

誘導彈 소개

(5) 飛行體

洪 在 鶴 (工學博士)

자료에 대하여 간단히 說明하고자 한다.

1. 概要

飛行體는 彈頭, 推進機關 및 誘導操縱裝置 등 여러가지 필요한 內容物을 수용하고 安定한 飛行을 해서 運搬物(彈頭)을 安全하고 精確하게 목표에 運搬하게 하는 一種의 容器로서 一般적으로 頭部, 胴體, 날개 및 操縱面 등으로 構成되어 있다. 이러한 飛行體는 다음과 같은 條件을 具備하여야 한다.

(1) 필요한 內容物을 수용할 수 있을 만한 容積을 가지고 있어야 하며 外力이나 熱로부터 保護할 수 있어야 한다. 또한 內容物을 수용했을 때 全體의 重心이 安定한 비행을 할수 있도록 適當한 位置에 있을 수 있어야 한다.

(2) 飛行中에 靜的 및 動的으로 安定하여야 한다. 즉 飛行中 어떤 攪亂이 발생해서 飛行體에 變化가 생겼을때 그 變化量이 減少되는 特性을 가져야 한다.

(3) 要求되는 飛行經路變化가 可能해야 한다. 다시 말하면 誘導彈의 飛行方向을 變化시킬려고 할때 操縱面에 變位를 주어 飛行體에 발생하는 空氣力으로서 飛行方向을 바꿀 수 있어야 한다.

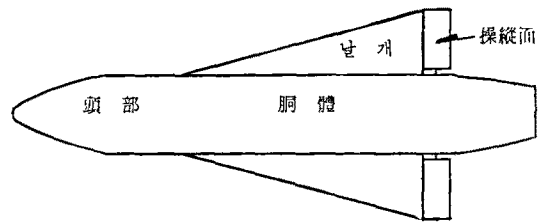
(4) 飛行體 内部에서 받는 推力 및 慣性力과 外部에서 받는 空氣力學的 荷重에 견디어 낼 수 있는 構造의 強度를 가지고 있어야 한다. 더구나 最少重量으로서 이러한 能力을 確保하여야 한다.

(5) 定해진 推進機關의 能力으로서 目標까지 飛行할 수 있도록 最少의 抗力을 갖도록 設計되어야 한다.

여기서는 飛行體의 構成, 誘導彈의 飛行原理, 安定性 및 空力加熱 그리고 飛行體의 構造 및 材

2. 飛行體의 構成

飛行體는 그림 1에서 보는 바와 같이 頭部, 胴體, 날개 및 操縱面으로 構成되며,



〈그림 1〉 飛行體 構成

가. 頭部: 이 部分에는 흔히 誘導操縱裝置 및 彈頭를 收容하며 飛行速度, 필요한 容積 및 레이 다波의 屈折 等に 대한 考慮에서 그 모양을 選擇하게 된다 (그림 2)

1) 圓錐型 頭部: 超音速($M > 2.0$)에서 主로 사용한다. 容積이 적은 것이 흠이나 製作성이 좋은 利點이 있다.

2) 오자이브(Ogive)型 頭部: 速度範圍는 圓錐型과 類似하며 圓錐型보다 容積이 좀 크고 抗力이 약간 적은 利點이 있어 많이 使用하나 加工이 어렵게 된다. (例: HAWK, Nike-Hercules)

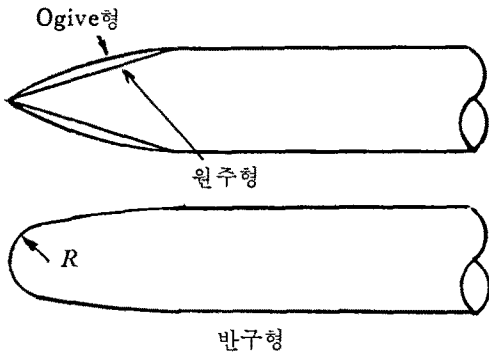
3) 半球型 頭部: 이 型은 主로 赤外線 追跡誘導彈에 使用되며 抗力은 큰 便이다. (例: Sidewinder)
以上の 3種外에도 여러가지 형태의 頭部가 使用된다.

나. 날개: 速度範圍, 航空力學的 및 構造上的

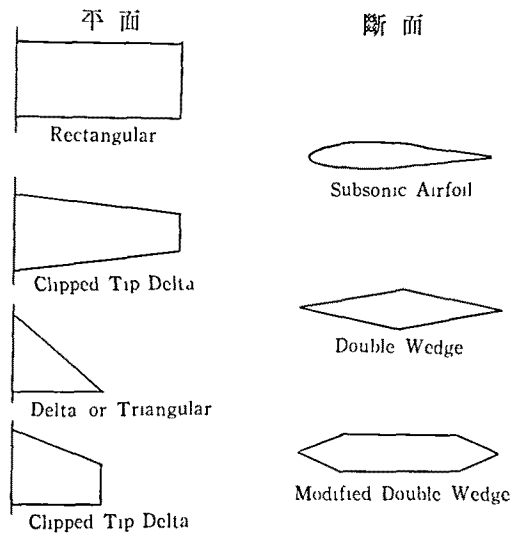
考慮에 따라 날개의 平面型과 斷面의 모양을 선택하게 된다. 亞音速(音速보다 적은 速度)領域에서는 矩形平面과 앞이 뾰족한 날개꼴을 一般적으로 사용하고 超音速(音速보다 큰 速度) 領域에서는 三角翼(Delta) 또는 矩形翼과 三角翼間의 여러가지 모양의 平面을 使用하며 斷面은 Double Wedge 또는 Modified Double Wedge를 主로 使用한다. (그림 3)

다. 操縱面·날개뒤 또는 胴體에 작은 날개를 附着시켜 飛行中에 이 操縱面을 움직임으로서 空氣흐름을 다르게 해서 飛行體에 回轉力을 發生시킴으로서 誘導彈의 進路를 임의로 操縱할 수 있게 하는 것을 操縱面이라고 하며 그 種類는 다음과 같다. (그림 4)

1) 날개 操縱: 重心 근처에 큰 날개가 있고 꼬



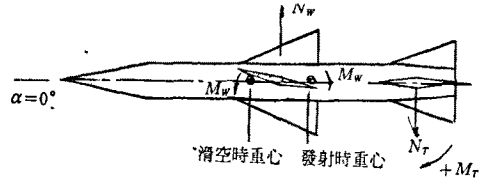
<그림 2> 두부형태



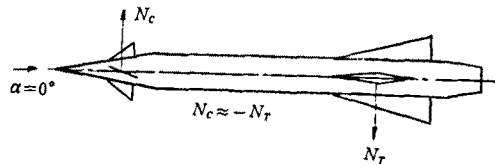
<그림 3> 날개모양

리 날개가 있으며 날개 全體를 움직이던가 날개뒤에 操縱面이 附着되어 있어 그 操縱面을 움직이는 것을 날개 操縱이라 한다. 이 操縱方法은 그림 7에서 보는바와 같이 操縱效率이 좋다.

그래서 地對空이나 空對空 誘導彈과 같이 短時間에 큰 軌道變化를 이루어야 할 경우에 主로 많이 使用한다. (例: Nike-Hercules 地對空 誘導彈)



<그림 4> 날개 操縱



<그림 5> 앞날개 操縱

2) 앞날개(Canard) 操縱: 큰 날개가 飛行體의 中心部 또는 後部に 位置하며 앞에 조그만 앞날개가 附着되어 이 앞날개를 움직여서 操縱의 目的을 達成하는 것을 앞날개 操縱이라 한다. (그림 5)

이 方法의 長點은 (1) 이 操縱面은 比較的 작아서 附着시키기 쉬우며 무게도 크게 增加하지 않는다.

(2) 位置變更이 容易하므로 靜的 安定性을 위하여 쉽게 이 앞날개로 靜的 여유(Static Margin)를 調節할 수 있다.

(3) 操縱面이 작으니까 操縱에서 생기는 抗力增加를 最小限으로 할 수 있다.

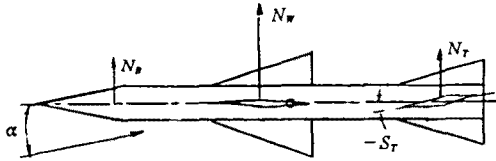
그러나 操縱面을 變位시켰을때 그 反應이 比較的 늦은 短點이 있고 回轉(Roll)操縱特性이 좋지 않다. (例: 사이드·와인드 空對空 誘導彈)

3) 꼬리날개 操縱: 胴體 後部に 附着되어 있는 꼬리날개를 움직여서 飛行姿勢를 操縱하는 것으로서 그림 6에서 보는 바와같이 仰角과는 反對方向으로 꼬리날개가 變位를 하게 되므로 比較的 느린

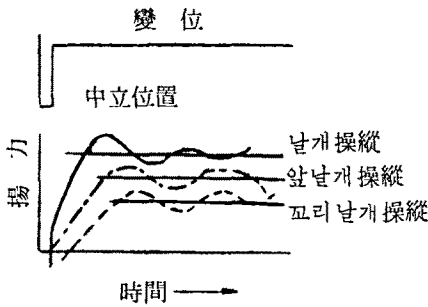
反應을 주게 된다.

이러한 種類의 操縱은 彈道를 크게 變化시킬 필요가 없는 再進入體 및 彈道彈 等に 使用할 수 있다.

4) 其他方法 : 위에서 說明한 3種類의 方法外에도 그 飛行體의 特性과 操縱要求에 따라서 많은 操縱方法(航空力學的 操縱)이 있다. 例를들면,



<그림 6> 꼬리날개 操縱



<그림 7> 유도탄 反應比較

- (1) 날개없는 꼬리날개 操縱
- (2) 꼬리 날개없는 날개 操縱
- (3) 胴體延長(Body extension)
- (4) 頭部후랴 操縱(Nose-flap Control)

등이 있다. 그러나 위의 네가지 경우에서 (3)은 날개가 없을 뿐이며 實質적으로 꼬리날개 操縱과 크게 原理面에서 다를 바가 없으며 (2)의 경우는 날개 操縱과 別로 다를 바가 없다.

그리고 나머지 (3)과 (4)는 實際에 있어서 別로 많이 使用하지 않는 方法이다.

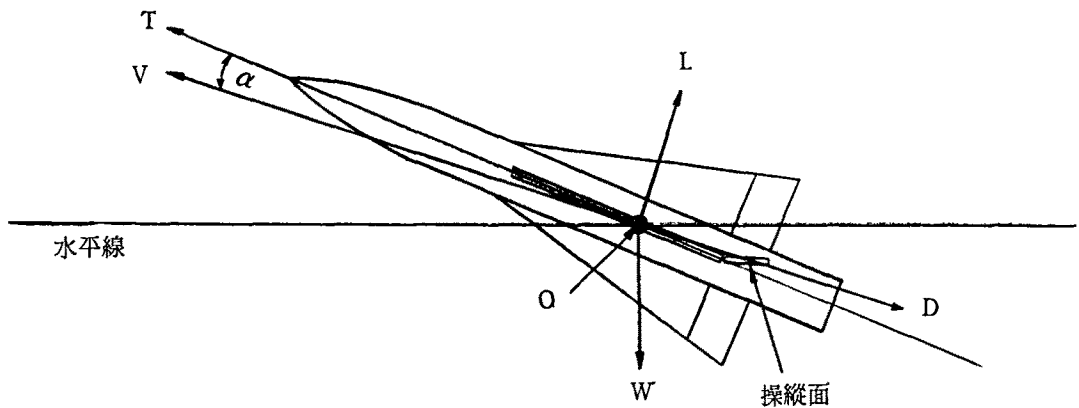
3. 飛行原理

飛行中の 飛行體에 작용하는 힘은 飛行體를 (1) 推進시키는 推力(Thrust), (2) 들어올리는 揚力(Lift), (3) 減速시키는 抗力(Drag) (4) 自體의 荷重 등으로 區分한다.

그림 8은 操縱面을 움직인 경우의 一般의인 飛行體의 姿勢와 飛行體에 작용하는 힘을 보여준다.

여기서 V는 飛行體의 進行方向을 나타낸다. 그림 8에서와 같이 操縱面을 윗方向으로 올린 경우에는 空氣가 操縱面의 뒷面에 부딪치게 되어 飛行體의 機首는 위로 올라가게 된다.

이것이 飛行體 操縱의 基本原理이다. 따라서 飛行體의 機首가 위로 올라가게 되면 仰角이 α 만큼 생기게 된다.



<그림 8> 操縱面을 움직인 飛行體에 작용하는 힘

여기서 仰角은 그림 8에서 飛行體가 進行하는 方向(0-V)과 機體軸(0-T)과 이루는 角을 말한다.

그런데 揚力과 抗力은 仰角에 比例하는 函數이다. 無誘導 飛行體는 突風(Gust)이 없을 때를 생각하면 仰角이 매우 적으므로 揚力이 매우 적은 값이 되어 飛行軌跡은 拋物線軌道에 接近하게 된다.

그러나 操縱面을 使用하는 誘導飛行體는 揚力을 發生시켜 水平飛行을 할 수 있으며 또한 操縱面을 움직여서 飛行體를 원하는 方向으로 誘導할 수 있다.

飛行體를 減速시키는 抗力(Drag)은 普通 (1) 造波抵抗(Wave Drag), (2) 表面摩擦抵抗(Skin Friction Drag), (3) 底面抵抗(Base Drag) 등으로 나눌 수가 있다.

造波抵抗은 超音速으로 飛行하는 飛行體에 생기는 衝擊波(Shock Wave)에 의한 壓力增加에 따른 抵抗이며 表面摩擦抵抗은 機體表面의 境界層(Boundary Layer) 內에서의 表面摩擦로 인한 速度變化에 따른 抵抗이며, 底面抵抗은 飛行體 底面(Base)의 壓力에 따른 抵抗으로서 推進機關이 燃燒하고 있을 境遇에 底面抵抗이 더 적다. 이 抗力은 誘導彈의 性能, 즉 射程에 直接的으로 영향을 미치는 것으로 이 抗力을 最小로 하기 위한 努力이 繼續되고 있다.

또한 誘導彈의 機動성에 중요한 揚力은 주로 날개에서 발생하며 胴體에서도 一部 발생하는데 胴體에서 發生하는 揚力의 大部分은 頭部에서 發生한다.

이 揚力은 仰角에 直接 比例(어느 限界까지)하며 날개 모양에 따라서도 큰 變化가 있다.

4. 安 定 性

安定性은 靜的 및 動的 安定性으로 區分할 수

있으며 靜的 安定性은 飛行體가 突風(Gust) 등에 의해서 攪亂(disturbance)을 받은後 飛行體 원래의 平衡點으로 復歸하려는 初期傾向을 말하고, 이와 反對인 境遇는 靜的으로 不安定하다고 한다.

또한 動的 安定性은 初期攪亂에 뒤따른 靜的 安定性에 의해서 飛行體가 平衡으로 復歸하려는 運動을 時間의 경과에 대하여 說明하는 것이 動的 安定性이다.

飛行體가 靜的으로 安定하다면 그 飛行體는 動的으로 安定, 中立, 不安定의 세 경우로 된다. 靜的으로 安定한 飛行體가 즉시 또는 減衰振動을 하여 平衡點으로 돌아갈 때 그 飛行體는 動的인 安定性을 갖는다고 한다.

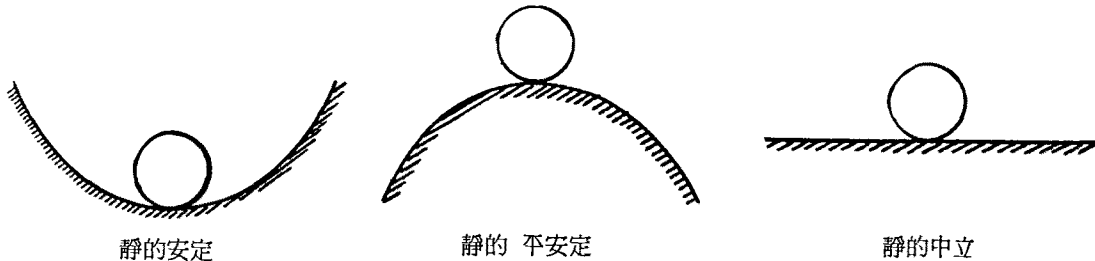
그리고 同一한 振幅을 갖고 계속 振動하는 경우에는 動的 中立이라 하며 時間의 경과에 따라 振幅이 점점 增加하는 경우에는 動的으로 不安定하다고 한다.

理解를 돕기 위하여 그림 9에는 靜的 安定성과 그림 10에는 動的 安定성의 一般의인 그림을 表示하였다.

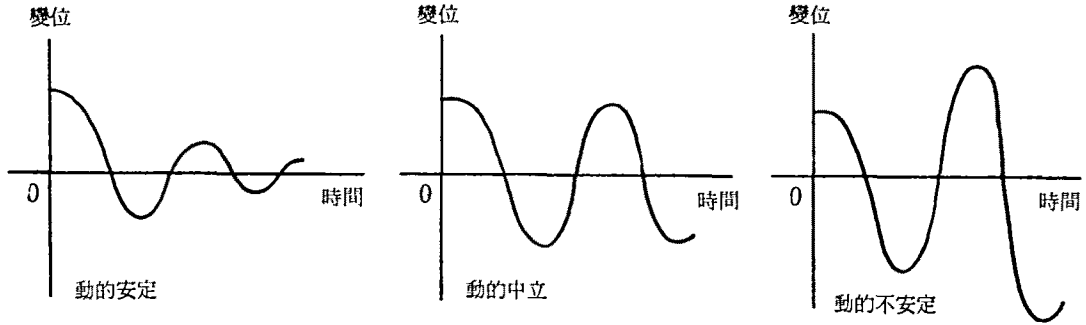
다음 實際 飛行體의 경우를 考察하여 보자. 飛行體에서 무게 中心點을 C.G.(Center of Gravity) 그리고 壓力中心點을 C.P.(Center of Pressure)라 할때 C.P.가 C.G.보다 뒤에 있을 경우를 생각하여 보자. 飛行體가 平衡狀態에서 飛行途中 밑에서 위로 불어오는 돌풍을 만났다고 하면 飛行體의 仰角이 增加하게 된다.

따라서 그림 11과 같이 飛行體의 C.G.에 관하여 모멘트가 誘發되는데 C.P.가 C.G.의 뒤에 있으므로 仰角의 증가에 의한 揚力의 증가는 C.P.에 作用하므로 결국 仰角을 減小시키려는 方向, 즉 飛行體를 원래의 平衡位置로 復歸시키려는 모멘트가 C.G.에 관하여 作用하게 된다.

이런 飛行體를 靜的으로 安定하다고 한다. 이와



〈그림 9〉 靜的 安定性



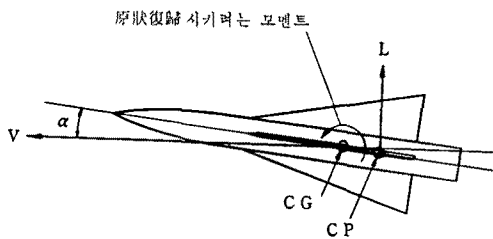
〈그림 10〉 動的 안정성

反對로 C.P.가 C.G.보다 앞에 位置하면 仰角을 增加시키므로 靜的으로 不安定하게 된다.

또한 靜的으로 安定한 飛行體가 돌풍 등에 의하여 攪亂을 받은後 時間이 경과함에 따라 仰角의 絶對值가 减小하여 원래의 平衡位置로 돌아가는 것을 動的으로 安定하다고 한다.

飛行體는 이와같이 空氣力學的으로 安定해야지 安定한 飛行을 할 수 있으며 不安定하면 飛行途中 安定하게 요망되는 軌道를 飛行하지 못하고 飛行에 失敗하고 말게 된다.

따라서 이 安定성은 誘導彈에 있어서 가장 重要한 것 중의 하나이다.



〈그림 11〉 靜的 안정상태의 비행체

5. 空力加熱

超音速으로 飛行하는 飛行體는 表面摩擦에 의하여 機體表面에 상당히 熱이 발생하여 表面의 溫度가 上昇하게 되어 機體材質의 強度가 低下되므로 飛行體 設計時 반드시 考慮하여야 한다.

機體表面의 溫度上昇은 飛行體의 速度, 高度 그리고 飛行體 表皮의 두께 및 材質 등에 의하여 決定된다.

飛行體 주변의 空氣溫度는 飛行體의 速度가 증가하면 速度의 제곱에 比例하여 上昇하므로 飛行體 表面溫度는 上昇한다. 또한 飛行高度가 낮아지면 空氣密度가 커지므로 이에 比例하여 熱傳達係數가 커져 結果的으로 飛行體 表面溫度가 上昇한다.

이렇게 機體表面의 溫度가 上昇하면 内部構造物도 熱傳導가 일어나서 構造物의 溫度上昇 현상이 일어난다. 이에 따라 機體内部空氣도 對流現象이 일어나 内部空氣의 溫度가 上昇하게 된다.

誘導彈은 機體内部에 電子裝備가 있으며 電子裝備가 제대로 作動되려면 周邊溫度가 대개 200°F 이하로 維持되어야 하므로 空氣加熱로 인한 熱을 제거하던가 熱이 電子部品에 접촉하지 못하도록 適切한 방법으로 熱을 遮斷해야 한다.

電子部品外에도 油壓裝置에도 溫度의 制限이 있으며 이것은 熱遮斷하기가 더욱 곤란하다.

空力加熱로 제일 問題가 되는 것은 飛行體 構造物에 대한 영향이다. 飛行體가 音速의 約 4倍로 8~90,000ft 上空을 飛行할 때 飛行體 表面溫度가 最大 600~800°F까지 上昇하게 된다.

이와 같이 溫度가 上昇하게 되면 一般的으로 飛行體 構造物에 使用하는 알루미늄 또는 마그네슘 합금은 強度가 常溫에서의 10% 이하로 떨어지게 되어 飛行體는 空力荷重 및 慣性荷重을 견딜 수 없게 된다.

이를 防止하기 위하여 (1) 熱遮斷 材料로 飛行體를 도장해서 機體材料에 熱을 傳達하지 못하도록 하는 方法, (2) 機體表面에 Ablation 材料를 도장하여 高溫에서 熱을 뺏어 증발하므로써 機體材料를 熱로부터 保護하는 方法, (3) 機體材料의

두께를 증가시켜 強度를 유지하는 方法, (4) 熱에 강한 材料로 交換시키는 方法 등을 使用할 수 있다.

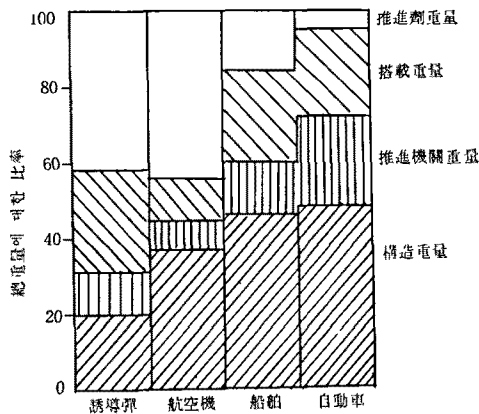
熱遮斷 材料로는 FRP 및 여러가지 Ablative 材料 등이 있으며 例를 들어 FRP를 0.05 inch의 두께로 飛行體 表面을 도장(Coating)할 경우 表面溫度를 約 200°F 정도 低下시킬 수 있다.

한편 構造物의 形態를 航空機와 비교해 보면,

(1) 날개: 一般的으로 誘導彈은 航空機보다 작은 날개를 使用하며 구조는 剛性이 큰 몇개의 骨格과 外皮로 된 構造 또는 內質型(solid) 狀態로 만드는 것이 普通이며,

(2) 胴體: 航空機 구조와 같이 圓周方向과 橫方向 補强材에 外皮를 끼운 半모노코크(Semi-Monocoque) 構造도 사용되나 보다 많이 사용하는 것은 連結用 후레임(Frame)과 外皮로만 된 모노코크(Monocoque)型 構造를 많이 使用하며,

(3) 操縱面: 리브(rib)와 스파(spar)보다는 內質型 구조를 使用하는 것이 보통이다.



〈그림 12〉 각종 運搬體의 重量구성

一般的으로 航空機보다는 간단하고 製作하기 容易한 構造를 使用하며 速度가 큰 것이 보통이므로 強度가 큰것이 특징이다.

6. 構造

誘導彈 構造物은 航空機나 다른 運搬體와 달리 一回 使用을 목표로 하고 또 人命에 대한 安全問題

가 없으므로 그림 12에서 보는 바와같이 船舶이나 自動車의 경우보다 全體重量/構造物 重量의 比가 航空機의 경우와 마찬가지로 극히 작으며 또 航空機에 比해서도 搭載重量(payload)/構造重量의 比가 훨씬 크게 하는 것이 보통이다.

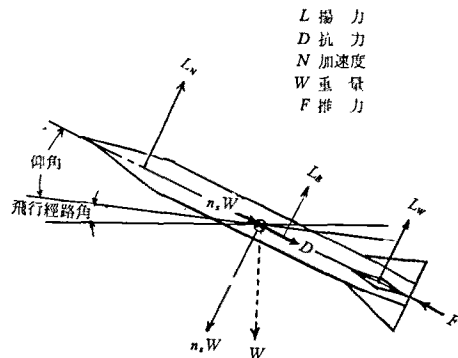
이렇게 輕量化 하기 위하여서는 荷重計算 및 應力解析을 정확히 해야하며 輕量 高強度 材料를 使用해야 한다. 그래서 최근에 개발된 外國의 어떤 長距離 誘導彈의 경우, 構造物이 全體重量에서 차지하는 比率이 2%, 搭載重量/機造重量이 3.0까지 되는 輕量 誘導彈도 出現했으며 이러한 最適設計는 앞으로 계속 研究될 과제이다.

7. 荷重

飛行體 構造物의 設計解析에 基本인 荷重은 航空機의 경우와 마찬가지로 地上荷重과 飛行荷重으로 區分할 수 있으나 이중 誘導彈에서 重要한 것은 飛行荷重이다.

이 飛行荷重은 飛行體가 空氣속을 飛行할때 飛行體가 받는 推力, 外部空氣力, 重力 및 慣性力, 內部壓力, 振動 및 空力加熱 등을 말한다.

이 가운데 航空機의 경우와 달리 疲勞荷重(Fatigue Load)을 一般的으로 考慮하지 않으며 內壓 및 振動은 部分的인 構造物에 限하고 또 空力加熱은 材料 強度上的 減少를 초래하고 熱壓力을 만든다.



〈그림 13〉 비행체에 作用하는 힘

한편 推力, 空氣力 및 慣性力들은 全體構造物에 影響을 미치고, 다른 荷重에 比해 큰 값을 가지는

가장 기본적인 荷重인데 이 作用力들이 飛行體에 걸리는 것을 간단히 圖示하면 그림 13과 같다.

그림 13에서 軸方向의 推力(F)과 飛行加速度(N_x)에 의한 慣性力($N_x W$), 重力의 軸方向成分 및 抗力(D) 등의 平衡에 의하여 壓縮力 또는 引張力의 軸力(Axial Force)이 發生하고 또 軸에 垂直한 方向에 대한 加速度(N_z)에 대한 慣性力($N_z W$)과 機體 各部位의 空氣力의 垂直成分(L_N, L_B, L_W) 및 重力의 垂直成分力 등의 平衡에 의해서 剪斷力이 생기며 이 剪斷力에 의한 굽힘모우멘트(Bending Moment) 등이 만들어 지는게 이 軸力과 굽힘모우멘트는 胴體外皮의 挫屈에 가장 큰 영향을 미친다.

8. 材 料

飛行體 構造物에 一般적으로 사용되는 材料는 Al合金, Steel, Ti合金, Mg合金, Be合金 등의 金屬材料와 FRP 등의 非金屬材料 등이 있으며 이 가운데서도 가장 普遍的으로 사용되는 材料는 主構造物用으로 Al合金, 副構造物用으로는 Mg合金 및 耐熱用으로는 Ti合金 또는 FRP 等이다.

材料의 選定時에는 價格, 耐蝕性, 斷熱性, 電波透過性, 機械의 및 物理的 性質 등을 고려하나 더욱 重要한 것은 가볍고 空力加熱에 의한 強度變化가 적은 것이 要望된다.

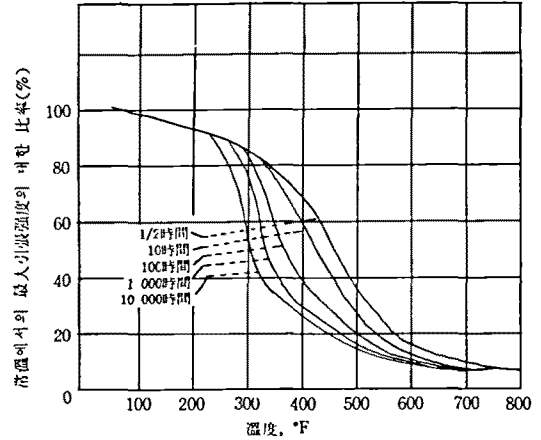
특히 飛行體가 超音速으로 長時間 飛行할 때는 더욱 空力加熱문제가 중요하다. 그림 14은 Al의 加熱溫度와 時間에 대한 最大引張強度의 變化曲線을 보여 준다.

여기서 보면 400°F만 되어도 30分 後에는 常溫強度의 70%, 10時間 後에는 59%밖에 되지 않으며 600°F 이상에서는 時間에 관계없이 거의 強度가 없어진다.

9. 誘導彈과 航空機

誘導彈과 航空機는 類似性도 많고 相異한 것도 있으나 여기서는 相異한 것 몇가지를 들어 說明하고자 한다.

(1) 有人操縱이나 無人操縱이나? 一般적으로 航空機는 有人操縱이며 誘導彈은 無人操縱이다.



〈그림 14〉 Al 2014의 시간-온도-최대引張強度의 변화

無人航空機는 地上에서 操縱하는 경우가 많으며 誘導彈도 小形, 短距離인 경우는 地上에서 사람이 操縱하는 수가 있다. (TOW 等 對戰車誘導彈) 따라서 無人航空機와 Cruise Missile을 誘導彈으로 부르지는 않는 限 區分은 모호해진다.

(2) 推進機關에 酸化劑를 包含하고 있는가? 一般적으로 航空機는 燃料를 大氣속의 酸素로 燃燒시키므로서 推力을 얻는데 誘導彈은 固體이건 液體 로켓이건 内部에 酸化劑를 保有하고 있어 空氣가 희박하여 燃料를 태울 수 없는 高空에서도 推力을 낼 수도 있다. 다시 말하면 誘導彈은 固體나 液體 로켓를 推進機關으로 사용하나 航空機는 往復機關이나 噴射機關을 사용하는 것이 普通이나 Harpoon과 같은 誘導彈은 小型 Jet機關을 사용하는 것도 있다.

(3) 一般적으로 誘導彈은 한번 使用이고 航空機는 오랫동안 反復使用하는 것이 보통이다. 여기에도 例外는 있는데 無人航空機의 경우에는 使用目的에 따라서 한번 使用하는 것도 있다. 현재까지는 使用回數가 그래도 航空機와 誘導彈을 區分할 수 있는 것이 되겠다.

그 외에도 區分을 하자면 여러가지로 할 수 있겠으나 以上으로 볼때 그 構造나 機能, 設計하고 製作하는 技術面에서 다른 것이 別로 없으며 特別히 飛行體에 있어서는 더구나 區分을 하기 困難할 程度로 類似하다. 이러한 事實은 外國에서 볼때 航

空機의 Maker나 誘導彈의 Maker가 大部分의 경우 같은 것을 보아서도 알 수 있으며 航空機工業育成에도 어떤 重要的 意味를 주는 것이다.

참 고 문 헌

- 1) Chin, S S., Missile Configuration Design, McGraw-Hill Book Co. Inc., 1961
- 2) Pitts, W.C., Nielsen, J N, and Kaatari, G E , "Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Configurations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds" NACA Rept. 1307, 1959.
- 3) Ohman, L H , "Dynamic Analysis of A Non-Rolling Ballistic Missile Rapidly Ascending through the

Atmosphere", NRC LR-392, 1664

- 4) Truitt, R W , Fundamentals of Aerodynamic Heating, New York Ronald Press , 1960
- 5) Bonney, E A , Principles of Guided Missile Design-Aerodynamics, Propulsion, Structures and Design Practice, Van Nostrand Co., 1956.
- 6) Abraham, L.H , Structural Design Missiles and Spacecraft, McGraw-Hill Book Co Inc , 1962
- 7) MIL-HNBK-5B Military Standardization Hand-Book-Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures
- 8) Bruhn, E F , Analysis and Design of Missile Structures, Tri-State Offset Co , 1967

◇ 兵 器 短 信 ◇

◇ 攻 擊 用 RPV ◇

90年代, 잠재적 유럽戰場에서 地域防禦體系를 強化하는 과정에서 西獨은 RPV에 관심을 갖게 되었다.

MBB(Messerschmitt-Bolkow-Blohm)社는 高密度로 방어된 地域標的 또는 點標的과의 交戰에 적합한 輕武裝 RPV를 자세히 공개했다. 이 RPV는 精密航法裝備, ECM 抵抗性 테이다·링크 및 標的捕捉裝備 등으로 誘導된다.

MBB가 機體를 설계하고, 다른 會社와 공동으로 全天候戰鬥能力을 부여해 줄 自動飛行 및 射擊統制裝置를 설계했다.

MBB社의 攻擊用 RPV의 武裝은 MW-1 集束爆彈의 개량형을 장비할 것으로 보여진다. 이 RPV의 主任務는 敵 飛行場 攻擊스무 밑어지는데, 다음 세가지를 武裝할 것 같다.

- 1) 활주로 파괴 폭탄
- 2) 地上에서의 항공기 移動을 억제키 위해 近接信管을 갖춘 細裂地雷
- 3) 쉘터內的 항공기를 파괴키 위한 쉘터 攻擊爆彈

이런 種類의 RPV는 80年代 初에 實用될 것으로 MBB社는 전망하고 있다.

(Armada, Jun./ 1978)

◇ 30mm 機銃(輕量) ◇

美國의 General Electric社는 20mm 機銃이 장비된 地上支援 항공기用的 30mm Gatling 機銃(輕量)을 開發하였다.

길이 440cm, 지름 61cm의 彈藥容器에는 350發을 수용할 수 있다. 이 機銃은 銃列 4個로 구성되어 있고, 裝彈時의 무게가 680kg이다.

機銃에 固定시킨 送彈裝置로 GAU-8/A 高性能機銃에 사용되는 같은 型의 標準 API, HEI 및 TP彈을 2秒當 5發씩 點射할 수 있다.

General Electric社에 따르면 試製品의 地上試驗을 추가 실시하고 있는 것으로 알려져 있다.

航空機裝載狀態의 飛行試驗은 1979年 初부터 실시하고 있다.

裝載可能한 航空機는 Vought A-7, McDonnell Douglas F-4, GD F-16, McDonnell Douglas/Northrop F-18 및 Northrop F-5E 등이다.

(Armada International 6/78, p.54)

