

## 전투기 흡입구 해머쇼크 설계압력에 대한 확률론적 접근법

배효길<sup>1,†</sup> · 이훈식<sup>1</sup> · 김윤미<sup>1</sup> · 정인면<sup>1</sup> · 이상효<sup>1</sup> · 조대영<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주산업(주)

### Probabilistic Approach for Fighter Inlet Hammershock Design Pressure

Hyo-gil Bae<sup>1,†</sup>, Hoon Sik Lee<sup>1</sup>, Yun-mi Kim<sup>1</sup>, In Myon Jeong<sup>1</sup>, SangHyo Lee<sup>1</sup> and Dae-yeong Cho<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Industries (KAI)

#### Abstract

Inlet hammershock is the critical loads condition for designing the inlet duct structure of a fighter. The sudden flow reduction in engine compressor causes inlet hammershock with high pressure. The traditional method was used to combine extreme conditions (maximum speed, sea level altitude, and cold day) to analyze this compression wave inlet hammershock pressure. However, after the 90s there have been papers that presented the probabilistic approach for the inlet hammershock to achieve the appropriate design pressure. This study shows how to analyze the inlet hammershock pressure by making practical use of the Republic of Korea Air Force real flight usage data under probabilistic approach and then analyze approximately 30% decreased inlet hammershock pressure compared with the traditional valve.

#### 초 록

전투기 흡입구 덕트 구조물 설계에 중요한 하중조건으로 흡입구 해머쇼크 조건이 있다. 엔진 압축기 내부유동의 갑작스런 감소에 의하여 큰 압력의 해머쇼크가 발생하게 된다. 압축충격파인 흡입구 해머쇼크 해석을 위한 전통적인 방법은 극단적인 조건들의 조합을(최대 속도, 해수면, 저온 대기) 이용하였지만, 90년대 이후 확률론적 방법을 통해 적절한 해머쇼크 설계압력을 제시한 논문들이 발표되었다. 이를 참고로 본 연구는 한국공군의 비행운용데이터를 활용하여 흡입구 해머쇼크 압력을 확률론적으로 접근하였고, 이를 통해 전통적인 방법 대비 약 30% 감소된, 흡입구 설계용 해머쇼크 압력을 해석하였다.

**Key Words :** Inlet duct(흡입구 덕트), Inlet hammershock(흡입구 해머쇼크), Deterministic approach(결정론적 접근법), Probabilistic approach(확률론적 접근법), Monte Carlo Simulation(몬테카를로 모의실험), Surrogate model(근사모델)

### 1. 서론

항공기 엔진은 흡입구(inlet)를 통해서 다량의 공기를 흡입한다. 특히 엔진이 동체 내부에 배치되는 전투기의 경우 기다란 흡입구 덕트(inlet duct) 안으로 큰 질량유속(mass flow rate)을 가지는 공기가 흐르게 된다. 이런 유동상태에서 아주 예외적인 현상으로 엔진의 유동불안정(engine stall 또는 engine surge)이 발

생하여 엔진압축기 내의 유동이 갑자기 느려지면서 엔진압축기에서 흡입구 방향으로 강한 충격파(압력)가 전파 된다.[1] 이를 흡입구 해머쇼크(inlet hammershock, 이하 해머쇼크)이라 한다. 해머쇼크의 속도는 약 300~400 m/sec 이고, 해머쇼크의 압력은 덕트 내 정상상태 압력(steady state pressure)의 3배 가까이 상승하는 것으로 연구되었다.[2] 이와 같은 해머쇼크 압력을 고려하여 전투기 흡입구 덕트 및 주변 구조물이 설계된다.[3-4]

70년대 해머쇼크 압력을 예측하기 위하여 지상에서

여러 개의 엔진(TF30, GE 1/10, J85)에 인위적인 해머쇼크 조건을 가하여 압력값을 측정하였다.[3] 또한 TF30 series 터보팬 엔진을 장착한 F-111 전투기를 이용하여 실제 비행 중에 발생하는 해머쇼크를 측정하기도 하였다[4]. 앞선 실험결과와 Marshall's parameter 와 같은 경험식을 이용하여 압축기 압력비와 해머쇼크 압력의 관계식을 유도하여 새로운 전투기 설계에 활용하였다[5]. 90년대에 들어와 전산유체역학(CFD)의 발전과 더불어 해머쇼크를 수치해석적으로 예측하는 연구가 활발히 수행되었다[6-7].

위와 같은 간단한 공학식 또는 수치해석적 방법으로 해머쇼크 압력을 예측할 시, 전투기가 설계조건에서 경험할 수 있는 극단적인 조건을 동시(concurrently)에 가정하여 해석하게 된다. 즉 항공기 속도가 가장 빠르고, 그때 동압이 최대이고, 그때 대기온도가 가장 낮고, 그때 엔진면(engine face)에서 초기 해머쇼크 크기(intensity)가 가장 클 때를 입력조건으로 해석을 하게 된다. 이와 같은 접근법을 결정론적 접근법(deterministic approach) 또는 전통적인 방법(traditional method)이라 부른다[8].

여기서 결정론적 접근법의 보수성(conservatism)에 대해 생각해 볼 필요가 있다. 전투기 수명주기 동안 해머쇼크라는 물리적 상황이 반드시 발생하는 것도 아니고, 발생하더라도 최악의 조건들이 동시적으로 일어나는 확률은 더더욱 낮을 것이다. 따라서 결정론적 접근법의 해머쇼크 압력으로 동체구조물을 설계하여 전투기 수명주기까지 운용한다면 필요이상의 공허중량을 가지고 비효율적인 전투기 운용(연료, 성능, 비행시간 등)을 하게 될 것이다. 따라서 확률론적 접근법으로 적절한 크기의 해머쇼크 압력을 선정하여 동체구조물 설계에 반영할 필요가 있다[2,8-9].

이에 본 논문에서는 어떤 과정을 통해 확률론적 접근법을 해머쇼크 설계압력 해석에 도입하는지 살펴본다.

## 2. 확률론적 접근법

### 2.1 해머쇼크의 결정론적 접근법

결정론적 방법은 아래 Eq. 1과 같이 해머쇼크 피크(peak) 압력에서 대기압을 빼준 뒤, FS(factor of safety)를 곱하여 계산한다. 이는 흡입구 덕트면에 작용하는 압력차가 된다.

$$\Delta P_{ult} = FS(P_{HS} - P_0) \quad (1)$$

$P_0$  : Ambient static pressure

$P_{HS}$  : Hammershock peak static pressure

$\Delta P_{ult}$  : Hammershock delta pressure (ultimate)

Equation 1의 계산을 위해 두단계의 과정을 거치게 된다. 먼저 엔진스톨(engine stall, 엔진 유동 멈춤) 상태에서 엔진면에 발생하는 가장 큰 해머쇼크 압력값을 예측해야 된다. 예측방법으로 엔진시험으로 보정된 이론식을 활용하거나 엔진제작사의 자체 데이터베이스(database)에 의존한다. 두번째, 엔진면의 해머쇼크가 흡입구 앞쪽으로 이동하면서 압력이 상승하는  $P_{HS}$  를 비행시험자료 또는 CFD를 활용하여 예측한다. 이 2단계의 해석과정을 가장 극단적인 조건에서 수행한다. 이렇게 해석된  $\Delta P_{ult}$  를 흡입구 FS(fuselage station) 따라 전체 흡입구 덕트 구조물 설계에 적용한다. 조건에 따라 다르겠지만 선행연구 결과[8]  $\Delta P_{ult}$  는 70 psid 정도의 값을 갖는다. 여기서  $\Delta P_{ult}$  는 극한하중(ultimate loads)의 의미로서 구조물 변형(detrimental deformation)은 허용하되 구조물 파손(structural failure)은 발생하지 않도록 설계할 때 적용한다. 해머쇼크 압력은 극한하중을 설계자에 제공한다.

### 2.2 해머쇼크의 확률론적 접근법

해머쇼크 압력의 입력변수인 마하수, 고도, 대기온도를 확률변수로 취급한다. 이 입력변수에 몬테카를로 모의실험(MCS; Monte Carlo Simulation)를 통해 해머쇼크 압력도 확률변수(PDF; probability density function)로 산출하게 된다. 여기에 엔진스톨 빈도율을 통해 설정된 최대허용발생율(MAER; maximum allowable event rate)을 기준으로, 설계에 적용할 적절한 크기의 해머쇼크 압력을 선정하게 된다. 이를 통해 흡입구 덕트 구조물의 보수성을 줄이고 중량절감의 이득을 얻게 된다.

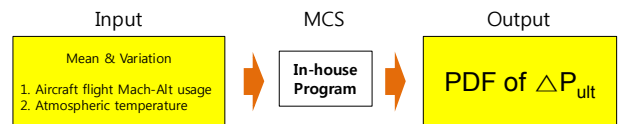


Fig. 1 Probabilistic Approach of Hammershock

### 2.3 확률론적 접근법의 작업순서도

확률론적 접근법의 작업 순서를 Fig. 2에 나타내었다. 총 다섯 단계로 구분지어 설명한다.

①단계: 엔진스톨 발생 시, 엔진면의 해머쇼크 압력을 엔진제작사로부터 제공받는다. 일정범위 내의 대기온도, 마하수, 비행고도에 따라 해머쇼크 압력을 제공받는다.

②단계: 위의 입력값으로 흡입구 덕트에서 발생하는 해머쇼크 피크(peak)값인  $\Delta P_{ult}$  을 계산한다. 비정상(unsteady) CFD를 통하여 덕트 내의 최대 피크압력을 해석하고 이를 바탕으로 이론식을 보정하여 대기온도, 마하수, 비행고도에 따라  $\Delta P_{ult}$  을 계산한다.

③단계: 개발 중인 전투기는 마하-고도간 확률밀도 함수를 그릴 수 있을 만큼 상세한 운용데이터를 추출할 수 없다. 따라서 Fig. 3과 같은 한국공군이 운용 중인 전투기 실제 비행운용데이터를 활용하였다. 비행운용데이터를 바탕으로 마하-고도(Mach-Alt)간의 확률변수를 설정한다. 마하와 고도에 따라 운용빈도율(=점유시간/전체운용시간)이 달라지기 때문에 우선 Fig. 4와 같이 마하수의 확률밀도함수를 근사 시킨 다음, Fig. 5와 같이 마하수 구간별 고도의 확률밀도함수를 근사 시킨다. 확률밀도함수는 Gauss 분포와 Weibull 분포를 사용하였다. 대기온도에 대한 확률분포를 고려하기 위하여 Fig. 6와 같이 MIL-E-005007E[10]를 참고하였다. 이는 표준대기온도에서 확률적으로 얼마만큼 온도차이가 발생하는지 보여준다. 온도차를 확률밀도함수로 근사했을 때  $N(\text{평균}, \text{표준편차})=N(0, 25.5)$ 를 가진다. 이와 별도로 ②단계에서 계산한 값을 모집단으로 근사모델(surrogate model)을 작성한다. 본 연구에서는 비선형성을 잘 표현해 주는 크리깅모델(Kriging model)을 사용하였다[11]. 크리깅모델의 정확도를 보여주는 Fig. 8의 Jackknife Plot을 보면 45도 기울기로 모집단의 데이터를 잘 묘사하고 있음을 알 수 있다.

④단계: 위에서 정의된 입력확률변수의 누적밀도함수(CDF; cumulative density function)를 이용하여 In-house 프로그램으로 백만 개의 몬테카를로 모의실험을 실시한다. 이 입력값을 JMP 프로그램[11]과 연동시켜 Fig. 9와 같은  $\Delta P_{ult}$  에 대한 확률분포를 구하게 된다.

⑤단계: 최대허용발생율이 반영된 해머쇼크 압력크기를 Fig. 9의 붉은선으로 나타내었다. 이 붉은선이 위치한  $\Delta P_{ult}$  가 설계하중으로 사용된다. 붉은선보다 큰 해머쇼크의 경우의 수(event)는 설계하중으로 고려할 필요가 없는 극히 미미한 경우의 수를 의미한다.

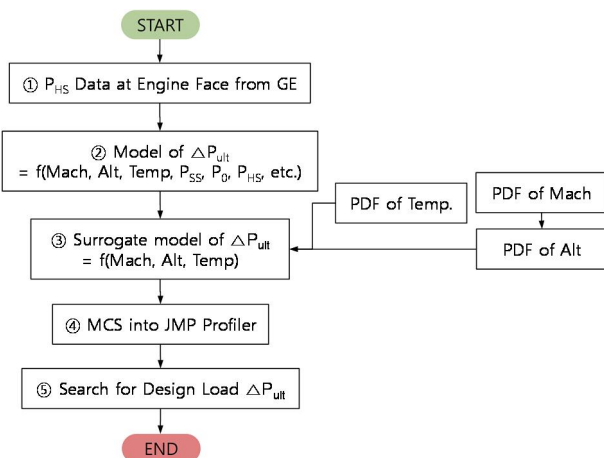


Fig. 2 Work Flow of Probabilistic Approach for Inlet Hammershock

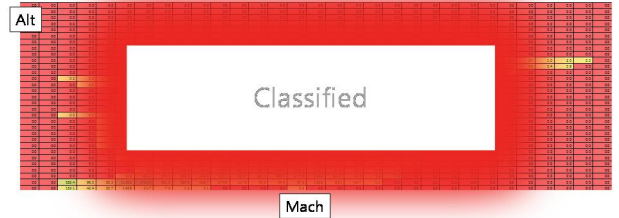


Fig. 3 Korea Air Force Real Flight Usage Data

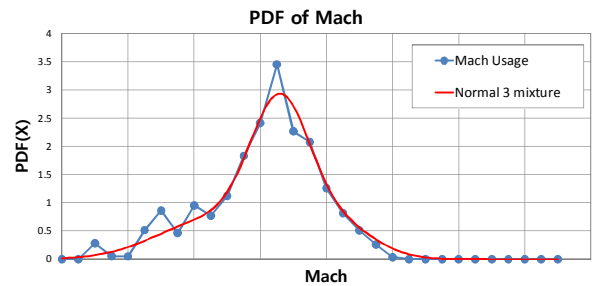


Fig. 4 PDF of Mach Based on Flight Usage Data

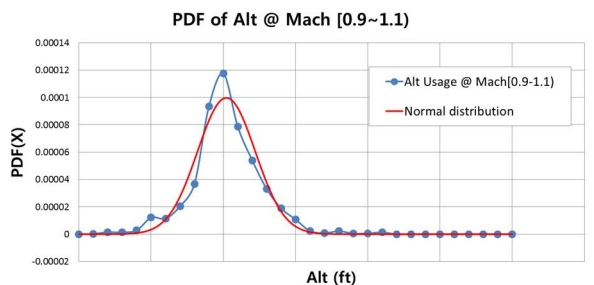
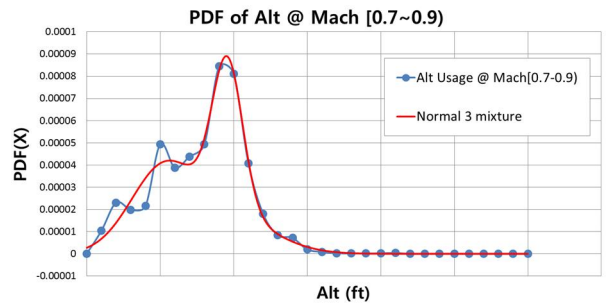


Fig. 5 PDF of Alt According to Mach (Example)

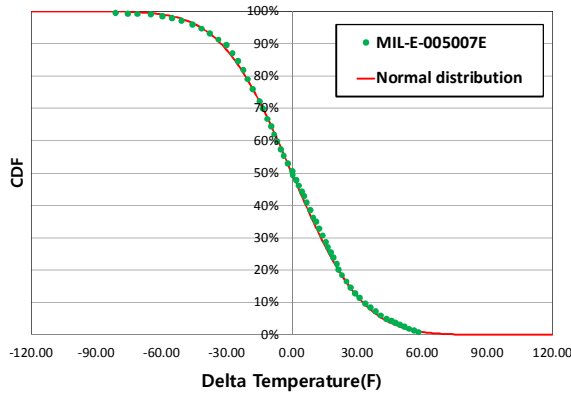


Fig. 6 CDF of Ambient Delta Temperature

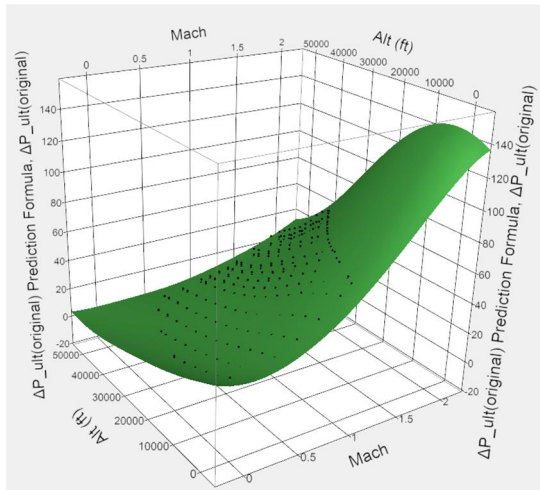


Fig. 7 Kriging Model for Mach, Alt, Temp.

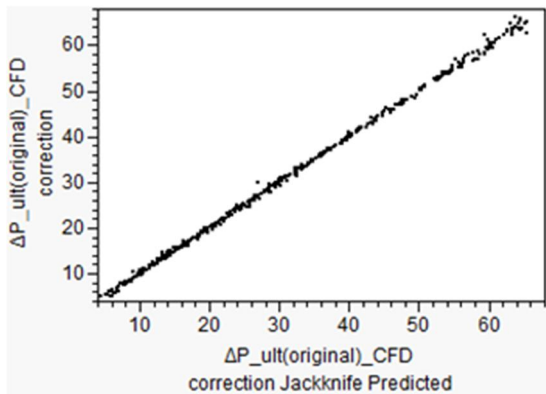


Fig. 8 Jackknife Plot for Kriging Model

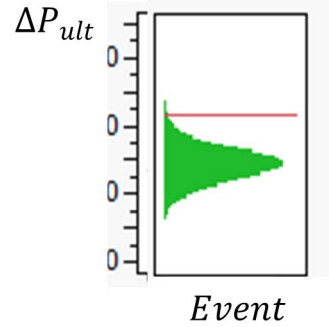


Fig. 9 Distribution of Hammershock Delta Pressure

### 3. 해머쇼크 설계압력 선정

#### 3.1 설계하중의 빈도율 기준

앞장에서 소개한 해머쇼크 최대허용발생율을 유도하기에 앞서 일반적으로 제시되는 설계하중의 빈도율을 알아본다. 미국 국방부 항공기 구조설계 기준(JSSG-2006)[12]의 A.3.2.11장절에 “설계하중의 빈도 (frequency of occurrence)가 비행(flight) 당  $10^{-7}$  발생 빈도보다 같거나 큰 하중조건은 설계하중으로 고려해야 된다”고 기술되어 있다. 즉 항공기가  $10^7$  비행 (flight)을 할 때 한번 이상 발생하는 하중조건은 구조설계에 반영해야 된다는 의미이다.

#### 3.2 해머쇼크 발생 빈도율 예측

전투기 엔진제작사로부터 엔진의 해머쇼크 발생 빈도율을 제공 받았다. 해머쇼크는 특정 비행시간(EH; engine flight hour)에 한번 발생할 것으로 예측되었다. 또한 통상적인 전투기의 한번 비행시간(FH; flight hour)을 가정한다. EH를 FH로 나누면 비행(flight) 당 해머쇼크 발생 빈도율이 되고 이 값이  $10^{-7}$  보다 큰 값을 가지므로 전투기 엔진으로 야기되는 해머쇼크는 흡입구 구조설계에 반영해야 됨을 알 수 있다.

$$\frac{1}{\left(\frac{EH}{FH}\right)} > 1 \times 10^{-7} \quad (2)$$

#### 3.3 해머쇼크 설계압력 변동오차 반영

엔진제작사에서 제공받는 엔진면의 해머쇼크 압력값 조차도 변동오차를 포함하고 있다. 이를 반영하고자 본 논문은 참고문헌[8]을 참고하였다. 즉 Fig. 10과 같이 해머쇼크 압력 공칭값(nominal)의 오차(%)는 정규분포를 가지고  $3\sigma$  (표준편차)에서 8% 오차수준이다. 다르게 표현하면  $1\sigma$  에서 2.67% 오차를 갖는 것이고, 본 논문에서 전체 해머쇼크 평균압력의 2.67%에 해당하는 압력값을 잡음(noise) 표준편차값으로 가정하여

Fig. 12의 표준편차(standard deviation) 창에 입력시켜 주었다. 즉 JMP가 몬테카를로 시뮬레이션을 할 때 마다 표준편차 값이 무작위로 포함된다고 보면 된다.

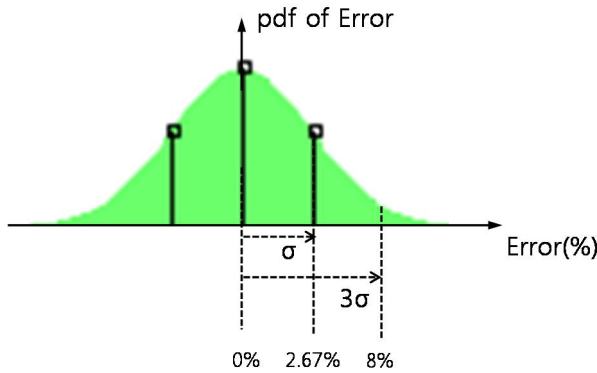


Fig. 10 Error of Hammershock Nominal Value

### 3.4 설계하중 빈도를 기준에 상응하는 해머쇼크 발생 빈도를

몬테카를로 시뮬레이션으로 산출된 Fig. 9에서 붉은 선으로 표시된 설계하중용 해머쇼크 압력크기를 결정하기 위하여 설계하중 빈도율 기준(3.1절)에 상응하는 해머쇼크 발생 빈도율, 즉 최대허용발생율(MAER)을 계산해야 된다. 이것은 Eq. 3과 같이 유도된다. 즉 가상의 전체 비행시간( $10^7 \times FH$ ) 대비 해머쇼크(HS)가 한번 발생하는 시간(EH)의 비율(rate)로 표현된다. Figure 9에서 붉은선 윗쪽 빈도율이 Eq. 3 값보다 작으면 가상의 전체 비행시간( $10^7 \times FH$ )에서 해머쇼크는 한번도 발생되지 않는 것을 의미하게 되고, 그 반대의 경우 해머쇼크가 한번 이상 발생된다는 의미이다.

$$\frac{1 HS}{10^7 flight} \times \frac{1 flight}{FH hour} \times \frac{EH hour}{1 HS} = MAER \quad (3)$$

### 3.5 덕트설계용 해머쇼크 설계압력 선정

따라서 붉은선 윗쪽 빈도율이 Eq. 3 값보다 크지 않으면서 최대로 작은 해머쇼크 압력크기를 가지는 붉은선을 선정하면 그것이 덕트설계용 해머쇼크 설계압력(HSDP; hammershock design pressure)이 된다. Figure 12와 같이 JMP S/W를 이용하여 USL(upper spec limit) 창에 예상되는 해머쇼크 설계압력을 입력하고 MCS를 실행시키면 Rate 창에 붉은선 윗쪽 빈도율이 계산되어 나타난다. 이 값이 MAER 보다 작도록 USL값을 변경/반복하여 덕트설계용 해머쇼크 설계압력을 선정한다.

### 3.6 해머쇼크 설계압력 검증

이론식과 근사모델을 바탕으로 확률론적 방법으로

해석된  $\Delta P_{ult}$  값을 검증하기 위하여 MCS 조건 중  $\Delta P_{ult} = HSDP$  를 갖는 마하-고도 조건을 선별하여 비정상 CFD 해석을 실시하였다. Figure 11의 파란색 동그라미는 HSDP를 가지는 조건을 표시한 것으로 동압(dynamic pressure)의 크기가 유사한 지역에 산포되어 있는 것을 볼 수 있다. 같은 마하-고도에서도 대기온도의 분산값이 존재하므로 파란색 동그라미가 산포를 이루면서 표시된다. 대기온도를 표준대기로 고정하고 HSDP를 가지는 조건들만 연결한 선을 그려보면 붉은 색의 확률론적 해머쇼크 경계선(PHB; probabilistic hammershock boundary)를 그릴 수 있다. 이 PHB 선상의 아음속 조건(Mach 0.7)과 초음속 조건(Mach 1.2)에 대하여 해머쇼크 해석을 비정상 CFD로 실시하였다. 엔진면에서 시간에 따른 해머쇼크 압력 경계조건을 입력시키고, 이중시간적분법(dual time stepping method)으로 시간정확도를 가지면서 흡입구 내 압력을 해석하였다. 대기온도는 표준대기온도, 난류모델은 S-A(Spalart-Allmaras) 1-방정식을 사용하였다. 해석 결과, 두 조건 모두 HSDP와 유사한 값을 가지는 것으로 확인되었다.

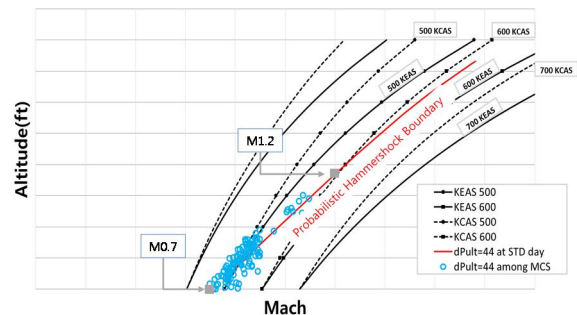


Fig. 11 Mach-Altitude Conditions having HSDP

### 3.7 흡입구 덕트 설계에 적용

확률론적 방법론을 통해 선정된  $\Delta P_{ult} = HSDP$  를 흡입구 덕트 설계압력으로 적용하는 방법에 대해 간단히 설명한다. 첫째, 2.1장절에서 설명하였듯이  $\Delta P_{ult}$  하중을 가하여 구조물 파손(failure)이 발생되지 않도록 설계한다. 둘째, 비정상 CFD로 해머쇼크 상태를 해석해 보면 흡입구 길이(FS; fuselage station)를 따라 최대 피크(peak) 압력이 다르게 나타난다. 이를 참고로 흡입구 FS 위치별 설계압력을 구체화 하였다. 셋째, Fig. 11에 그려져 있는 PHB 를 따라 PHB 보다 동압이 큰 오른쪽 영역에서는 해머쇼크 압력을 설계에 반영하지 않고, PHB 보다 같거나 작은 동압을 가지는 왼쪽 영역에서만 해머쇼크 압력을 고려하여 흡입구 덕트 설계를 실시한다. 넷째, 동압에 따른 해머쇼크 크기(intensity)의 감소율(reduction factor)을 설계자에 제공하여 설계의 적절성을 높였다.



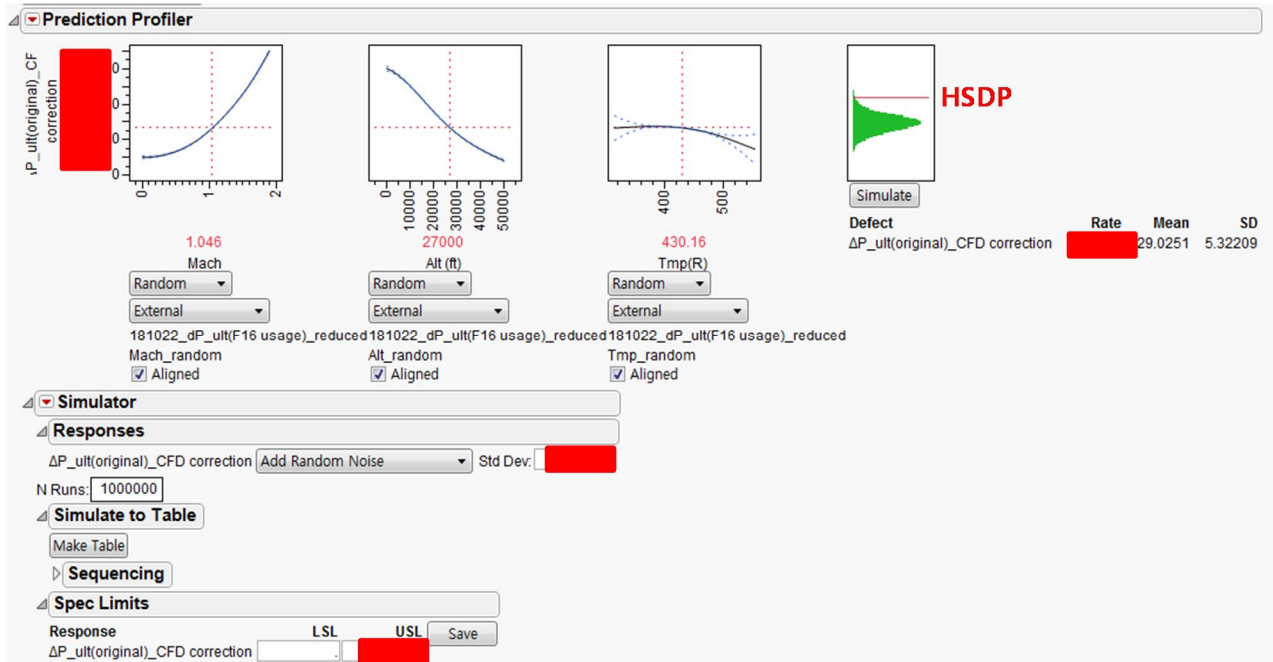


Fig. 12 JMP Profiler for Inlet Hammershock Delta Pressure

#### 4. 결론

F-16과 T-50을 포함한 전통적인 전투기 흡입구 해머쇼크 피크 압력( $\Delta P_{ult}$ )은 결정론적인 방법을 도입하여 해석하였다. 하지만 해머쇼크는 의도적으로 발생하는 물리적 현상이 아닐 뿐 더러 이를 방지하기 위해 과도한 구조설계는 항공기 중량과 운용비용 상승으로 이어질 수 있다. 본 논문에서는 전투기 비행운용데이터를 활용하여 흡입구 해머쇼크 압력을 확률분포로 산출하였고, 미국 국방부 구조설계용 설계하중 빈도기준을 이용하여 적절한 해머쇼크 설계압력을 선정하였다. 이에 결정론적 대비 약 30% 감소된 전투기 해머쇼크 압력값  $\Delta P_{ult}$  를 얻을 수 있었고, 이는 선행논문[8]에서 제시한 값과 유사하다. 이와 같은 해머쇼크 설계압력을 통해 전투기 흡입구 관련 구조물의 중량을 감소시킬 수 있었다.

#### References

[1] A. P. Kurkov and et al., "Investigation of the Stall Hammershock at the Engine Inlet," *Journal of Aircraft*, vol. 12, no. 4, pp. 198-204, April 1975.  
 [2] W. Lubber and D. Parisse, "Frequency of Hammershock Exceedances of Structural Design Parameters,"

Mathematical Problems in Eng'g, Aerospace and Sciences, June 25-27, 2008 (Italy)

[3] L. C. Young and W. D. Beaulieu, "Review of Hammershock Pressure in Aircraft Inlets," *Journal of Aircraft*, vol. 12, no. 4, pp. 210-216, April 1975.  
 [4] P. J. Evans and P. P. Truax, "YF-16 Air Induction System Design Loads Associated with Engine Surge," *Journal of Aircraft*, vol. 12, no. 4, pp. 205-209, April 1975.  
 [5] F. Marshall, "Prediction of Inlet Duct Overpressures Resulting from Engine Surge," *Journal of Aircraft*, vol. 10, no. 5, pp. 274-278, April 1972.  
 [6] A. Ytterstrom, "Hammershock Calculations in the Air Intake of JAS 39 GRIPEN, using Duel Timestepping," pp.122-131, 1999.(AIAA-99-33364)  
 [7] I. O. Hindash and et al. , "Computational Modeling of Inlet Hammershock Wave Generation," AIAA/SAE/ASME/ASEE 26<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, July 16-18, 1990.(AIAA 90-2005)  
 [8] M. C. Gridley and et al. , "Impact of a Probabilistic Approach on Inlet Hammershock Design Loads," 35<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 1999.(AIAA 99-2114)  
 [9] J. W. Hamstra and B. N. McCallum, "Tactical Aircraft

Aerodynamic Integration," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, John Wiley & Sons, Ltd. 2010

- [10] Military Specification: Engine, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification For, Sep. 1983 (MIL-E-005007E)
- [11] JMP software, [www.jmp.com](http://www.jmp.com)
- [12] Department of Defense Joint Service Specification Guide, Aircraft Structures, 30 Oct 1998, JSSG-2006