

고중력 가속기동하에서의 생체동역학적 모의실험

이창민* · 박세권*

A Biodynamic Simulation under High Gravity Maneuvering

Lee Chang Min*, Park Sei Kwon*

Abstract

The purpose of this paper is to investigate the dynamic situation of the biomechanical responses of a pilot that occur before the black out during high gravity maneuvering. The computer biodynamic simulations using the Articulated Total Body(ATB) model show the following results : 1) the center of gravity(c. g) offsets of a helmet have significant effects on the head deflection angle which is closely connected with the head down : 2) the average and maximum gravity forces are smaller in the curvilinear type of an acceleration than in the straight type of the acceleration, and it is applied to the case of the head deflection angle. We suggest that the new concept of protective device should be necessary to prevent the head down during high gravity maneuvering.

1. 서 론

현대의 항공기는 속도의 우월성은 물론, 구조적으로 최대의 기동성을 구비하고 있어서 이를 조종하는 항공 승무원에게 생리적, 물리적인 부담을 가중시키고 있다[1].

이러한 부담중에서도 전투기의 경우에는 고속 기동중 항공기 자체가 견딜 수 있는 가속도의 한계치는 항공기 구조의 발달로 아주 높아진 반면 인간이 견딜 수 있는 신체적인 허용치는 그에 이르지 못하고 있다. 특히 F-16이나 F-15같은 최근의 전투기

들은 최고 기동 제한치가 9-10G(Gravity)에 이르고 있다. 일반적으로 생리학적인 면에서 볼때 5-6G 이상의 조건에서 3-4초 이상 신체가 노출될 경우에는 black out 현상을 초래하고 이를 회복하는데는 약 15-30초 이상의 시간을 요하기 때문에 이 조건대를 초과하지 않는 범위내에서 기동이 이루어져야 한다. 그러나 실제 전투기동의 경우 6-7G 이상의 기동은 수시로 요구되고 있으며 고중력 가속기동시에는 신체 어느 부위의 움직임도 매우 힘들다[2].

고중력 가속중에는 머리가 일단 숙여지면-head

*공군사관학교 산업공학과

down 현상-G를 풀지않는 한 머리를 다시 든다는 것은 거의 불가능하다. 생리적인 요건-black out-이 허락하는 범위내에서 head down에 개의치 않고 고중력 가속기동을 할 수 있다면 조종사에게 있어 매우 큰 이점이 아닐 수 없다.

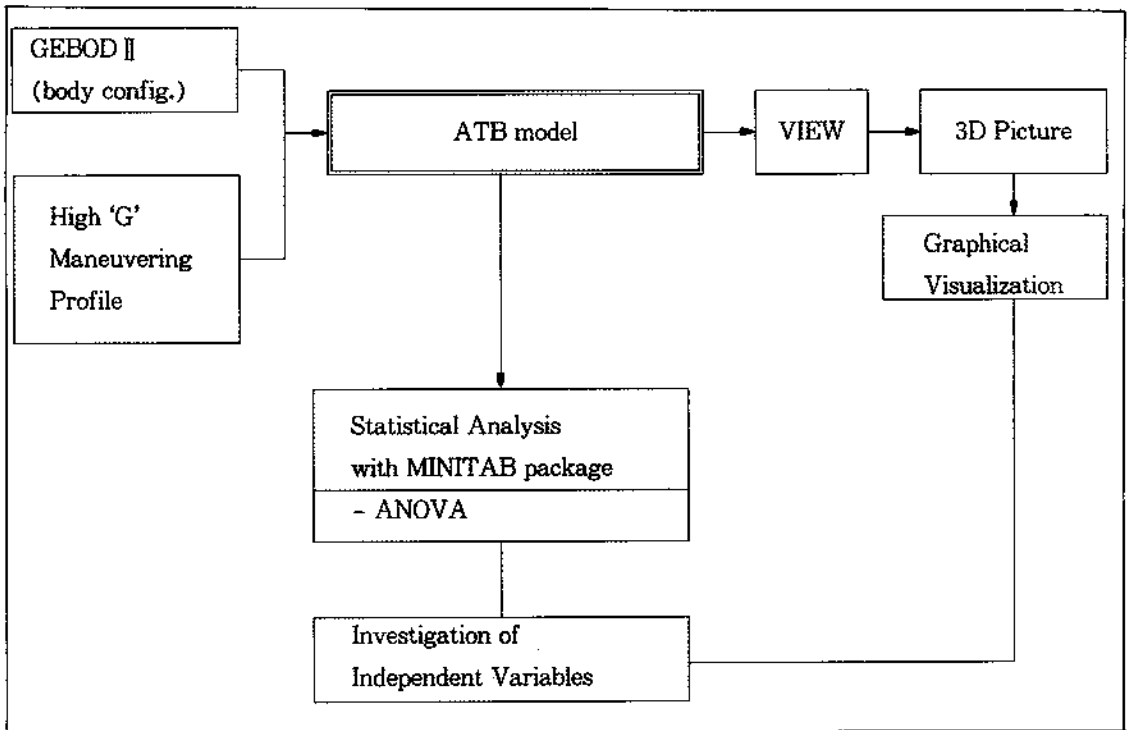
현재 조종사를 보호할 목적으로 사용되는 장비로서 대표적인 것은 Anti G-suit인데 이는 생리적으로 가속도 효과를 약간만 감소시켜 줄 수 있기 때문에 6-7G 이상의 고중력 가속기동 중에서도 조종사의 자세를 유지해주며 지속적인 비행이 가능하도록 하는 개념, 즉 새로운 보호장비에 대한 필요성이 대두되고 있다[3].

본 연구는 이와 같은 필요성에 대한 선행 연구로써 고중력 가속기동중 black out 발생전에 일어나는 조종사의 생체역학적인 상태 변화를 ATB (Articulated Total Body) 모델[4]을 사용하여 모의실험하고자 한다.

2. 모의실험을 위한 시스템 구성

2.1 시스템의 구조

시스템의 구조는 [그림 1]에서 볼 수 있듯이 크게 세 부분으로 구성되어 있다. 먼저 인체 특성 자료를 산출할 수 있는 GEBOD(Generator of Body Occupant Data) II 프로그램[5]에 의하여 조종사 신체의 각 segment와 joint의 특성이 구해지고 이 자료가 ATB모델로 입력되어 모의실험이 행해진다. 모의실험 결과는 신체 각 segment들의 시간별 움직임이 수치자료로 구해지고 또한 view program[6]에 의해 3차원의 그림으로 나타나게 된다. 이들 결과의 통계적 분석은 MINITAB 프로그램을 사용하였다.



[Figure 1] Schematic Diagram of System Structure

2.2 ATB 모델

모의실험에 사용되는 ATB 모델은 Lagrange 조건하에서 Euler의 운동방정식을 사용하는 강체 (rigid bodies) 동역학(dynamics)를 근거로 하여 이루어져 있다. 원래의 모델은 Calspan Corporation에서 미국 운수성(DOT)의 요구에 의하여 자동차 사고시 인간의 신체와 dummy의 동역학을 연구하기 위하여 개발되었다[7]. 모델에 적용되는 각 공식들은 전체 몸 관절에 포함되는 제반 문제들을 이 모델에 적용하여 신체가 갑작스런 가속이나 충격시 일어나는 일들을 충분히 반영할 수 있도록 되어있다.

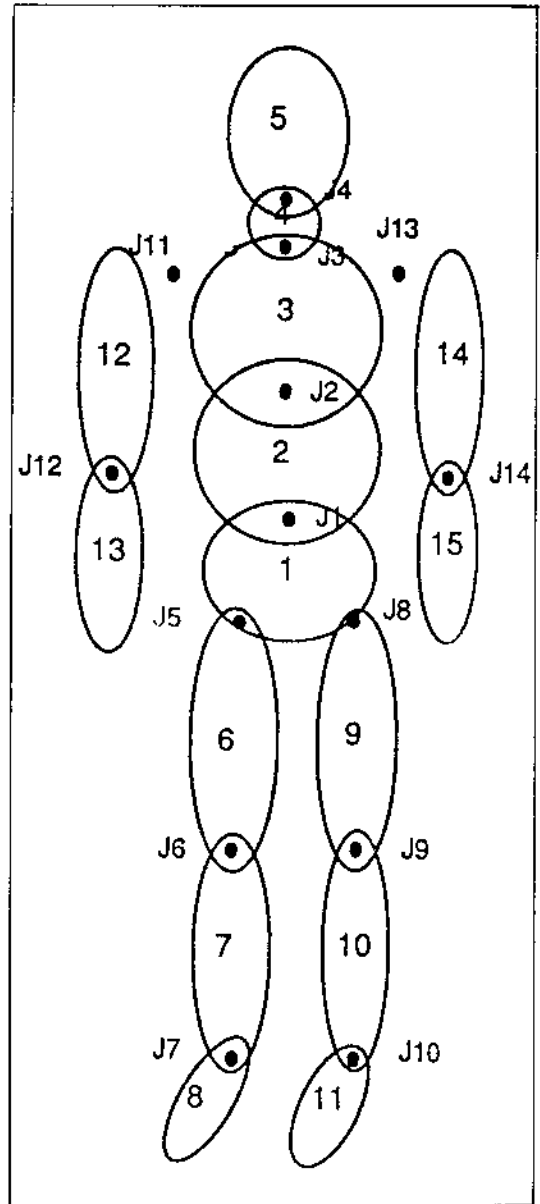
기본 모델에 대한 수정은 그 후 미국 공군에 적용하기 위하여 이루어졌는데 그 수정내용은 주로 특별한 joint의 힘에 관한 알고리즘과 비상 탈출시 신체 segment에 적용될 수 있는 항공역학적인 힘의 적용능력을 포함하는 것이었다. 그리고 자동차 외는 달리 복잡한 구속시스템(restraint system)의 적용을 위한 harness 알고리즘의 향상등 인간의 반응을 실험하기 위한 개조를 통해 인간신체의 물리적인 제반문제를 모의실험할 수 있도록 하였다 [8].

2.3 신체형태(body configuration)

인간 신체의 움직임을 모의실험하기 위해 ATB 모델은 신체를 각각의 segment들로 구성된 것으로 간주한다[4].

본 모델에서 사용되는 신체 형태는 15개의 body segment이며 이들은 머리(head), 목(neck), 윗상체(upper torso), 중간상체(center torso), 아랫상체(lower torso), 윗팔(upper arms), 아랫팔(lower arms), 윗다리(upper legs), 아랫다리(lower legs), 발(foot)로 구성되어 있으며 여기서 팔은 앞팔과 손을 합한 것이다. 이들이 구성된 모양과 각 joint들이 연결된 형태는 [그림 2]에 나타

나 있다.



Joint J connects Segment N(J) with Segment J + 1

J=1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14
 N(J)=1 2 3 4 1 6 7 1 9 10 3 12 3 14

[Figure 2] Model Segment and Joint Number Scheme

3. 모의실험

3.1 모의실험의 조건

비행중 조종사에게 일어나는 모든 조건이 포함된 모의실험을 한다는 것은 매우 힘든 일이며 항공기 또한 각 기종마다 성능이 다르고 조종사의 개인별 특성도 전부 고려할 수는 없다. 그래서 본 모의실험에서는 미국에서 사용하는 AV-8 항공기를 그 대상으로 하고 조종사의 신체 조건으로는 50% male U. S. air force pilot anthropometry[9]를 사용하였으며 가능한 한 모의실험을 단순화하기 위해 다음과 같은 가정사항을 둔다.

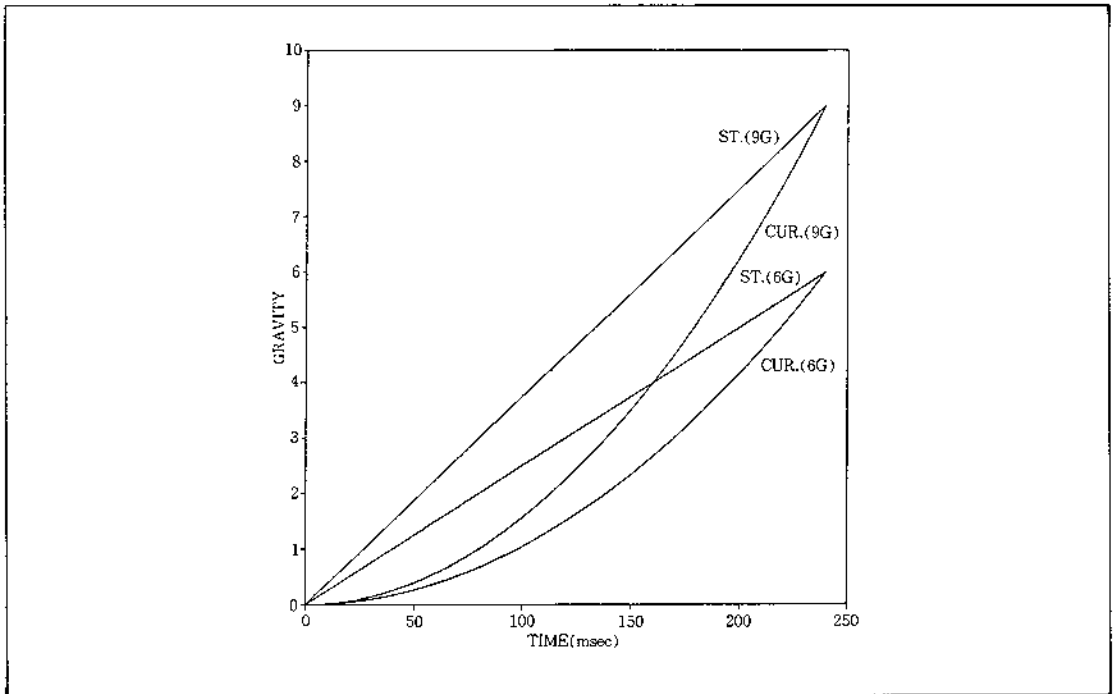
(1) 고중력 가속기동중 어깨 안전띠는 항공기 설계상 2.75G이상에서 자동적으로 고정된다. 실제 기동시 0G에서 2.75G까지 걸리는 시간은 70msec 이고 이때의 각가속도가 2rad/sec이므로 이 기간

중 상체의 움직임은 약 0.7inch가 된다. 또한 기동중 상체의 움직임을 방지하기 위하여 어깨 안전띠를 고정하고 비행하는 경우도 많으므로 본 모의실험에서는 이를 고정하고 기동하는 것으로 간주하였다.

(2) 생리적으로 black out이 발생하면 다른 조건에 관계없이 회복될 때까지는 비행이 불가능하기 때문에 모의실험시간은 1초 이내로 하며 가속 조건은 현대 항공기의 일반적인 가속 가능 G인 9G까지로 하였다.

3.2 비행 조건(flying profile)

가속의 형태와 정도에 따라 4가지 조건이 고려되었다. 이들 각각은 [그림 3]에서와 같이 0msec에서부터 시작하여 250msec까지는 가속의 형태와 정도에 따라 가속이 이루어지며 그 후에는 현재의 상태가 계속 유지되도록 하였다.



[Figure 3] Four Cases of Acceleration Profile

3.3 모의실험에 사용되는 변수

3.3.1 독립변수

모의실험에 사용된 독립변수로는 가속의 정도 (magnitude), 가속의 형태 (type), 그리고 조종사가 착용하는 헬멧 무게중심의 이동량 (center of gravity offset)이다.

가속의 정도는 9G와 6G가 고려되었는데, 9G는 현대 전투기의 구조적 한계 G이며 6G는 공중 전투기동중 통상 받게되는 가속의 정도이다.

가속의 형태는 선형적 증가형태 (straight type) 와 점진적 증가형태 (curvilinear type)의 두 가지가 고려되었다. 선형적 증가형태는 직선으로 가속되다 지속되며, 점진적 증가형태는 서서히 가속되다 시간이 지나면서 급격히 가속되는 형태를 나타낸다.

헬멧 무게중심의 이동량은 조종사가 보통의 헬멧을 착용했을 경우를 0inch로 하고, 야시경 (night vision goggle) 등의 특수장비를 부착했을 경우 조종사 헬멧의 무게 중심이 이동되므로 그 이동거리를 1inch로 하는 두가지 경우가 고려되었다.

가속의 정도, 가속의 형태, 그리고 무게중심의 이동량 각각 두가지 경우가 고려되어 총 여덟번의 모의실험이 수행되었다.

3.3.2 종속변수

조종사 신체의 움직임에서 특히 head down 현상과 직접적인 영향이 있는 segment등에 대하여 네 가지의 종속변수를 고려하였다.

(1) HIC(head injury criterion) 값

Wayne State Tolerance Curve[10]를 기초로 해서 Versace가 개발한 머리에 가해진 충격정도를 측정하는데 사용하는 지표로

$$HIC = (t_2 - t_1) \left\{ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right\}^{2.5}$$

의 식으로 산출된다. 여기서 t_1 과 t_2 는 최대 HIC

값이 얻어진 기간의 시작 및 끝 시간을, $a(t)$ 는 t 시간에 머리의 무게중심에서 측정된 G를 의미한다. 계산 결과 HIC 값이 작으면 작을 수록 머리가 받는 충격이 적음을 뜻하고 값이 1000을 넘어가면 뇌에 손상이 생길 정도의 심각한 충격이 가해졌음을 나타낸다.

(2) 평균 및 최대 G(average and maximum gravity)

고중력 가속기동중 조종사에게 가해지는 G의 평균 및 최대치를 의미한다.

(3) 최대 머리 굽힘각도(maximum head deflection angle)

고중력 가속기동중 조종사 머리의 최대 굽힘각도 (flection angle)를 나타낸다. 머리 굽힘각도의 제한치는 90°로 이를 넘어가게 되면 목을 구성하고 있는 척추에 이상을 초래할 수 있다.

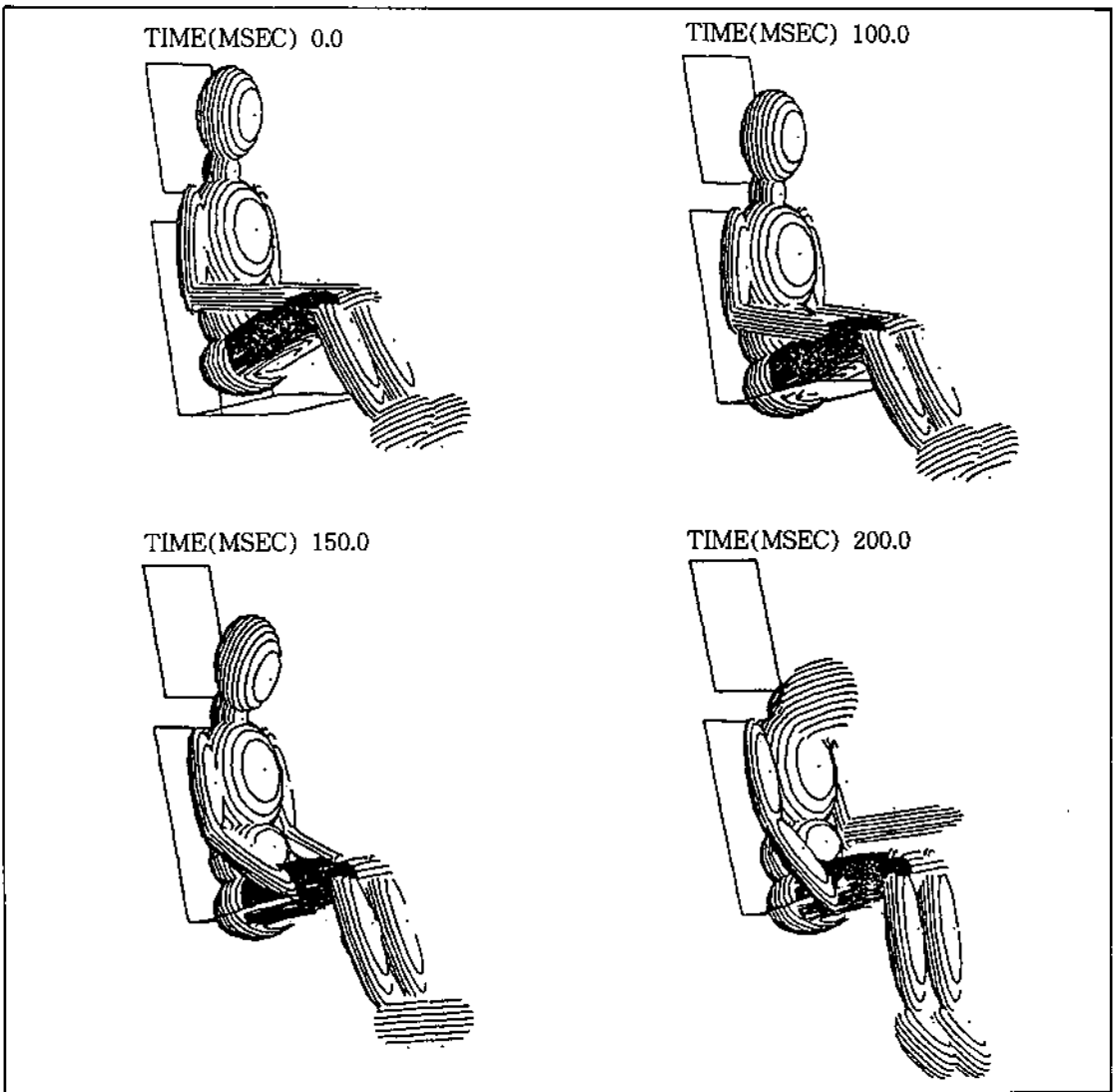
4. 모의실험 결과

모의실험 결과로 고중력 가속기동중에 가속을 받는데 따라서 변화하는 조종사의 신체 모습을 3차원 형상으로 나타내었다. 여러가지 독립변수의 조건에 따라 가속이 되면 기동의 시작을 0msec로 해서 100msec, 150msec, 200msec때의 모습을 View program을 사용하여 표현했다. [그림 4]는 가속의 정도가 9G, 가속의 형태가 선형적이며 무게중심의 이동량이 1inch인 경우의 변화모습을 나타내고 있다. 그림에 의하면 처음의 앉은 자세에서 가속이 됨에 따라 그 영향으로 인해 전체적인 자세가 아래로 쏠리며 150msec 정도에서 조종사의 머리가 숙여지기 시작하여 200msec 정도에서는 거의 상체와 닿을 정도로 숙여져 있음을 볼 수 있다.

실험결과와 통계적인 검증을 위해 가속의 정도와 형태, 그리고 무게중심의 이동량에 따른 종속변수의 변동자료가 <표 1>에 주어져 있다. 이에 따르면 먼저 HIC 값은 모두 머리의 부상 제한치인 1000을 훨씬 밑돌고 있어 고중력 가속기동이 조종

사의 머리에 부상을 입힐 가능성은 거의 없는 것으로 보여진다. 다음으로 가속의 정도를 최대 9G로 주었을 때 조종사의 신체가 받는 평균 G는 선형적 형태일때는 16-25G, 점진적 형태일때는 무게중심의 변동에 관계없이 12G임을 볼 수 있어 실제 조종사가 받게되는 G는 주어지는 양보다도 훨씬 크다는 것을 알 수 있고 최대 G의 경우도 마찬가지이다. 그리고 가속의 형태면에서 보면 선형적인 경우가 점진적인 경우보다 평균, 최대 G의 값이 크

다. 머리 굽힘각도의 경우에서 보면 가속의 정도가 적더라도 가속의 형태가 선형적일 때는 각도가 더 크며 가속형태가 같을 때는 정도에 따라서는 별 차이가 없음을 보아 머리가 숙여지는 각도는 가속의 정도보다는 그 효과가 누적이 되므로 어떻게 가속되는가에 더 관계가 있음을 알 수 있다. 특히 9G, 선형적이고 무게 중심 이동량이 1inch인 경우에 머리 굽힘각도의 최대치는 무려 74°로 제한치인 90°에 근접한 값이다.



[Figure 4] High 'G' Maneuvering Sequence

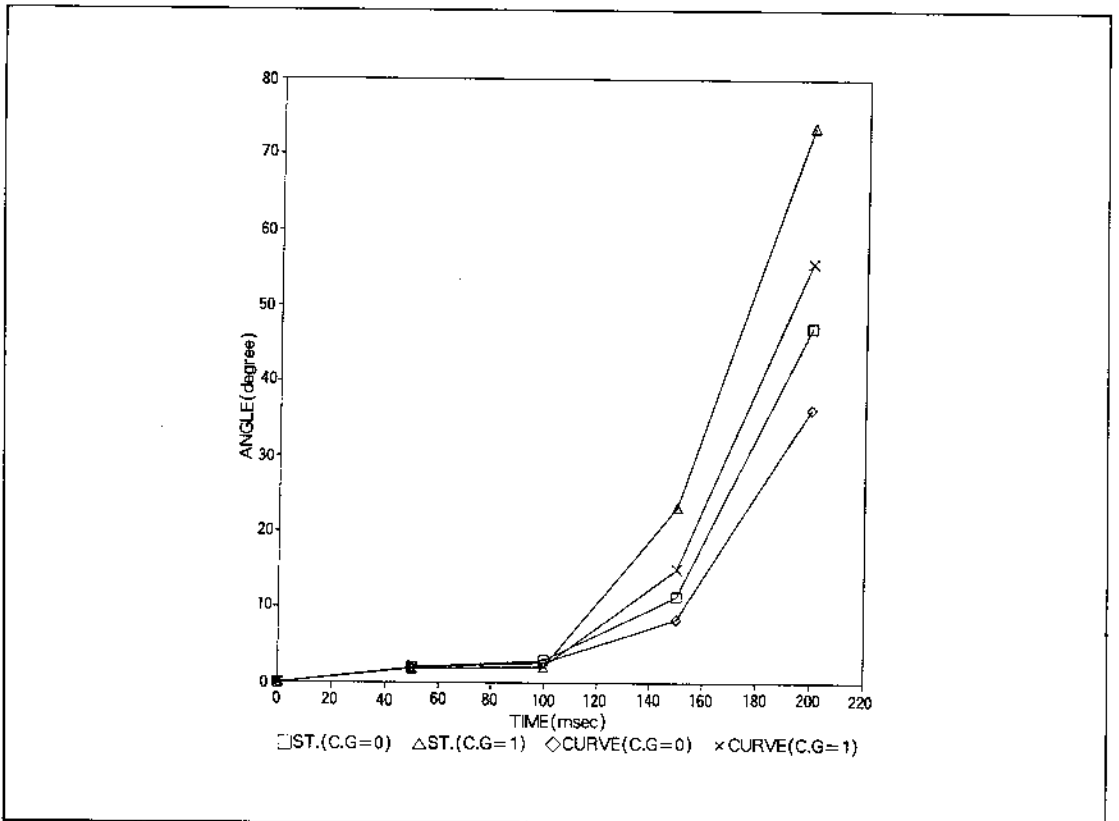
<Table 1> Dependent Variables as a function of magnitude, acceleration type and c. g.

Magnitude	Accel. type	C. G	HIC	Avg G	Max G	Maxhead def. angle
9	ST.	0	74	25	29	47
9	ST.	1	55	16	21	74
9	CU.	0	9	12	17	36
9	CU.	1	22	12	18	56
6	ST.	0	16	15	17	34
6	ST.	1	17	11	14	63
6	CU.	0	1	4	7	30
6	CU.	1	6	8	13	45

[그림 5]는 머리굽힘 각도에 대한 독립변수들의 영향정도를 그래프로 나타낸 것으로 무게중심의 이동량이 증가할수록 머리 굽힘각도도 증가하며 가속의 형태면에서도 선형적인 경우가 점진적인 경우보

다 머리 굽힘각도가 커짐을 볼 수 있다.

모의실험 결과의 통계처리는 MINITAB 프로그램을 사용하였으며 종속변수와 독립변수들의 각 조합에 따른 분산분석 결과는 <표 2>와 같다.



[Figure 5] Effects of Acceleration Type and C. G. Offset on the Head Deflection Angle

〈Table 2〉 F-Values of the ANOVA Effects

Factors	d. f	HIC	Avg G	Max G	Max-head def. angle
MAGNITUDE	1	15.03 *	10.26 *	15.68 *	13.84 **
ACCEL. TYPE	1	16.46 *	14.77 *	8.00 *	48.65 **
C. G	1	2.35	0.10	0.08	90.86 **
MAG. * ACCEL.	2	12.40 *	15.25 **	14.51 **	1.65
MAG. * C. G	2	2.12	1.38	3.82	4.97
ACCEL. * C. G	2	2.47	2.61	1.03	19.55 **
MAG. * ACCEL. * C. G	3	11.28 *	8.38	7.92	51.22 **

P* < 0.05, P** < 0.01 : significant level

〈표2〉에 나타난 바와 같이 가속의 정도와 형태는 모든 종속변수에 대해서, 무게중심의 이동량은 최대 머리 굽힘각도에 대해서만 $p=0.01$ 혹은 $p=0.05$ 에서 주 효과가 유의한 수준임을 보이고 있다. 가속의 정도와 형태간의 교호작용은 최대 머리 굽힘각도를 제외한 종속변수에 대해 유의한 효과를 나타낸다. 반면 가속의 정도와 무게중심의 이동량간의 교호작용, 가속의 형태와 무게중심의 이동량간의 교호작용은 모든 종속변수들에 대해 유의한 효과가 없으나 후자의 경우 최대 머리 굽힘각도와는 관계가 있다.

이것으로 보아 가속의 형태와 가속의 정도보다는 무게중심 이동량이 머리 굽힘각도에 더 큰 영향을 미치며 다른 두 요소, 즉 가속의 형태와 가속의 정도중에서는 가속의 형태가 머리 굽힘각도에 더 영향을 미친다는 사실을 알 수 있다.

5. 결 론

본 모형실험의 목적은 현재 통상적으로 이루어지고 있는 전투기의 공중 전투기동중 6-7G 이상의 고중력 가속기동시 black out이 발생하기 전에 일어나는 head down을 방지하기 위한 방법론 연구

의 선행작업으로 고중력 가속기동중 조종사가 black out을 일으키기 전까지 나타나는 신체의 움직임에 대한 물리적 변화를 알아보고자 하는 것이다.

실험의 결과 분석은 신체를 구성하고 있는 여러 가지 segment 중에서 주로 head down에 관계되는 segment들을 중심으로 해서 이루어졌다. 실험 결과 여러가지 중요한 내용들이 산출되었는데, 주지의 사실이지만 고중력 가속시 현재의 자세를 그대로 유지하기 힘들다는 것을 그림으로 볼 수 있었다. 수치적인 자료로도 입증할 수 있듯이 head down에 직접적으로 관계된 머리 굽힘각도의 경우, 헬멧 무게중심의 이동량과 가장 큰 관계가 있으며 다음으로 가속의 형태와 관련성이 큰것으로 나타났다. 이 사실로 미루어 보아 조종사의 헬멧과 그에 부착되는 여타 장비들이 head down을 일으키는데 상당한 역할을 하므로 차후 이에 대한 체계적인 연구가 진행되어야 하겠다. 가속을 가하는 형태는 그때 그때의 비행상황이나 임무에 따라 달라지고 개인의 습관에 따라서도 변화가 많은데 실험결과에 의하면 점진적인 경우가 선행적인 경우 보다 머리 굽힘각도가 더 작으므로 될 수 있으면 가속을 줄때 점진적으로 주는 훈련이 필요할 것 같다. 또한 주어지는 가속의 정도보다 실제 조종사가 받는 G의

양은 segment에 따라서 훨씬 많은 것으로 보아 고중력 가속중 조종사들이 많은 어려움을 겪고 있음을 알 수 있다.

추후의 연구방향으로는 머리에 관계된 segment 뿐만 아니라 모든 부분에서의 움직임을 대상으로 해서 분석해 볼 필요가 있으며 가속도의 조건 역시 실제 임무별 혹은 자세별등으로 다변화하여 분석해야 한다. 그리고 조종사가 느끼게 되는 mechanical force에 관련된 내용들도 모의실험에 포함시켜 보다 구체적으로 조종사를 보호할 수 있는 장비를 설계해 나가야겠다.

참 고 문 헌

[1] Harry, G. A., *Aerospace Medical Research Laboratory Mission*, Aerospace Medical Division, Air Force Systems Command, 1985.

[2] Leverett, S. D., and Whinnery, J. E. *Biodynamics-Sustained Acceleration*, In Fundamentals of Aerospace Medicine, 1985.

[3] Torstle, H. S., et al., *U. s. Naval Flight Surgeon's Manual*, U. S. Government Printing Office, Washington, 1978.

[4] Obergefell, L. A., et al., *Articulated Total Body Model Enhancements*, Vol. 2, AMRL-TR-88-043 1988.

[5] Baughman, L. D., *Development of an Interactive Computer Program to Produce Body Description Data*, AFAMRL-TR-83-058, Wright-Patterson, 1983.

[6] Leetch, B. D., and Bowman, W. L., *Articulated Total Body Model 'VIEW' Program*, AMRL-TR-81-111, 1983.

[7] Fleck, J. T., et al., "An Improved Three Dimensional Computer Simulation of Motor Vehicle Crash Victims", *Final Technical Report No. ZQ-5180-L-1, Vol. 4, Calspan Corporation*, 1974.

[8] Fleck, J. T., and Butler, F. E., *Development of an Improved Computer Model of the Human Body and Extremity Dynamics*, AMRL-TR-75-14, Wright-Patterson, 1975.

[9] NASA Reference Pub. 1024, *Anthropometric Source Book Book Vol. 2*, 1978.

[10] Versace, J., "A Review of the Severity Index", *SAE paper No. 710881*, 1971.