

音爆與氣象因子之關係

蔣 志 才

On the Relation between Meteorological Elements and the Formation of Sonic Boom

Chih T. Chiang

Abstract

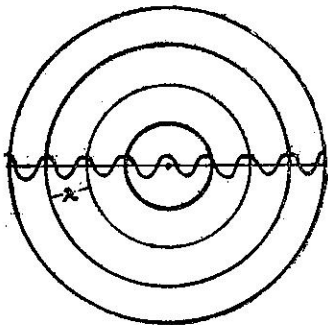
The Sonic boom is produced upon the impact of the shock wave that issues from an aircraft moving at sonic or supersonic speed. Sonic boom intensity is a function of the rapidity and amplitude of the atmospheric pressure change observed upon the impact of the shock wave. The intensity of sonic boom and form of the signature are dependent upon many factors including the weight and shape of the aircraft and upon various flight parameters, including altitude, Mach number, acceleration, and flight-path angle. Sonic boom effects are also critically dependent upon the structure of the atmosphere through which the shock wave is propagated. These include the atmospheric pressure gradient, wind shears, temperature lapse rate, and to a lesser extent humidity, cloud cover and Hydrometers.

聲 波 原 理

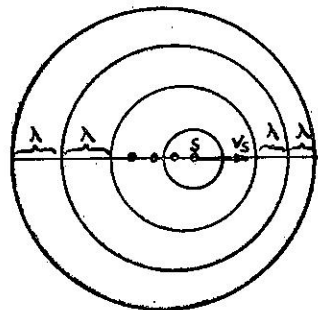
聲音之產生，乃由于音源振盪，其音波向四周推進而產生，其聽者耳膜接收到音波振盪方感到有聲音，至于聲音之高低，則由於週率之改變，倘若為一靜止之音源，在正常的振盪，則其週率不變而改變，在同樣介質內，其波長也不變，乃其音波向四周推進之單位時間距離也是相等，若以音波曲線表示（如圖一），則為正弦曲線形狀。

若有人站在路旁，一輛汽車不停按着喇叭飛馳而過，當汽車靠近時，其喇叭音響得短促而可怕，當汽車剛過，則音響立即減低，幾至無聲；同樣的如你坐汽車內，快速經過一響聲隆隆的工廠時，當靠近工廠時覺得工廠的聲音很高，不像平時步行經過工廠時的音量，當汽車經過工廠後，音量的減弱也比步行時減弱得快，這純係汽車本身有速度之關係。

像上述情況，在汽車接近時，在單位時間內路旁的人，接收到較密之音波，故感覺聲音突然增高，而



圖一 靜止音源之音波



圖二 移動音波在移動方向波長短，反方向波長較長

離去時則恰巧相反，聲音快速的減弱，其時音波波長在各不同方向有異，乃週率隨之有別，如圖二所示，假設 V 為聲速， V_s 為汽車進行速度， A 為在一秒鐘內發出之聲波數目，乃右半圓之週率 $A_s = (V + V_s)/\lambda$ ，也就是右半圓者每秒鐘內所接收到之聲波數，以距離而言，在右半圓 1 秒鐘內汽車與聲波所走相對距離為 $V - V_s$ ，所發生之波數不變，因此在空氣中右半圓之波長為 $\lambda = (V - V_s)/A$ ，而左半圓波長則為 $\lambda = (V + V_s)/A$ ，前者波長較短，而且愈向右邊，空氣間的相對距離愈短，感覺的聲音也愈高得可怕，而左邊恰巧相反，波長較長，而且愈向左邊，空氣之相對距離愈遠，故聲音也迅速降低，幾至無聲。

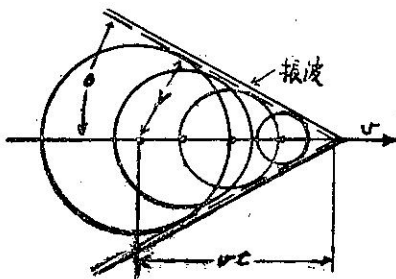
超音速與振波 (Supersonic Velocities & Shock Wave)

在同介質中音速之快慢，決定在介質之溫度高低，溫度高音速也較高，其計算音速方程式為：

$$V_s = 331 \sqrt{\frac{273+t}{273}} \text{ m/s.}$$

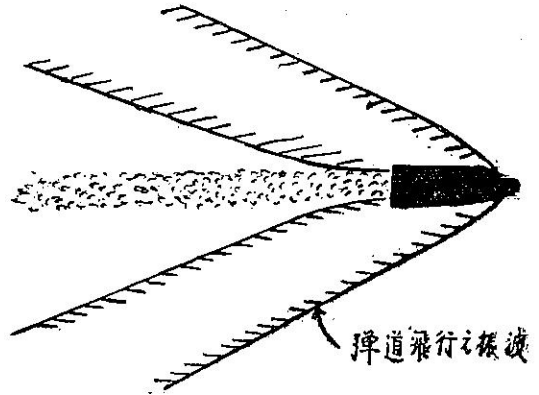
式中之 t 即為氣溫，也是

唯一變數，當一物體在空氣中移動，其速率大於音速時，稱之謂超音速，小於音速時稱之次音速，圖三表示一音源體向右移動速率超過音速，當音源體在左邊剛發出一圓形聲波，然音源體本身已右移出其發出之波圈，並且不斷的產生另一波系，於是其沿途所發生之波圈到達距離，在同時間內成一斜直線，與飛行體方向成一角，圖三，正如 Huggen's Principle 所



圖三 超音速所產生之波前像 (Wave front)

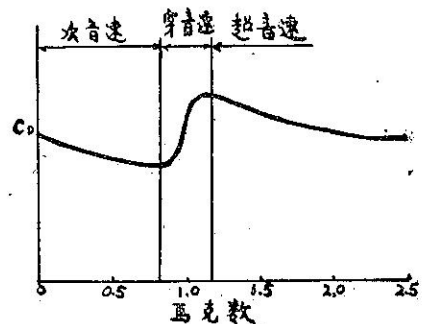
說，其產生壓力波之位置，與各波面成正切，其斜直線亦為各波面之連線，亦是壓力波產生之所在，凡此種超音速飛行體所隨伴而生之壓力波，也稱為振波 (Shock wave)，也是產生音爆所在領域，圖四為一枚火箭或一粒子彈 (砲彈) 穿音速飛行時，照樣有振波發生，任何移動物在介質中移動，其移動速率大過其介質之音波進行速度時，振波將會出現，一般稱謂之飛行物之弓形波 (Bow wave)。



圖四 火箭飛行產生壓力振波

若介質之音速，已依照當時氣溫計算而得，乃以音源移動方向與振波所成之角度，可計算音源之移動速度，從圖三得悉，振波速度為 V ，設音源移動速率為 v ，乃 $\sin \theta = V/v$ ，或 $v = V/\sin \theta$ 。由此可見，如 θ 角度不變，則 v 與 V 應該成正比例變更，移動音源速率大，則振波速率也該大；反之則兩者均應同樣減小，然而 V 振波速率在空氣中同溫度情況下，無變化，乃 v 與 $\sin \theta$ 成反比例， θ 角度愈小，則音源移動速率愈大，反之則小。

當一飛行體在空氣中次音速移動，也有壓力波在其前緣，但有些波前空氣粒子出軌而失散，在超音速情況下移動則有異，當其移動速率超過壓力波時，該區域空氣遭受突然間壓縮，而產生振波，亦即所謂「音爆」，此瞬間之振波可能隨伴很大能量，這些能量可能由移動體在空氣穿越而產生。飛行體穿音速而造成振波，在振波範圍內也將增加其拉力，其拉力增加之多寡，是依當時該區域音速與飛行速度等比較而定，音速與飛行速度之比率，稱謂馬克數 (Mach Number)，當兩者相等時為 1，如寫 M5 即係音速之五倍速率，故通常在火箭，飛彈或飛機等之速率言，引用馬克數表示。



圖五 速率與拉力係數

其拉力公式： $D = C_D S (\frac{1}{2} \rho v^2)$

S = 飛行體剖面面積

ρ = 空氣密度

C_D = 經實驗之拉力係數

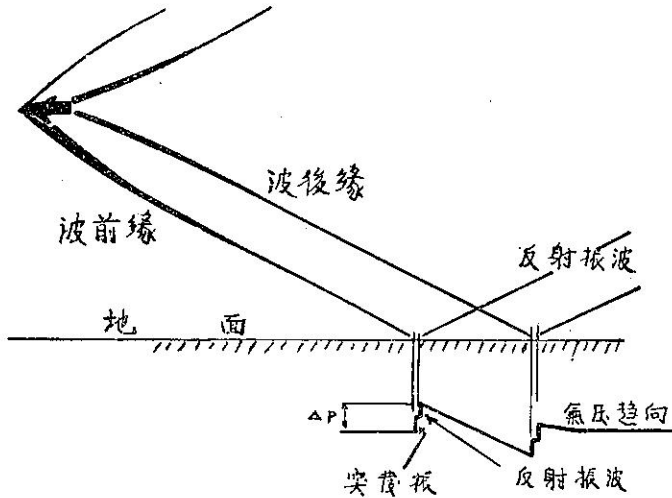
標準拉力係數為飛行體速率馬克數之函數，如圖五，當馬克數不及而速度增加其 C_D 拉力係數略減，可是在穿音速階段，拉力係數則迅速增加，則 D 拉力也隨之增加，迄馬克數 $M1.5$ 之後，拉力係數，則再行緩慢減少，故飛機穿音速飛行時，會感到震動，此為原因之一。

音爆與氣象要素

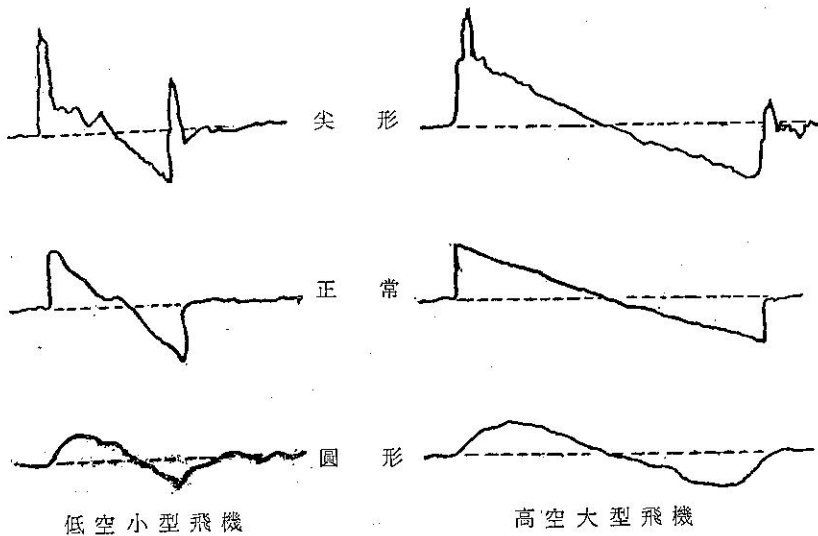
音爆既由于飛行物在音速式超音速進行，其振波衝擊而產生，故音爆強度是振波衝擊時，大氣壓力迅

速改變振幅之函數。由顯微氣壓計紀錄之變化，可察覺音爆之跡象，音爆產生及其強度與諸多因子有關，如飛行物之重量、形狀、各種飛行參數（包括高度、速率，加速率與飛行路徑），與附近地形環境等，均為重要因子，同樣音爆發生後，衝擊波在自由大氣進行時，氣象要素如大氣壓力梯度，風切，溫度梯度，濕度，雲蓋，與大氣中水汽之變化等，也是影響音爆進行方向與其強度之主要因素。

地面所感受之振盪是飛行體弓形波之波前緣（Wave front），如圖六當振波到達地面，地面觀測站之顯微氣壓紀錄突然上升，繼之慢慢降低，最後再突然升至原先之氣壓值，此證明飛行物會有不規律之推進，引起大氣壓不規則之變化現象。

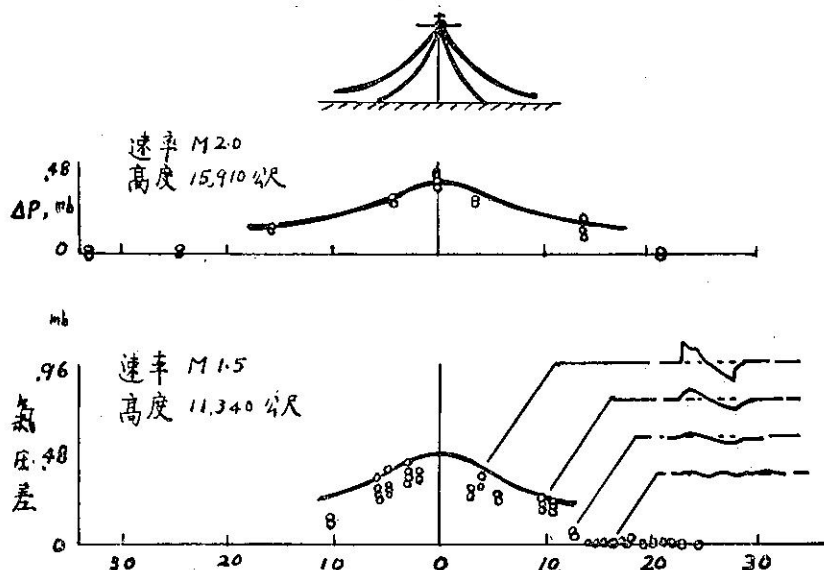


圖六 音爆進行期間之氣壓趨向



振波產生在飛行體圓錐形之鼻端處，與圓錐體軸成一夾角，其弧度大小為 $\sin M^{-1}$ (M 為馬克數)，振波移動速度與周圍大氣有關，因各度各項氣象因素有別，故常發生彎曲情況，如波前緣成凹形，乃凹部份之能量超焦集在較短弧形中，如 M 數值不大，這種個別彎曲波前緣，將在垂直方向搖擺，以致在低層間切斷，在此切斷高度以下之地面，僅能聽到隆隆之間聲，而不能聽到音爆，若凹形之波前緣焦集趨向在切斷點，(Point of cut off) 則該點之音爆將為

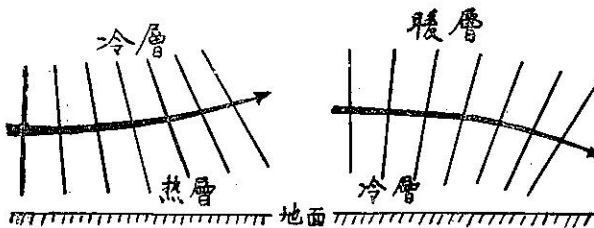
最強部份，又若切斷高度剛到地面，乃此音爆將特別強烈，至於在飛行路徑兩側之音爆強度分佈，也接於大氣溫度梯度與風切，圖七是在靜風正常大氣情況下之超壓 (Overpressure) 分佈情形，音爆強度自飛行路徑之兩側，以距離而逐漸消失，該圖凡線條部份均為理論之數值，圓圈部份為 Maglieri 與 Hilton 二氏在 1965 年實測紀錄，表示在飛行路徑兩側之距離，與音爆逐漸減弱之情況，同理論相符合，但側風時也可能使某一側之超壓，比飛行路徑上者為高。



圖七 飛行路徑之側面距離(哩)

各高度之風向風速影響振波之彎曲，當頂風向時航空器與空氣之相對速率大，故振波趨漸向緯度方向拉平，反之則向經度方向彎曲，至於氣溫如何影響振波之彎曲，如圖八，若空氣上面冷下面熱，振波趨向

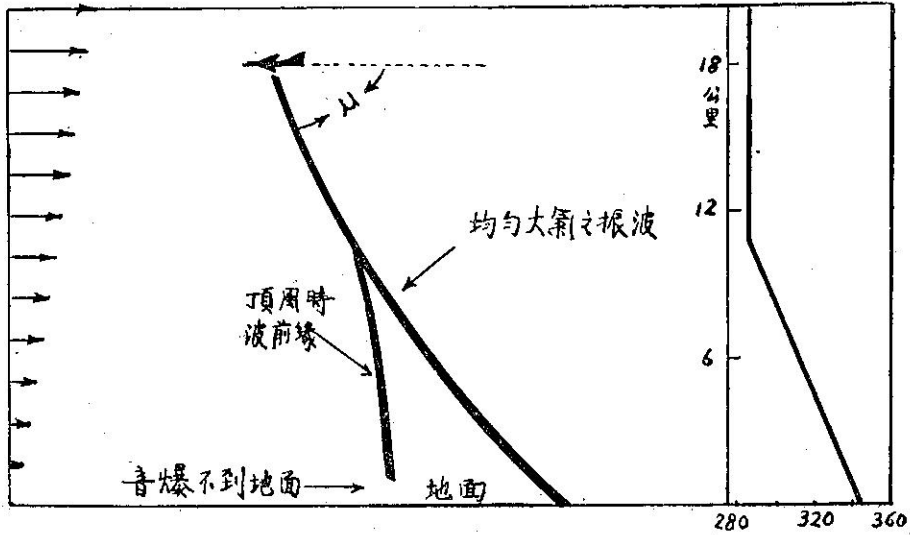
上彎曲；上面暖下面冷時，振波則趨向下彎曲，換言之，振波是趨向冷空氣方向彎曲，而向暖空氣方面凸出，其彎曲率與氣溫梯度之大小成正比。



圖八

正常情況對流層大氣溫度隨高度遞減，風速也隨高度增強。如圖九。航空器飛行高度為頂風時，若超音速飛行而產生音爆，乃振波將自飛行高度，向下趨向前垂直方向彎曲，振波可能脫離地面，若航空器再爬升高度，乃振波切斷點將會提高高度，而不可能到達

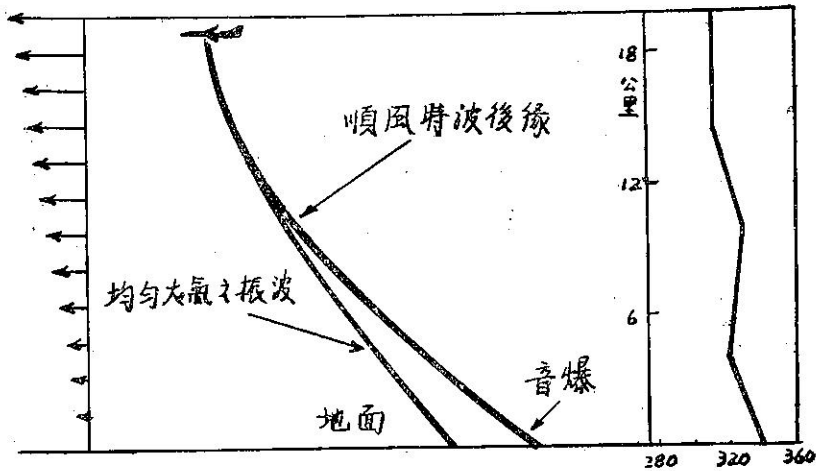
地面，但如航空器開始降低高度，其切斷點將會低於地平線，將有切斷點剛作用在地面之危險，音爆之震盪特別厲害，若航空器必需降低高度，為避免音爆襲擊地面，乃可能迅速降低飛行速度至次音速，則振波能量趨於擴散而消失。



圖九 正常氣溫遞減與逆風時之振波 (音速m/s)

圖十，說明低空有逆溫層，或順風飛行其風速隨高度增強時，振波將後移，音爆將接觸地面，然因振波弧度增大，能量沿弧度擴散而消滅，以致音爆也將衰弱，通常地面音爆強度之變化，是接於垂直自由大氣溫度遞減率，飛行高度之風向風速與垂直風切等氣象因素，而不容易察覺到，在標準大氣情況對流層飛行

時，M數值 1~1.3 時均有發生可能，除非飛行速率不超過音速。不過也有例外，如飛行高度為頂風，而又在爬昇高度時，可能M數值高達 1.6 才產生音爆，當M數值 1.0~1.3 之超音速範圍內，在頂風飛行，或地面氣溫高之情形下，音爆發生之可能性，將增加 15%。



圖十 逆溫與順風時之振波 (音速m/s)

在熱帶航空器飛行高度，通常均遠超過最大風速層，一般而言，振波穿過最大風速層後即將衰弱，因為大風吹使振波彎曲，若不加速或衝衡而保持原有形態飛行的話，乃最大風速層將會減少音爆之破壞力，又當大氣有亂流與振波相交時，乃振波能量也將大量的曲折，音爆也為減弱，據美國 Oklahoma City 基

地音爆試驗結果紀錄顯示，有亂流時地面氣壓有些地點出現圓形，但有些地點出現尖峯形，但超壓之高低極限是正常化氣壓趨勢之 2~3 倍。

資料討論

據 Hubbard, Maglieri, Huekel, 與 Hilton

四氏在1965年所發表說，在超音速飛機產生音爆紀錄中，發現顯微氣壓計紀錄之瞬間超壓大至 3.6mb。這亦許是飛行路線上有幾條振波同時到達之故，正常音爆所產生超壓不致於如此大，通常在18公里（60,000呎）高度，一中等重量超音速飛機，以 M2 速率平飛，產生超壓僅 0.75~1.00mb 之間。

以上曾提及，凡飛行高度及以下高度之大氣發生亂流，或飛行加速並改變飛行姿態，均能影響音爆之強度，也會產生閃爍效應 (Scintillation)，因此預測飛行高度及以下各層之亂流，風向風速與氣溫等之氣象因素，就顯重要，目前航空事實發達國家，雖有很多有心人，對這個問題從事研究，但也無定則性之理論與計算之公式，以供推演，僅是根據所獲得資料，從事估計推測，在我國航空器雖常產生音爆，但無人觀測，也無紀錄，更談不上研究，其實航空單位之氣象觀測式塔台可兼作該項觀測紀錄，並索取該航空器之各飛行諸元，作事後研究是可以辦得到的。

音爆的問題牽涉到航空器的設計，飛機假使在18公里以上高度穿音速，因高度高空氣稀薄，振波在途中多次折射，而使地面超壓現象，大為減小，可是目前情況超音速飛機，被要求穿音速高度要在10~12公里，而在18~21公里高度間作超音速巡航，在此情況下穿音速高度與以下高度之最大風速層等各氣象因子之預測，將為重要，尤其當最大風速層是高於穿音速走廊 (Transonic corridor) 高度時，乃就必須慎重考慮飛行計劃，以免切斷點接觸到地面，將會有超壓增大 2~3 倍之超爆 (Super-boom) 出現，又飛機在攀升走廊 (Ascent corridor) 加速時，若振波前緣彎曲其焦點又正在切斷點位置時，抑或飛機荷重大而降低高度，振波與音障 (Sonic barrier) 成交叉，乃音爆強度亦將加強，因此各高度氣象資料應用在振波路徑推測方面確屬必需。

1965年 Friedman 氏曾以各飛行諸元 (包括 M 數值，高度，加速率，轉彎半徑，長度，容積與重量等)，與各層風向風速及溫度遞減率，作過計算機預測計劃，所預測之振波與觀測結果，稍有出入，目前面臨之問題是：第一為如何預測穿音速走廊與以下高度各層之氣象因子？第二如能預測各項氣象因子，如何預測音爆之強度及影響地帶？以目前無線電探空站稀少，資料不足，加之變化因子太多，要想推算很精確，是件很困難之事。

不過筆者有一想法，即二次世界大戰期間炸長崎之原子彈，產生振波壓力約 50 磅/吋² (50 × 0.689

× 10³達因/公分²)，振波速率為 2000米/秒。也就是爆炸時之體壓空氣，如一堵牆壁般以此速率推進，而摧毀整個長崎，而飛行體穿音速所產生之音爆，同樣是振波作用，不過威力小些而已，但是同樣可以震破玻璃，倒塌簡陋建築，況且取之不盡，用之不竭，何不可利用這種自然現象，用飛機在敵方上空不斷製造音爆，配合地面軍事攻勢，以假亂真，使敵方兵荒馬亂，達到心理攻勢之目的呢？

結 論

氣象因素影響振波之彎曲，凡飛行高度與以下高度各層之風向風速，垂直風切，大氣溫度遞減率，亂流，逆溫層，雲層等水汽現象，均有影響，其影響情形簡略述之：

1. 自地面至飛行高度均為逆風，逆風風速隨高度向上增加，或飛行速率突然增大，振波前緣將向垂直方向彎曲成凹形，如為順風，風速也隨高度向上增加，或飛行速率迅速減低，則波前緣向後延長成凸形。
2. 大氣中有明顯之垂直風切存在，則應以航空器對空氣相對速率作比較，相對速率增大部份，振波則向後延長，相對速率減少部份，則振波向前推進趨向垂直方向發展。
3. 在飛行高度以下有亂流存在，在地面所感受振波感應，除特殊情況之巧合外，一般言之，將減弱音爆之強度，並會使振波有閃爍效應。
4. 大氣溫度遞減率正常時，振波彎曲度不變，但遇遞減率反常而增大時，其彎曲度也將增大，反之彎曲度則減小。
5. 振波向下傳播經過逆溫層時，彎曲度將增大向後延長，其增大弧度與逆溫情況成正比。
6. 振波進入雲、霧與降水等水汽現象時，有吸收與反射振波能量之能力，而使音爆衰弱。
7. 當飛機在某高度不斷產生凝結尾，同時又發生音爆時，在產生音爆一瞬間，凝結尾即行停止產生，待音爆過後凝結尾再行形成，(筆者於1969年12月29日上午9時，在臺中海邊親自觀測得該項現象，該時一架 F 1043 飛機沿海飛行，高度3萬呎以上)

以上僅為原則性之討論，其實大氣之分佈難有標準狀態情況出現，各氣象因素隨時在不斷改變，因此影響音爆強度與到達地點，也愈形錯綜複雜。筆者學識淺薄，對此無深刻研究，尚盼能拋磚引玉，有待各先

進指正。

參 考 資 料

1. WMO Technical Note No. 89: "Meteorological Problems in the Design & Operation of Supersonic Aircraft."
2. "Elements of Physics" Smith Cooper.
3. "Foundations of physics" Mechels, Correll & Patterson.
4. "Structural Design of Missiles. & Spacecraft" Lewis H. Abraham.