



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.4.035>

Lab-scale 비행운 발생장치 설계 및 시험

최재원^a · 옥권우^a · 김상기^a · 김혜민^{a,*}

Design and Experiment of Lab-scale Contrail Generator

Jaewon Choi^a · Gwonwoo Ock^a · Sangki Kim^a · Hyemin Kim^{a,*}

^aDepartment of Aeronautical & Mechanical Design Engineering,
Korean National University of Transportation, Korea

*Corresponding author. E-mail: enok2695@ut.ac.kr

ABSTRACT

Contrail is a kind of cloud that is formed during the flight by vapor condensation of engine exhaust in a cold atmospheric condition. Owing to the negative effects of contrails on the environment and in military applications, several studies for contrail mitigation had been performed in developed countries. The goal of this research is to design a lab-scale contrail generator, and to validate the contrail mitigation technology suggested by previous studies. The contrail generator was made using superheated vapor and a low temperature wind tunnel. Using this generator, the ineffectiveness of ethanol and surfactant suggested in the previous paper on contrail mitigation was found experimentally.

초 록

비행운은 차가운 대기환경에서 항공기가 운항할 때 엔진 배기의 수증기가 응축하여 발생하는 구름을 뜻한다. 비행운은 환경적, 군사적으로 악영향을 끼치는 요소로 지목되고 있으며, 이에 따라 비행운을 저감시키기 위한 다양한 연구가 선진국에서 진행되었다. 본 연구에서는 비행시험 없이 지상에서 진행할 수 있는 Lab-scale 비행운 발생 장치를 설계하고, 이를 활용하여 기존 연구에서 제시된 비행운 저감 기법을 실험적으로 검증하는 데 그 목적이 있다. 연구를 통해 과열증기와 저온풍동을 사용하는 비행운 발생 장치를 제작하였으며, 이를 통해 기존 문헌에 제시된 에탄올 및 유화제가 비행운 저감에 효과가 없음을 실험적으로 확인하였다.

Key Words: Contrail(비행운), Mitigation(저감), Water Vapour(수증기), Condensation(응축), Nuclei(응결핵)

1. 서 론

Received 5 March 2019 / Revised 29 March 2019 / Accepted 4 April 2019
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

비행운은 항공기가 저온의 고고도를 비행할 때 엔진에서 발생하는 배기의 수증기가 응결되어 발생하며 일상생활에서 자주 관찰된다[1,2]. 비행운

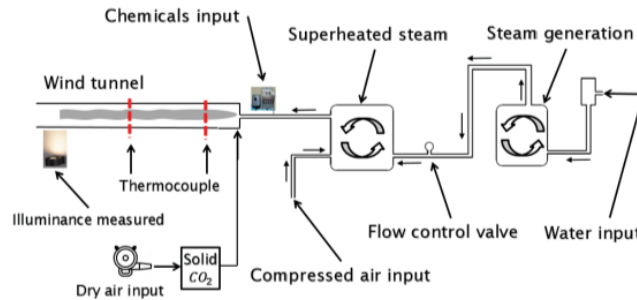


Fig. 1 Schematic view of a ground contrail generator.

은 환경 및 군사적인 측면에서 부정적인 영향을 미친다고 알려져 있다. 비행운은 지상에서 방출되는 장파복사를 흡수하여 대기 온도를 높이고, 이에 따라 지구 온난화를 가속화시킨다. 군사적으로는 비행운이 발생할 경우 항공기 뒤편으로 혼적이 남으므로, 항공기 스텔스 성능에 악영향을 미친다. 한 예로 레이더가 없던 2차 세계대전에서는 비행운을 식별하여 항공기 존재여부를 확인하였다[3].

이에 따라 선진국을 중심으로 수 십년 전부터 비행운을 저감하기 위한 연구를 진행하였다. 저자들이 이전 논문에서 조사한 바에 따르면[4] 비행운 저감을 위해 비행경로 변경[5,6], 엔진 변경[7], 연료 성분 변화[8] 및 배기 후처리[9] 방법 등이 제안되거나 시도되었다. 특히 배기 후처리 방법의 경우 실제 실험 사례가 있어 다른 방법에 비해 실현 가능성이 높고, 비행 조건에 관계없이 능동적으로 비행운을 저감할 수 있는 방법이므로 선호도가 높았다. 이에 따라 많은 화학약품들이 비행운 저감을 위한 후처리 약품으로 제시되었으나, 그 중 실험을 통해 성능이 검증된 것은 극히 일부분이다. 가장 큰 이유로는 화학약품을 통한 후처리 성능 검증 작업을 수행하기 위해선 엔진 노즐 개조 및 고비용의 실제 비행시험이 필요하기 때문이며, 비행시험을 통한 기술 검증은 비용적, 기술적 어려움이 있기 때문으로 판단된다.

본 연구에서는 지상 Lab-scale에서 비행운 저감 관련 연구가 가능한 비행운 발생장치를 설계/제작하였고 이를 사용하여 배기 후처리를 통한 비행

운 저감 효과를 검증하였다. 사용된 약품으로는 기존 문헌에서 비행운 저감에 효과가 있다고 알려져 있으나 검증이 이루어지지 않은 에탄올 및 유화제를 사용하였다. 미국 출원특허 US5005355A에서는 알코올계 화학약품을 통해 비행운을 저감시킬 수 있다고 제시하였다. 알코올계 약품의 비행운 저감 메커니즘은 항공기 엔진에서 배출되는 액적의 어는점을 상당히 낮추어 초응집(Hypernucleation) 현상을 촉진시키고 비행운 입자 크기를 $0.2 \mu\text{m}$ 이상으로 형성되지 못하도록 유도한다. 이에 따라 광학적으로 관측이 불가능하여 비행운을 저감시킬 수 있다고 설명하였다[10]. 또한 기존 알코올계 화학약품에 유화제를 적절히 혼합하면 더욱 큰 효과를 볼 수 있다고 제시하였다. 본 연구에서는 알코올계 화학약품 중 비교적 독성이 적은 에탄올과 유화제(Tween 80)의 비행운 저감 능력을 검증하였다. 본 연구를 통해 적은 비용으로 비행운 저감 성능을 검증하는 실험적 기반을 구축하고자 한다.

2. 지상 비행운 시험장치 구성

비행운 발생을 위해서는 엔진 후류와 같은 높은 습도의 배기와 낮은 온도의 대기 환경이 필요하다. 지상에서 비행운 발생 환경을 구축하고자 실험 장치를 설계 하였으며, 장치의 개략도는 Fig. 1과 같다. 실험 장치는 크게 후류 발생부, 저온풍동, 계측부 등으로 구성된다.

엔진 후류를 생성하기 위해서는 가스터빈을 사

용하는 것이 일반적이지만 가스터빈 적용 시 실험장치의 후류 냉각시설이 커지고, 카본 등과 같은 연소 후 물질로 인해 실험이 부정확해진다는 단점이 존재한다. 따라서 본 연구에서는 가스터빈 후류를 모사하기 위해 과열증기와 공기의 혼합물을 최대 400℃으로 가열하는 후류 발생부를 설계하였다. 증기 생성부에서는 물을 가열하여 3 기압의 포화증기를 생성하게 된다. 이후 포화증기가 과열증기부로 이송되는데, 이 때 압축공기를 혼합하여 배기의 습도를 실험조건에 따라 조절하게 된다. 혼합된 기체는 과열 증기부에서 최대 400℃까지 가열되어 실험부에서 토출되게 된다.

비행운이 발생하기 위해서는 고온의 후류가 -30℃ 이하의 저온 대기로 토출되어야 하는데, 지상에서 저온/저압 모사장치를 제작하기는 매우 어렵다. 따라서 본 연구에서는 저온풍동 장치를 설계하여 고고도의 대기조건 중 비행운 발생에 직접적으로 영향을 미치는 저온 조건만을 모사하였다. 압축탱크에서 토출되는 건공기를 드라이아이스 사이로 흘려보내는 증발냉각 방식을 사용하여 공기를 -50℃ 정도까지 냉각시켰으며, 이 기체를 Wind tunnel(아크릴 관)에 흐르게 하여 실험을 수행하였다. 실험 시 냉공기의 유속은 후류 속도를 고려하여 5 m/s로 설정하였다.

Fig. 1의 Wind tunnel에서 저온 공기는 후류와 혼합되고 후류가 냉각되어 비행운이 생성되게 된다. Wind tunnel은 투명하므로 비행운 발생 여부를 외부에서 광학적으로 확인 가능하며, 비행운의 정량적 측정을 위해 조도센서(Phidget Inc, 1127)를 사용하였다. Fig. 2에서 확인 가능하듯, 비행운의 발생이 활발할수록 광학적으로 불투명해지는 원리를 이용하여 Wind tunnel 양측에 백색 LED 광원과 조도 센서를 각각 설치하였다. 비행운이 발생되지 않을 경우 광학적 불투명도가 감소하여 조도 측정 센서에 측정되는 조도가 증가할 것이며, 반대로 비행운이 두터워질 경우 조도 측정 센서에 측정되는 조도가 감소할 것이다. 이를 통해 비행운의 불투명도를 정량적으로 분석하였다. 저온 풍동 내부의 유속은 풍향계를 이용하여 실험 간 일정하게 유지하였으며,

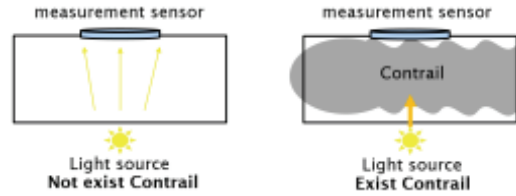


Fig. 2 Measurements of contrail optical thickness.

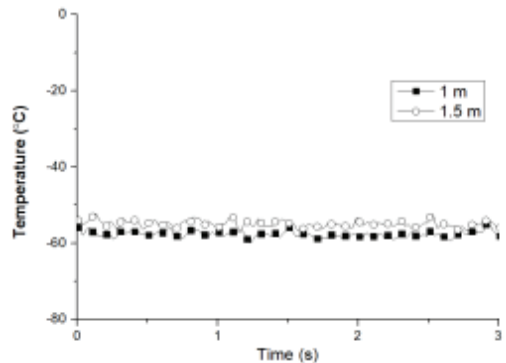


Fig. 3 Temperature in wind tunnel.

풍동 내부의 온도는 열전대(Omega inc, K-type, 1 mm)를 이용하여 측정하였다. Fig. 3은 풍동 하류 1 m, 1.5 m의 온도를 측정된 그래프로, 내부 온도가 -40℃ 가량으로 일정하게 유지되는 것을 확인할 수 있다. 조도 및 열전대 결과값은 DAQ(IOtech, 3000)을 통해 획득하였으며, 이를 저장하고 후처리하였다.

열역학적으로 비행운 생성은 배기가스의 조성보다는 배기가스 내 수증기량, 온도 및 외부 온도와 관련이 있는 것으로 알려져 있으며[4], 이에 따라 이산화탄소 분율의 영향력은 실험적 타당성에 영향을 주지 않을 것으로 판단되어 본 연구의 고려대상에서 제외하였다.

Fig. 1의 약품 주입구를 통해 에탄올 및 유화제(Tween 80)를 투입하였으며, 약품 투입에 따른 비행운 특성을 관찰하였다. 유화제는 에탄올에 일정량 혼합하여 사용하였다. 후류에 약품 투입을 위해 후류 토출 라인을 분기하여 약품 주입 펌프와 연결하였으며, 주사기 펌프를 통해 일정량의 약품을 투입하였다.

3. 실험 조건

먼저 비행운 발생 장치의 성능을 검증하기 위한 실험을 수행하였다. 후류 온도 및 공기/수증기 혼합비에 따른 비행운 형성 특성을 확인하기 위해 Table 1과 같이 온도는 300/400°C, 전체 유량은 70 L/min인 후류를 발생시켰다. 후류 내 수증기와 공기의 혼합비는 수증기 부피 분율 10% ~ 50%까지 변화시켜 조절하였다. 이후 본 연구 장비를 통해 형성된 비행운에 비행운 저감을 위해 기존 연구에서 제시된 에탄올 및 유화제를 혼합하여 비행운 저감 효과를 확인하는 실험을 진행하였다.

Table 1. Experiment condition (Total flow rate: 70 L/min).

Engine plume temperature	Vapour specific volumetric flow rate	Compressed air specific volumetric flow rate
300/400°C	10%(7L/min)	90%(63L/min)
300/400°C	20%(14L/min)	80%(56L/min)
300/400°C	30%(21L/min)	70%(49L/min)
300/400°C	40%(28L/min)	60%(42L/min)
300/400°C	50%(35L/min)	50%(35L/min)

Table 2. Experiment condition with chemicals (Total flow rate: 70 L/min, water vapour rate - 50%, compressed air rate - 50%).

Engine plume temperature	Chemicals	Chemical additive volume
300/400°C	Ethanol	5%(1.28mL/min)
300/400°C	Ethanol	10%(2.56mL/min)
300/400°C	Ethanol	15%(3.83mL/min)
300/400°C	Ethanol+ Tween80	5%(1.28mL/min)
300/400°C	Ethanol+ Tween80	10%(2.56mL/min)
300/400°C	Ethanol+ Tween80	15%(3.83mL/min)

실험 조건은 Table 2에 정리되어 있다. 약품 사용량은 선행 연구에서 제시한 데이터에 따라 항공기 연료 대비 기준 5% ~ 15%까지 사용하였으며[10], 본 실험 구성에 맞게 약품 사용량을 계산하여 실험을 수행하였다. 기존 연구에서 사용된 다양한 화학약품 중 실험적으로 검증이 완료된 약품으로는 클로로술폰산이 있으나[11], 이러한 약품은 독성이 매우 강하므로 본 연구에서는 배제하였다. 화학약품을 사용할 경우 수증기 유량과 압축공기 유량을 각 50%로 고정하였는데, 이는 광학적으로 가장 두터운 비행운이 형성되는 조건이므로 비행운 저감 효과를 더욱 확실히 파악할 수 있기 때문이다.

불균일한 형태의 드라이아이스를 사용하는 본 실험의 특성상 실험마다 모두 동일한 실험값이 도출되지는 않았다. 따라서 본 연구에서는 케이스 대표 실험을 통해 비행운 발생 특성을 확인하고, 후속실험을 통해 경향성을 검증하는 방법으로 실험을 진행하였다.

4. 실험 결과

4.1 실험장치 검증

비행운 발생 장치의 성능을 검증하기 위한 실험을 진행하였다. 실험 수행 전 Wind tunnel 에 냉공기만 통과시켰을 때 관 내부는 Fig. 4의 왼쪽 그림과 같이 매우 투명하였으나, 후류를 분사함에 따라 관 내부의 불투명도는 Fig. 4의 오른쪽 그림과 같이 증가하는 것으로 관찰되었다. 이를 통해 뜨거운 후류가 Wind tunnel 내부의 차가운 환경에서 응결되어 비행운을 형성하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 5는 엔진 후류 온도가 400°C인 조건에서 비행운 발생 전/후 조도를 나타낸 그래프이다. 결과에서는 비행운 발생 전/후로 많은 조도 차이가 발생하였고, 이는 비행운 발생 후 Wind tunnel 내부의 비행운에 의해 조도센서에 도달하는 광량이 감소하기 때문이다. 혼합기의 공기비가 증가할수록 조도가 증가하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 후류 내부의 수증기 절대량이 감소

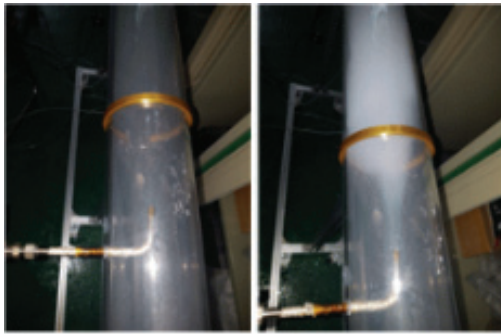


Fig. 4 Contrail formations at following air/vapour ratio (Left: air-95%, vapour-5% Right: air-50%, vapour-50%).

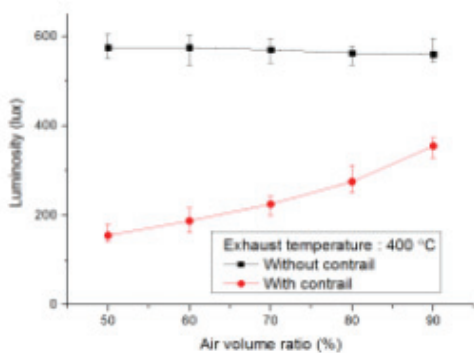


Fig. 5 Changes of contrail optical thickness as the air volume ratio increase at 400°C atmospheric condition.

함에 따라 비행운을 형성하는 액적의 밀도가 감소되는 것을 의미한다. 실험에서 비행운의 광학적 불투명도를 정량적으로 측정할 수 있었다.

4.2 후류 온도에 따른 비행운 발생

Fig. 6은 엔진 후류 온도가 300/400°C인 조건에서 압축 공기비에 따른 조도 손실을 나타낸 그래프이다. 조도 손실(Luminosity loss)은 비행운 발생 전과 후의 조도 차이를 나타낸 값이다. 앞서 검증실험에서 확인 가능하듯, 두 후류 온도 조건 모두 후류의 수증기량이 감소할수록 조도 손실이 감소하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 앞서 설명한 바와 같이 후류 내 액적의 밀도가 감소하기 때문이다.

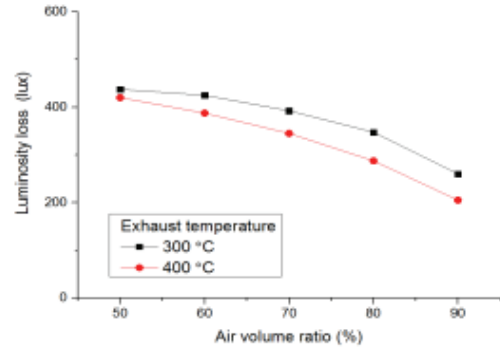


Fig. 6 Luminosity loss as the air volume ratio increases at exhaust temperature of 300 & 400°C.

후류 온도에 따른 영향을 확인해 볼 때, 후류 온도가 300°C인 경우, 후류온도가 400°C인 경우보다 조도 손실이 상대적으로 높게 측정되었다. 이는 체적 유량을 기준으로 실험을 진행하였기 때문으로, 동일한 유량이라도 온도가 낮을수록 풍동 내부에 수증기 절대량이 증가하게 되므로 비행운 형성 시 광학적 불투명도가 증가하는 것으로 판단된다. 이를 통해 다양한 실험 조건에서 저온 풍동 내부에 비행운을 생성시킬 수 있음을 확인하였다.

4.3 약품 사용에 따른 비행운 발생

에탄올 및 유화제의 비행운 저감효과를 실험적으로 검증하였다. 에탄올과 유화제를 혼합한 화학약품은 기존 문헌에서 제시된 방법이며, 본 연구에서는 에탄올 부피 대비 10%의 유화제를 혼합시켜 실험을 수행하였다[10].

Fig. 7은 엔진 후류 온도 400°C에서 에탄올 투입에 따른 비행운 발생 전후 조도를 측정된 그래프이며, Fig. 8은 후류 온도 300/400°C에서 에탄올 투입에 따른 조도 손실 값을 종합적으로 나타낸 그래프이다. 실험 결과를 통해 모든 후류 온도 조건에서 에탄올 투입량에 따른 조도 값은 거의 변화가 없었다. 이는 기존 문헌에서 제시한 에탄올의 초응집 현상이 실제로 발생하지 않으며, 결론적으로는 에탄올 투입에 의한 비행운 저감 효과는 없다는 것을 보여준다.

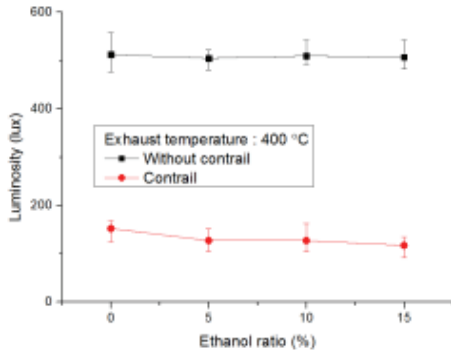


Fig. 7 Changes of contrail optical thickness as the ethanol ratio increases at 400°C atmospheric condition.

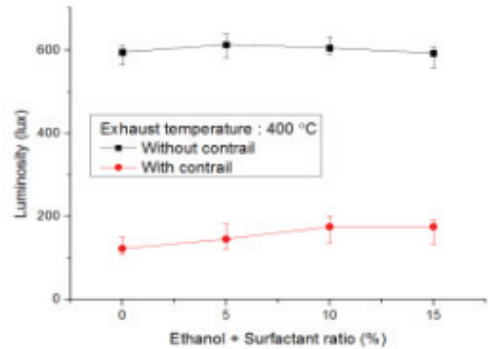


Fig. 9 Changes of contrail optical thickness as the chemicals ratio increases at 400°C atmospheric condition.

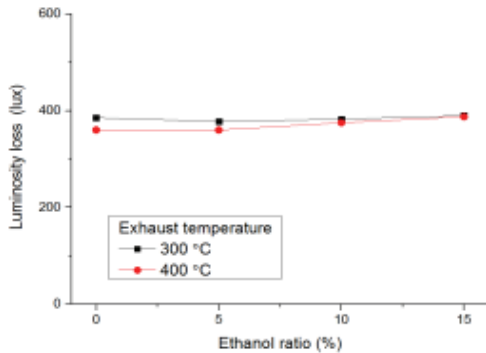


Fig. 8 Luminosity loss by ethanol input.

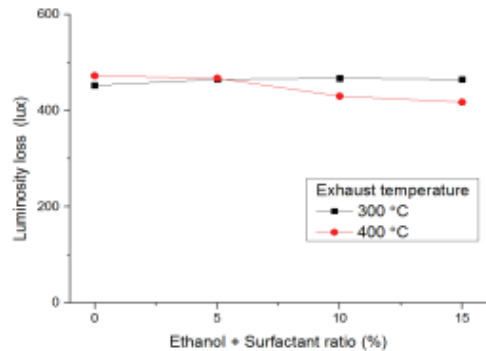


Fig. 10 Luminosity loss by chemicals input.

기존 문헌에서는 에탄올을 단독으로 사용하는 것 보다는 유화제를 혼합하면 액적의 표면장력 감소로 인해 초응집 현상이 촉진되어 비행운 저감 효과가 더 큰 것으로 제시하였는데, 본 연구에서는 이를 실험적으로 검증하여 그래프 Fig. 9, 10에 나타내었다.

Fig. 9는 엔진 후류 온도 400°C에서 화학약품인 에탄올+유화제(Tween 80) 투입량에 따른 조도 값을 나타내며, Fig. 10은 엔진 후류 온도 300/400°C에서 화학약품 투입에 따른 조도 손실 변화를 나타낸다. 실험 결과는 에탄올과 유사하게 약품 투입에 의한 효과는 거의 확인할 수 없었다. 이는 유화제 또한 초응집 효과를 발생시키지 못했다는 사실을 나타낸다.

실험을 통해 확인한 바, 에탄올 및 유화제의 사용을 통해서는 비행운 저감 효과를 기대할 수 없는 것으로 나타났다. 이를 통해 유사한 메커니즘으로 비행운을 저감한다고 알려진 각종 약품의 비행운 저감 효과 또한 신뢰 할 수 없으며, 실험을 통해 검증되어야 할 것으로 판단된다.

앞서 인용된 연구들은 대부분 특허로 제시된 아이디어로서 가설만 제시하고 있다. 선행 연구 [10]에서 제시한 액적의 표면장력 감소로 인한 초응집 현상은 본 연구에서 실제 실험을 진행한 결과 확인 할 수 없었으며 이에 관한 자세한 해석은 추후 연구 보강을 통해 이루어져야 할 것으로 판단된다. 실험을 통해 효과가 입증된 기존 시약품은 독성이 매우 강해 현 상황에서 실험을 진행하는데 무리가 있었다.

5. 결 론

본 연구에서는 비행운 저감 전략 수립을 위해 지상 Lab-scale에서 비행운 저감 연구 수행이 가능한 장치를 설계 및 제작하였으며, 제작된 장비를 통해 에탄올과 유화제의 투입에 따른 비행운 저감을 실험적으로 검증하였다. 실험 결과를 통해 에탄올과 Tween 80은 기존에 알려진 바와 달리 비행운 저감에 거의 효과가 없음을 확인하였다.

본 연구는 안전상의 이유로 제시된 약품 중 인체에 유독한 물질들을 검증하지 않아 실험 약품이 제한적이었는 한계점이 존재한다. 그러나 제작된 지상 비행운 발생 장치는 고비용의 비행 시험을 진행하지 않고도 비행운 저감 기법을 검증할 수 있어, 실험 장치를 고도화한다면, 비행운 저감 기술 개발 시 기존 연구를 검증하고 새로운 약품 개발에 활용될 수 있을 것이며, 궁극적으로는 미래 항공기의 스텔스 성능 향상을 위한 기초실험 장치로 활용될 것으로 기대된다.

References

1. Noppel, F., "Contrail And Cirrus Cloud Avoidance Technology," Ph.D. Dissertation, Department of Power and Propulsion, Cranfield University, Cranfield, Bedfordshire, U.K., 2007.
2. Noppel, F. and Singh, R., "Overview on Contrail and Cirrus Cloud Avoidance Technology," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 5, pp. 1721-1726, 2007.
3. Schumann, U., "On Condition for Contrail Formation from Aircraft Exhausts," *Meteorologische Zeitschrift*, Vol. 5, No. 1, pp. 4-23, 1996.
4. Choi, J.W. and Kim, H.M., "A Trend for the Contrail Reduction Technology," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 12, No. 2, pp. 23-29, 2018.
5. Fichter, C., Marquart, S., Sausen, R. and Lee, D.S., "The Impact of Cruise Altitude on Contrails and Related Radiative Forcing," *Meteorologische Zeitschrift*, Vol. 14, No. 4, pp. 563-572, 2005.
6. Mannstein, H., Gierens, K. and Spichtinger, P., "How to Avoid Contrail Cirrus", 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany, pp. 2217-2220, Sep. 2007.
7. Haglind, F., "Potential of lowering the contrail formation of aircraft exhausts by engine re-design," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 12, No. 6, pp. 490-497, 2008.
8. Strom, L. and Gierens, K., "First Simulation of Cryoplane Contrails," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 107, No. D18, pp. AAC2-1-AAC 2-13, 2002.
9. Konig-Lumer, I., Schwenk, U., Salvador, R. and Kapfinger, J., "Agent for De-Icing and Protecting Against Icing-Up," US4358389-A, 9 Nov. 1982.
10. Singh, S., "Method of Suppressing Formation of Contrails and Solution Therefor", US5005355A, 9 Apr. 1991.
11. Anderson, C.E., Birstein, S.J. and Silverman, B.A., "Method and apparatus for suppressing contrails," US3517505A, 30 Jun. 1970.