Development of a combustion test rig for measuring the ignition delay of fuels, Fuel, 32 (1953) 234-352.
- [4] V.L. Zimont, Y.M. Trushin, Ignition lag of hydrocarbon fuels at high temperatures, Combust. Explo. Shock Waves, 3 (1967) 51-56.
- [5] F. Ducourneau, Spontaneous combustion of rich

- air-kerosene mixtures. *Entropie.*, 10 (1974) 11-18.
- [6] L.J. Spadaccini, J.A. Tevelde, Autoignition characteristics of aircraft-type fuels, *Combust. Flame*, 46 (1982) 282 - 300.
- [7] C.P. Wood, V.G. McDonnell, R.A. Smith, G.S. Samuelsen, Development and application of a surrogate distillate fuel, *J. Propul. Power*, 5 (1989) 399-405.
- [8] A.J. Dean, O.G. Penyazkov, K.L. Sevruck, B. Varatharajan, Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures, *Proc. Combust. Inst.*, 31 (2007) 2481-2488.
- [9] S.S. Vasu, D.F. Davidson, R.K. Hanson, Jet fuel ignition delay times: Shock tube experiments over wide conditions and surrogate model predictions, *Combust. Flame*, 152 (2008) 125-143.
- [10] S. Dooley, S.H. Won, M. Chaos, J. Heyne, Y.G. Ju, F.L. Dryer, K. Kumar, C.J. Sung, H.W. Wang, M.A. Oehlschlaeger, R.J. Santoro, T.A. Litzinger, A jet fuel surrogate formulated by real fuel properties, *Combust. Flame*, 157 (2010) 2333-2339.
- [11] H. Wang, M.A. Oehlschlaeger, Autoignition studies of conventional and Fischer-Tropsch jet fuels, *Fuel*, 98 (2012) 249-258.
- [12] S. Dooley, S.H. Won, J. Heyne, T.I. Farouk, Y. Ju, F.L. Dryer, K. Kumar, X. Hui, C.J. Sung, H. Wang, M.A. Oehlschlaeger, V. Iyer, S. Iyer, T.A. Litzinger, R.J. Santoro, T. Malewicki, K. Brezinsky, The experimental evaluation of a methodology for surrogate fuel formulation to emulate gas phase combustion kinetic phenomena, *Combust. Flame*, 159 (2012) 1444-1466.
- [13] H-P.S. Shen, J. Vanderover, M.A. Oehlschlaeger, A shock tube study of iso-octane ignition at elevated pressures: The influence of diluent gases, *Combust. Flame*, 155 (2008) 739-355.
- [14] D.F. Davidson, B.M. Gauthier, R.K. Hanson, Shock tube ignition measurements of iso-octane/air and toluene/air at high pressures, *Proc. Combust. Inst.*, 30 (2005) 1175-1182.
- [15] K. Fieweger, R. Blumenthal, G. Adomeit, Shock-tube investigations on the self-ignition of hydrocarbon-air mixtures at high pressures, *The 25th Combustion Institute Symposium*, 25, 1994, 1579-1585.
- [16] H.S. Han, Y.G. Wang, C.J. Kim, C.H. Sohn, Measurement of Ignition Delay Time of Methane/Oxygen Mixture by Using a Shock Tube, *J. Korean Soc. Combust.*, 22 (2017) 8-13.
- [17] P. Dievert, H.H. Kim, S.H. Won, Y. Ju, F.L. Dryer, S. Dooley, W. Wang, M.A. Oehlschlaeger, The combustion properties of 1,3,5-trimethylbenzene and a kinetic model, *Fuel*, 109 (2013) 125-136.
- [18] S.S. Vasu, D.F. Davidson, Z. Hong, V. Vasudevan, R.K. Hanson, n-Dodecane oxidation at high-pressures: Measurements of ignition delay times and OH concentration time-histories, *Proc. Combust. Inst.*, 32 (2009) 173-180.
- [19] H-P.S. Shen, J. Steinberg, J. Vanderover, M.A. Oehlschlaeger, A Shock Tube Study of the Ignition of n-Heptane, n-Decane, n-Dodecane, and n-Tetradecane at Elevated Pressures, *Energy Fuels*, 23 (2009) 2482-2489.
- [20] E.L. Petersen, M.J.A. Rickard, M.W. Crofton, E.D. Abbey, M.J. Traum, D.M. Kalitan, A facility for gas-and condensed-phase measurements behind shock waves, *Meas. Sci. Technol.*, 16 (2005) 1716-1729.
- [21] S. Downes, A. Knott, I. Robinson, Uncertainty Estimation of Shock Tube Pressure Steps, *Proc. 21st IMEKO World Congress on Measurement in Research and Industry*, 2015, 1-4.
- [22] J.T. Herbon, Shock Tube Measurements of $\text{CH}_3 + \text{O}_2$ Kinetics and the Heat of Formation of the OH Radical, Stanford University, Ph.D. thesis, 2004, 1-172.