

## 音響이 흐름에 미치는 影響

張 勉

〈한국과학원 초빙교수〉

近來에 音響學(acoustics)이 機械工學科의 一 專攻科目으로 登場하여 一時 美國에서 科學工學徒의 就職難이 있었을 때에도 音響學專攻生들은 職場을 얻게되었었다. 然이나 音響學과 流體力學의 相互關聯은 그 基礎的研究에서나 應用에서는 特殊한 航空工學界에서 關心을둔 噴流騒音(jet noise) (Blumenthal, Russell과 Streckenbach(1975)과 Banerian(1978)參照)과 Sonic boom(Carlson과 Maglieri(1972)參照) 또 美海軍에서 注目한 흐름의 騒音(flow noise) 같은 部分以外에는 別로 큰 進展을 보지못하고 있다. 그러므로 音響學徒에게나 流體力學專門家에게는 많은 課題가 남겨있다. 音響은 流域에 變化를 일으키고 흐름의 特性을 變更시키므로 이 問題에 對하여 流體力學見地로써 알아보고져 한다.

實際의으로는 音響의 微微한 energy로 比較的 큰 流體特性을 일으킬 수 있음에 注目하게되나 音響의 有效的音響을 制限된 狹少範圍의 振動數(frequency)와 壓力(pressure)에서 바랄 수 밖에 없음을 흔히본다.

## I. 序 言

音響의 흐름의 影響으로서는 渦流의 發生, 境界層의 幅의增加, 境界層流의 遷移點(transition point)의 移動, 剝離點(separation point)의 變更 등으로 固體表面의 힘(force)과 moment 熱傳達の 變化等이다. 音響이 미치는 흐름의 變化現象은 多樣하고 未知한 點이 많으니만치 우선

알려진것을 살펴보면 全般的으로 여러가지 問題를 解釋하는데 도움이 될가한다.

音響이 흐름에 미치는 影響을 편의상 噴流(jet)와 같은 自由流와 固體表面을 흐르는 境界層流와 固體表面을 흘러 後流가되는 흐름 등으로 구별하여 볼가한다.

自由流에 對하여서는 Le Conte(1858)가 音樂에 應하여 가스불이 動搖함을 觀察하고 Tyndall(1867)亦是 噴流가 音樂에 敏感함을 알았다. Chanaud와 Powell(1962)은 Reynolds數가 작은 層流性 噴流의 安定(stability)狀態를 肉眼으로 볼수있었다.

即 噴流가 攝動(perturb)되면 渦流가 速度分布의 變曲點(inflexion point)에서 胎生한다. 長波가 처음에는 增幅量이 커졌다가 不安定하게 되는것이 噴流의 層流가 亂流로 遷移되는것이라고 推論하였다.

層流의 不安定한 範圍는 작은 Reynolds數와 높은 Strouhal數로 制限된다. Brown(1937)은 水噴流의 中立安定(neutral stability)의 Strouhal數는 空氣噴流보다 높고 噴流의 音響에 因한 敏感性은 前緣에서 일어나는 音聲(edge tone)때문에 噴流가 不安定되는것과 密接히 關聯된다고 하였다. Michalke와 Wehrmann(1964)은 音響energy는 特種의 擾亂을 이끈다고 한다. 그의 振幅은 아주 작지만 이러한 擾亂은 運動量(momentum)의 活氣찬 交換으로 剪斷層에 影響을주는 渦流를 만든다는 것이다.

噴流의 騒音(noise)은 2個의 dipole의 音響傳

波르 일어나며 境遇에 따라서는 dipole이 任意(random)의 方向과 位置에 있게되어 音響全體의 力量(power)을 그 方向에 關聯케한다. 또 quadrupole에서는 일어나는 騒音은 그 速度以外에는 別特性이 없다고 Hardy(1963)는 結論한다. Lighthill(1954)과 Curle(1955)의 音響 analogy에 依하면 空氣力學的으로 생긴 音響은 流體內와 物體表面에 quadrupole과 dipole源泉(source)의 分布로일어나는 音響과 같다고한다.

熱傳達에 對하여 Fand와 Kaye(1961), Lemlich(1955), Lemlich와 Rao(1965) 등이 水平에 놓여있는 円筒의 自由對流熱傳達(free convective heat transfer)이 音響의 影響을받아 變遷함을 發表하였고 Ostrach(1955)은 振動하는 表面의 空氣力學的 熱傳達(aerodynamic heating)을 研究한 바 있다. Rayleigh(1945)는 非粘性(inviscid) model를 土臺로하여 理論적으로 音響의 影響問題를 解決하였으나 實地의 噴流에 應用하기에는 難點이 있다.

微小振幅의 境遇 粘性를 考慮하면 安定理論을 Orr-Sommerfeld方程式으로 樹立할 수 있으므로 Curle(1955), Clenshaw와 Elliot(1960), Tatsumi와 Kakutani(1958) 등은 Orr-Sommerfeld方程式을 擬似噴流(pseudo-jet)에 適用하여 그 結果로써 短波長의 Strouhal數가 클때에 安定區域이 있음을 알았다. 즉 Reynolds數가 그 臨界數(critical number)보다 작고 攝動도 작으면 擬似噴流는 安定하다는 것이다.

亂流性 噴流域의 騒音 spectrum을 Vyazmenrkaga(1977)는 近似計算하였고 Schmidt(1978)는 勵起(excite)된 噴流의 空氣力學特性을 研究하였고 Yamamoto와 Arndt(1978)는 Reynolds數가 작은 亞音速噴流로 發生한 音響區域에 對하여 공부하였다. Ronneferger와 Ackermann(1979)은 亂流性噴流의 不安定波가 non-linear로 相互作用하는 音響放射를 實驗하였다.

Bassiouni와 Dosanjih(1979)는 低溫度高速 coaxial噴流의 音響과 흐름의 特性를 發表하였다. Gavigan, Watzon과 King(1974)은 亂流性後流에서 가스噴流로 因하여 생기는 騒音을 研究하고 Yu와 Tam(1978)은 固體後緣의 騒音

mechanism을 實驗 하였다.

流體가 固體表面을 흐름때에 音響이 미치는 影響에 對하여서는 下記와같은 研究가있다.

Jackson과 Heckel(1962)은 平板面局部에 音源이存在 할 때에 境界層의 遷移點이 前方으로 移動 한다는 事實을 確定 하였다. Mechel, Mertens와 Schlitz(1962)는 攪流(turbulence)는 投入音響의 振動數를 調整하므로 勵起할 수도 있고 또 그 強度를 減少시킬 수도 있다고 하였다. Mechel과 Schlitz(1964)는 平板의 流速이 10~30m/sec보다 크고 振動數가 0.2~3.0kHz/sec때에는 平板前緣에 投入된 音響이 Reynolds數와 振動數에 따라 境遇層의 攪流를 勵起시킬 수도 있고 또 抑制할 수도 있음을 보였다. 또 停滯點(stagnation point)에는 週期的인 回轉流(rotational flow) 區域이 생기는 것도 說明 하였다. Carlson과 Pittenger(1965)는 四角形導管를 쓰면서 音의 攝動을 逆流方向으로 投入하면서 그 攝動의 傳波를 實驗 하였다. 導管의 斷面은 10×10cm, 流速 6.8m/sec 즉 Reynold數 4.7×10<sup>4</sup>, 音響振動數 300~1800Hz, 音響壓 85~140df(0.0002 microbass程度)이었다. 實驗結果는 音響의 振動數가 700Hz때에 攪流의 強度減少가 가장 커졌으며 이 減少로 音響壓이 增加 되었다.

이러한 攪流의 減少로 速度分布를 變하지 않거나 攪流分布가 變更되어 亂流로 遷移됨이 遲延된다고 본다.

流體가 固體表面의 空洞(cutout 또는 cavity)를 通過할 때는 音響이 放射된다. 이 現象은 空洞前方의 흐름이 亞音速 또는 超音速때나 層流 또는 亂流때에도 일어나는 空力剪斷 energy가 音響 energy로 轉換되는 一例이다. Krishnamurtty(1955)는 二次元的 直角形空洞의 音響區域을 Mach數가 0.25~1.5일 때에 schlieren으로보고 interferometer와 hot wire anemoeter로 實驗 하였다. 그 結果로써는 空洞의 깊이가 一定하고 (깊이를 變更한 實驗은 없었음) 흐름의 Mach數나 停滯點溫度가 一定할 때에는 音의 振幅은 空洞의 幅과는 反比例하고 音響의 放射는 空洞前方이 亂流일 때는 層流 때보다 弱하다는 것을 알아냈다.

## □ 解 說

Tam(1975)은 境界層亂流로 부터 放射되는 騒音을 研究하여 遠域에 있는 騒音의 力量(power) spectrum과 그 方向(directionality)은 近域의 壓力의 cross-correlation函數를 알면 完全히 解決할 수가 있다고 한다. 表面壁의 壓力 cross-correlation函數의 實驗 model를 써서 境界層亂流의 騒音의 directivity가 自由 dipole과는 많이 다르다는 것을 알았다. 이러한 差異는 境界層亂流源泉(source)이 언제나 움직이고 있기 때문이다.

Robertson(1977)는 pipe 內에서 任意의 溫度와 速度分布가 音速에 주는 影響을 研究하여 基礎 mode의 wave number는  $u/c$ 와  $c/c_0$ ( $u$ 는 流速,  $c=c_0+c_1$ ,은 局部的 音速이고  $c_0$ 는 constant)의 first order로 表現할 수가 있다고 한다.  $u$ 와  $c$ 는 斷面의 場所의 任意函數이며 다만  $\Delta \cdot u=0$ 를 滿足 시킨다. 氣體의 境遇 一定한 wave number는 平均密度와 全質量流量으로 表現된다.

Lauchle(1977)는 axisymmetric의 境界層亂流의 音響으로 傳波되는 亂流의 壓力變動(fluctuation)을 測定하고 層流가 亂流로 遷移함이 흐름의 騒音의 重要原因이라고 하였다. 그는 騒音의 power spectrum이 層流때나 遷移 할때나 亂流때나 거의 같았기 때문이다.

Revell, Prydz와 Hays(1978)는 圓筒의 空氣力學騒音 抵抗의 關係를 實驗 하였다.

El-Sharkaway와 Nayfeh(1978)는 擴張(expansion) chamber가 있을때 그 影響이 expansion chamber와 連結된 圓型導管內 音響傳波에 미침을 알아 보았다.

各種의 音響振動數 擴張比(expansion ratio) chamber의 길이 등에 對한 理論과 實驗의 結果는 잘 一致되었고, expansion chamber는 擴張比와 振動數에 큰 影響을 미치나 chamber 길이의 影響은 크지 않았다. pansion 消音器(muffler)는 작은 振動數의 音響을 減衰시키는데 有效하였고 自動車의 騒音抑制에는 理想的이었다고 한다.

流體가 固體表面을 흘러가다가 後緣에서 떨어져 後流(wake)가 되는 境遇에 音響이 미치는

影響을 圓筒流에서 알아보고자 한다.

Lighthill(1952)는 後流가 亂流인 境遇 그 速度의 變動(fluctuation)과 表面의 應力의 變動이 音響의 源泉이 되어 音響을 發生하데 그 強度는 相對速度에 指數的(exponentially)으로 變한다는 것을 結論하였다. 圓筒의 境遇 擾動의 中心區域이 3個있으며 그중 2個는 剝離點에 있어 變動이 強하고 나머지 1個는 岐點에 있는데 變動이 弱하다(Piercy와 Richardson(1928), Shaw(1949a, 1949b) 參照). 그림 1에서 보는 바와 같이 3個의 變動中心區域에서 波動(pulse)은 圓

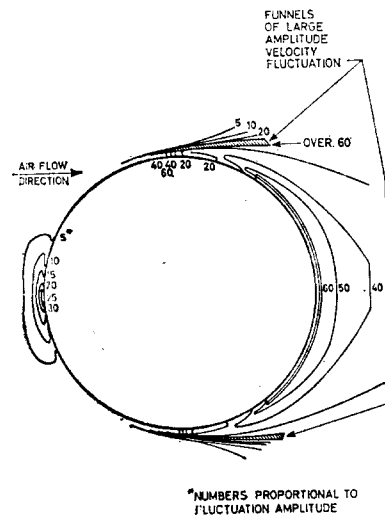


Fig. 1. Velocity fluctuations in the vicinity of cylinder surface(Shaw 1949b)(Chang 1970)

筒境界層과 周圍流를 音速으로 傳波된다. Shaw(1949a, 1949b)는 振動數  $3a/2\pi d$ ( $a$ 는 音速,  $d$ 는 圓筒의 半徑)로 벗겨져 나가는(shedding)渦의 振動이 圓筒表面에 附着(attached)된 境界層의 波動을 送還시키며 Doppler效果(effect)로 因하여 그 振動數가  $1-(U_\infty-U_s)/a$ ( $U_\infty$ 는 前方의 擾亂되지 않는 前方流速,  $U_s$ 는 流速의 相對渦速)의 比例로 減少된다고 說明 하였다. 附着된 境界層의 音響振動(本始의 振動數를 保有)과 벗겨져나가는 渦의 相互作用이 일어나 振動主波數(beat frequency)  $(3a/2\pi d)(U_\infty-U_s)/a$ 를 갖은 強한 波動이 생겨 渦를 벗겨낸다. 이러한 渦의 雙이 벗겨져나가는 振動數는

$$\left(\frac{1}{2}\right) \left(\frac{3}{2}\right) \frac{1}{\pi a} (U_{\infty} - U_s)$$

이고, Strouhal 數는

$$S = \frac{3}{4\pi} \left(1 - \frac{U_s}{U_{\infty}}\right)$$

이다. 實驗으로渦間的 거리는  $4\pi d/3$ 의 一定한 것임을 알게 되었다. 그림 2에서 理論과 實驗의 Strouhal數가 一致됨을 본다.

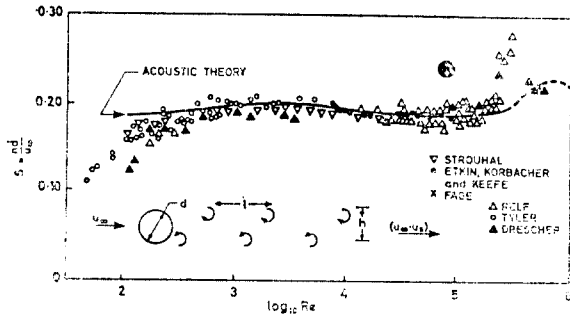


Fig. 2. A comparison of experimental Stouhal numbers with Shaws acoustic theory(Chang 1970)

Shade와 Michalke(1962)는 層流에 音響 energy를 加入하여 그 影響을 研究한바 있었다.

剝離된 境界層流는 一定한 振動數와 波長의 範圍에서 音響과 같은 波動的 變動에는 不安定하다. 人工的으로 勵起하면 모든 不安定한 振動數와 波長을 勵起할 수 있고 1個의 顯著한 波長이 發展하면 波動的인 攝動流가 相互誘導로 因하여 回轉되면서 渦를 發生한다. 이 過程中에는 本來의 振動數와 波長을 保有한다. 渦가 週期的으로 固體表面에서 벗겨나오면 電送線이 振動하거나 turbine의 騒音이 나기도 한다. 美國 Notre Dame大學의 故 Brown教授는 煙流(smoke flow)를 利用하여 風洞內에서 球面의 흐름의 現象이 音響의 影響을 받아 變更됨을 目擊하도록 可視流 film을 製作한 바 있다. 音響의 源泉을 球의 前面 또는 後面에다 位置하고 그 振動數와 振幅을 變更시켜 煙流線이 球面에서 剝離再附着하면서 動搖함을 film에 박았다. 特히 jazz音樂을 發散하였을 때에 煙流線이 定常狀態에서 混亂舞踊하며 球面에서 剝離되는 가 하면 流線이 다시 球面에 完全히 附着하여 剝離가 없어지는

現象等を 보게하여 얼마나 音響이 流體의 흐름에 影響을 주는지를 把握케 하였다.

流體가 振動할 때나 固體의 表面이 振動할 때에는 音響의 影響을 받는 흐름의 現象과 같다.

Carriere(1931)와 Andrade(1931)는 流體를 振動시키므로써 圓筒의 軸에 定常回轉流를 發見하였다. Schlichting(1932)은 振動하는 圓筒을 水槽에 넣어 그 흐름을 理論的으로 研究하였다. 그 結果로서는 圓筒附近에 얇은層(內核)과 外部(外核)에서 서로 反對方向으로 回轉하는 흐름의 區域을 算出하였으며 또 內核의 幅은 音響의 振幅과 無關係하다고 하였다.

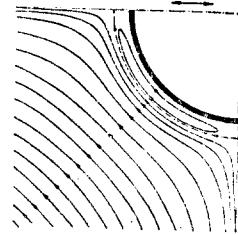


Fig. 3. Pattern of stream-lines of the steady secondary motion in the neighborhood of an oscillating circular cylinder(Schlichting 1968)

그림 3에서 보는바와 같이 圓筒附近에서는 圓筒이 振動 할 때에 定常的인 2次흐름(secondary flow)이 일어난다.

噴流가 凸線의 固體表面을 흐를때를 우선 音響의 影響을 받지않을 境遇를 살펴보고 그다음 音響의 影響에 對한 實驗을 報告할까 한다. 噴流가 凸形모통이나 凸曲線의 固體表面을 흐르는 流型을 이 흐름을 먼저 研究한 Coanda의 이름을 붙여 Coanda流라 한다. 一例으로써는 航空機舵面(flap)上 表面을 噴流가 흐르는 流型이다. 그 特性으로써는 凸線表面때문에 求心力이 作用되고 噴流의 粘性으로 因하여 周圍의 流體가 引込되어 流量이 늘고 噴流의 幅이 下流를 따라 增加되고 噴流가 表面에 附着되는 距離가 늘어나는 것이다. 즉 噴流의 剝離가 늦게야 일어나므로 流幅이 작은 噴流의 辟면을 따르는 각도가 流幅이 넓고 均一한 前方流速으로 시작되는 흐름의 境遇보다 增加된다. 筆者(Chang(1962))는

## □ 解 說

Coanda流에 對하여 評論한 바가있음으로 좀더 仔細한 事項은 이 文獻을 參考하기를 바란다. 實驗的研究로서는 Newman(1961)과 Fakele(1963)의 文獻을 들수가 있다.

### II. 亞音速主流的 逆方向으로 加入된 音響으로 因한 翼型(airfoil)의 抵抗減少

翼型流에 對한 音響의 影響研究로서는 騒音發生에 關한것이였다.

Clark(1971)는 自由噴流를 acoustic chamber로부터 流出시켜 翼型으로부터 放射되는 音響과 翼型後流의 運動量의 變動과의 關係를研究 하였다. 그 結果로는 放射되는 音響의 energy level를 理論적으로 計算하는데 成果를 보았으나 spectrum의 振動數를 過大評價 하였다. 이러한 振動數의 差異는 騒音推定을 正確하게 못한다.

Paterson, Vogt, Fink와 Munch(1971)는 弦長 9 in의 0012翼型에서 放射되는 音響의 spectrum의 特性을 表示 하였다. Reynolds數와 迎角의 函數로된 spectrum에는 音聲이나는 區域이 있음을 알았다.

翼型後流影響이 音響發生에 미치는 data가 別로 없으니만치 Clark, Chalupnik과 Hodder(1976)의 이에 對한 研究는 注目을 끈다. 音響發生에는 層流의 剝離로 因한 渦流가 벗기는 現象(vortex shedding)이 主役割을 한다고 보았고 翼型에서 아주 가까운 後緣에서 運動量을 correlation함이 翼型의 힘(force)과 關聯된다고 假定하였다. 이들은 翼型後緣의 攪流와 關聯되는 任意의 靜壓의 變動, Reynolds應力(stress)와 後緣의 相互作用을 中心으로하여 NACA63-009 翼型이 攪流度가 낮은 風調內에서 發生하는 騒音を 翼型後流 攪流의 property의 關係를 알았으면 하였다. 翼型뿐만 아니라 回轉機(rotor)에도 適用되는 數學 model를 作成하여 騒音を 理論적으로 研究 하였다.

Scaling model로서는 境界層亂流幅을 最適距離로 하였고 迎角의 影響이 normal direction correlation lengths에 미친다고 하였다. 迎角이 6°變하면 그 方向에서 correlation length가 4倍

程度나 增加 하였다.

筆者(Chang(1961))는 翼流에 音響 energy를 加入시켜 抵抗을 減少한 實驗을 하였다. 이 實驗結果는 偶然的現象이 아니고 되풀이하여도 같은 結果를 얻을 수 있는 것이다. 音響의 energy를 風洞內에서 翼後面에서 主空氣流의 反對方向으로 加入하므로써 抵抗을 減少시켰다. 音響加入位置로서는 翼後面이 第一 有效임을 確定하였다. 翼後面에는 복잡한 攪流의 mechanism과 그의 相互作用이 있다. 즉 後緣의 攪流와 關聯되는 任意의 靜壓力이 變動 Reynolds應力(quadrupole源泉)과 後緣의 相互作用, 後緣攪流自體로부터의 應力放射, 境界層攪流, 翼型과 流入되는 擾流와의 相互作用 其他 未知의 要素等이다. 이러한 各種作用中 어느것이 優位를 차지하는 것은 흐름의 狀態와 固體의 幾何의 形態에 따라 決定될 것이다. 특히나 主要의 parameter로서는 Reynolds數와 流速에 있다고 볼 수 있다(Clark, Chalubnik과 Hodder(1976) 參照)

筆者의 實驗結果로는 零迎角때에 全抵抗을 20%以上 減少시키고 迎角이 15°일때에는 加入된 音響 energy의 19배되는 全抵抗減少를 測定 하였다. 實驗 data로서는 矩形木製翼(縱橫比 6, 弦長 3in, 0.6弦長에서 最高厚比 15%)이고 이翼을 Reynolds數  $8.34-8.7 \times 10^4$ (弦長과 前方流速基準), 音響의 振動數 500-2000Hz, 迎角 -15°

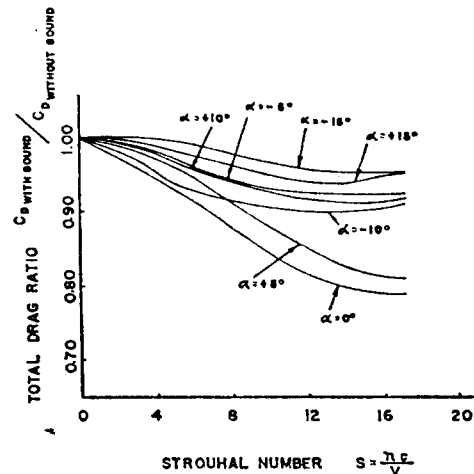


Fig. 4. Measured total drag ratio of airfoil vs. Stouhal number(Chang 1961)

→+15°範圍에서 音響 energy는 Hewlett-Packard의 audio-oscillator부터 空氣流에 5.82-24.2의 Strouhal數(Strouhal數는  $S=f \cdot c/U_{\infty}$ ,  $f$  振動數,  $c$  弦長,  $U_{\infty}$  前方流速)로 加入시켰다. 前方流速은 35. ft/sec程度로 一定시키고 音響의 振動數는 全範圍에 걸쳐면서 實行된 數次的 實驗結果를 平均值를써서 그림 4에 表示한다. 最少全抵抗係數  $C_D$ 는 Strouhal數가 11~18에 測定되었으며 最大  $C_D$ 減少는 Strouhal數 17.5, 때와 零迎角에 測定되었고 그 減少量은 21%에 達하였다. 또 Power減少와 Power加入의 比는 下記와 같다.

迎角	全 $C_D$ 減少	音響 振動數	Strouhal 數	Power減少/Power加入
0°	0.007	1500Hz	17.82	6.7
15°	0.022	2000	24.2°	19.0

## II. 音響을 亞音速噴流軸에 垂直方向으로 加入한 實驗

音響을 二次元亞音速直線噴流軸과 圓筒上面을 흐르는 亞音速 Coanda出流軸에 垂直方向으로 加入한 實驗을 볼까 한다.

### (a) 直線亂噴性 亞音速噴流軸에 垂直方向으로 加入된 音響의 影響

Ho와 Kovasznay(1976)는 亞音速 直線亂流性噴流軸에 音響을 그 垂直方向으로 加入시켜 實驗하였다. 任意的인 速度變動(random velocity fluctuation)이 있는 區域을 一定한 振幅의 sinusoidal音響波가 傳波되던 任意的인 振幅과 位相(phase)變動을 일으킨다. 音響波는 傳播되는 壓力變動이므로 音速은 相對的으로 流體自體에는 一定하나 固定된 實驗室 coordinate에는 相對的이다. 音響의 傳播方向으로 亂流의 速度가 變動할 때에는 音響波前線이 前進하거나 後退된다. 亂流域에서는 音響傳播의 垂直되는 表面의 亂流速度의 任意分布가 音響 energy變動 振幅을 再分布한다. Ho와 Kovasznay는 幅 12 cm의 出口에서 나오는 二次元 中央線速度 765

cm/sec인 直線 亂流性噴流를 210cm 下流點에서 coherent音響波를 噴流軸에 垂直方向으로 加入시켰다. 音響은 sinusoidal이고 3~90kHz였고 音響은 조그마한 高振動數의 擴聲器로 부터 나왔다. 流域의 振幅 位相의 變動 stochastic property를 살펴 任意流(random flow)로 인한 音波의 scattering現象을 明示하였고 音響의 波幅과 Taylor의 microscale 平均值比가 重要な parameter임을 알았다. 이 parameter가 1보다 크면 scattering은 Fresnel diffraction領域이고  $\frac{1}{2}$ 보다 작으면 geometric acoustic領域이었다.

### (b) 圓筒上面을 흐르는 亞音速 Coanda出流軸에 垂直方向으로 加入된 音響의 影響

筆者(Chang(1966, 1967, 1968))는 亞音速噴流가 圓筒外面을 흐르는 Coanda 出流에 對하여 研究한 바였다. 音響의 影響에 對한 實驗裝置는

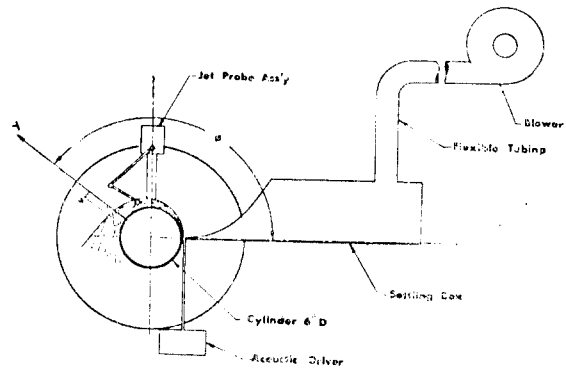


Fig. 5. Sketch of experimental arrangement(Chang et al 1968)

그림 5에서 볼수있다. 實驗 data는 圓筒 直徑 6in 流量 91.5-107 lb/hr 音響의 振動數 600-1000Hz 音響의 壓力 91-99.5 db. 音響의 壓力이 狹範圍로 制限된것은 이 範圍에서만 音響의 影響이 있었기 때문이다. 2ft 길이와 6in直徑의 銅圓筒의 軸을 中心으로 回轉되는 constant temperature hot film anemometer로 流速를 場所에 따라 測定 하였다. 音響의 壓力은 振動數 analyser, microphone이었다. Probe를 圓筒表面에서 最少 0.03in까지 接近시키면서 噴流의 接線速度分布를 600Hz 때에는 94, 97, 99.5db로,

□ 解 說

1000Hz 때에는 91.5, 94.5와 99.3db로 測定 하였다. Blower는 settling box의 導管과 連結시키고 settling box內에는 밀짚을 넣어 그軸方向이 흐름의 方向과 같이하여 動搖되는 흐름을 調整하였다. 또 settling box 外側에서는 acoustic horn 을 上面으로 位置시켜 音響 energy을 噴流出口軸에 垂直方向으로 加入케하였다. 이 理由는 acoustic horn을 settling box內에 位置시키고 音響을 흐름方向으로 發出시켜 본 結果가 成功의이 아니었다.

音響壓은 B & T의 Type 2107 振動數 Analyser, One inch Microphone이고 B & K의 Type 1022 level recorder였다.

增幅器(amplifier)와 sine波發生器를 調整하므로써 振幅과 振動數를 變更시켰다.

實驗結果로써는 流層中央線에서 圓筒表面의 接線方向으로 測定된 流速分布를 中心하여 下記의 6가지 特性을 찾아낼 수가 있다.

이러한 接線速度는 岐點과 剝離點間인  $\phi=60^\circ - 100^\circ$  ( $\phi$ 는 前方岐點으로부터의 圓筒中樞를 中心으로 轉角) 區域에서 測定되었다. 音響의 影響을 音響이 加入될때와 加入되지 않을때의 特性을 比較하므로써 나타냈다.

實驗值를 Reynolds數와 Strouhal數로 發表하였는데 그 定義는  $Re=UR/\nu$ , ( $U$ 는 噴流速  $R=a+y$ ,  $a$ 는 圓筒의 半徑,  $y$ 는 表面으로부터의 放射距離)이고 Strouhal數  $S=f \cdot y/V$ , 이고,  $V$ 는 粒子速度 (particle velocity)이며  $n(db)=20 \log (V/V_0)$  ( $n$ 은 db數)  $V_0=5 \times 10^{-16}$  cm/sec에서 求하고 音響波의 粒子速度는 全物體에 比하여 極微少部分에서 音響波가 通過하므로써 일어나는 瞬間의 速度이다.

$f$ 는 振動數이다. 그러므로 前記의 翼實驗때 쓴 Strouhal數의 定義와는 다른을 言及한다.

(a) 第一特性

接線速度의 分布는 音響의 影響으로 變한다. 즉 音響을 加入시키면 圓筒表面附近에서 速度나 運動量이 減少되고 外側에서는 表面으로부터의 距離가 클수록 速度가 增加된다. 一例로 그림 6에서 보면 音壓이 클수록 이러한 傾向이 더 顯

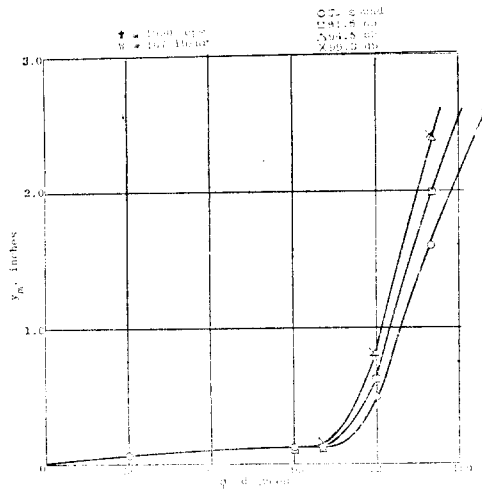


Fig. 6. Mid-plane velocity profiles (Chang et al 1966)

著하다.

表面에서 0.82in거리에서는 99.5db의 音響이 加入될때 音響이 없을때 보다 速度가 3倍로 커졌다. 600Hz때에 db數가 크면 最大速度가 減少되고 外側의 速度를 增加시켰다.

(b) 第二特性

速度分布中の 一點 즉 表面에서 一定한 거리에 音響壓力의 影響을 받지않는 곳이있다. 그點을 中立點(neutral point)로 定義하고자 한다. 中立點의 位置는 流程거리와 關聯되나 音響壓에는 無關함을 그림 7에서 볼 수 있다. 그림 8에

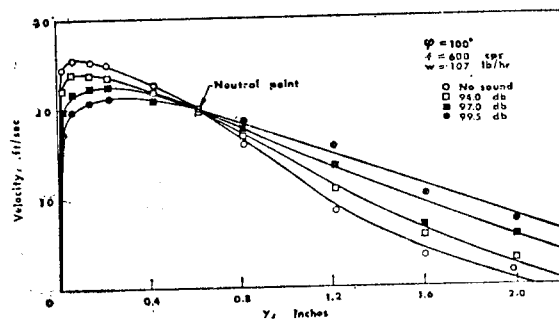


Fig. 7. Mid-plane velocity profiles (Chang et al 1966)

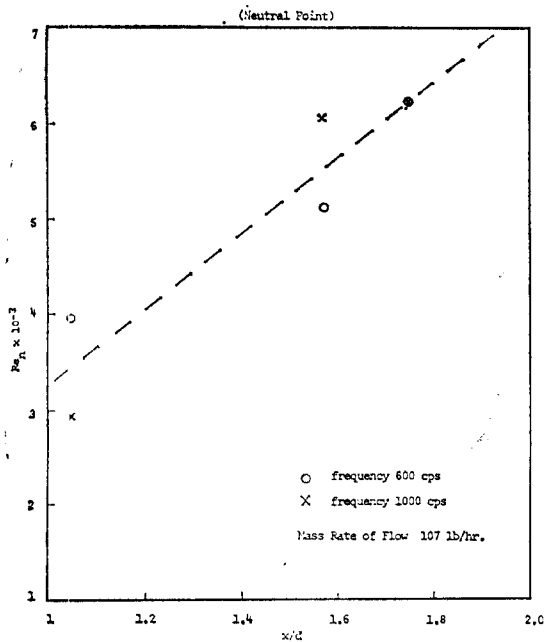


Fig. 8.  $Re_n$  Variation along Streamwise distance (Chang et al 1966)

서는 또 音響이 加入되면 中立點上位에서 接線速度가 增加되고 下位에서는 減少됨을 알수 있다.  $U_n$ 과  $Y_m$ 을 接線速度和 表面에서 中立點까지의 垂直距離로 하면  $U_n \times Y_m$ 은 流程거리와 一直線으로 表示된다. 즉 近似式인  $Re_n = U_n \cdot Y_m / \nu = 3.62 + 3.96[(x/d) - 1]$  ( $x$ 는 岐點부터의 흐름의 거리)으로 表示할 수 있다.

(c) 第三特性

音響의 影響을 받으면 噴流가 빨리 表面에서 剝離된다. 그림 9에서 보는바와같이 音響이 1k Hz였을때에 어느 音響壓에서도 噴流는 表面에서  $\phi = 200^\circ$ 되는 곳에서 剝離되고 後方에 逆流를 일으켰으나 音響의 影響을 받지 아니하면 噴流가  $\phi = 200^\circ$ 에서 剝離되지 않고 表面에 附着되어 있었다.

(d) 第四特性

Strouhal數가 一定數보다 클 때에는  $V/V_{max}$  (局部接線流速과 最大速度의 比)는 Strouhal數가 無關한 一定値를 갖는다. 그림 10은  $\phi = 60^\circ$

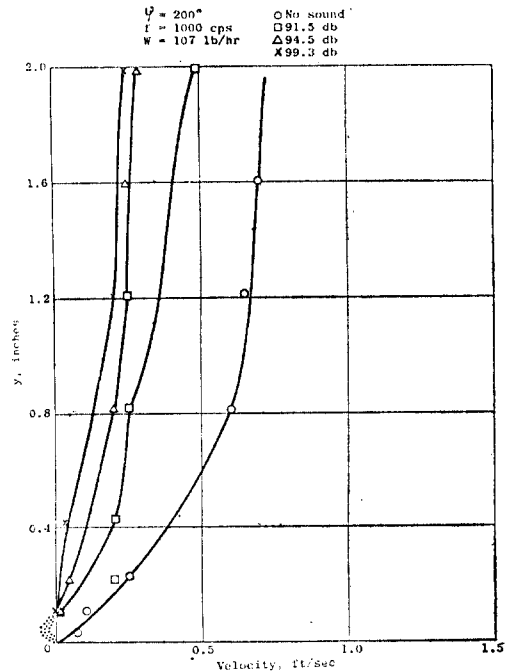


Fig. 9. Mid-plane velocity profiles (Chang et al 1966)

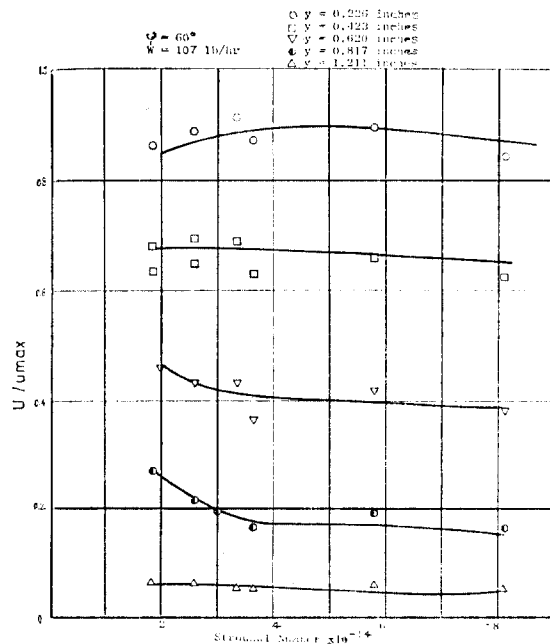


Fig. 10. Variation of normalized velocity with Strouhal number (Chang et al 1966)



□ 解 說

流量  $w=107\text{lb/hr}$  때 Strouhal數  $>4 \times 10^4$ 이던 表面에서의 垂直거리  $y=0.226-1.211\text{ in}$  範圍에서는  $V/V_{\max}$ 이 Strouhal數에 無關함을 보여준다.  $\varphi=90^\circ$  때에도 同樣한 測定結果를 보았다.

(e) 第五特性

$Re=UR/\nu=0.5-5.7 \times 10^4$  ( $R$ 은 圓筒中樞로부터의 半徑)는 測定한 範圍內에서는 Strouhal數와 無關함을 그림 11가  $\varphi=60^\circ$ 되는 位置에서 表示한다. 이러한 結果는  $\varphi=90^\circ$ 의 位置에서도 볼 수 있었다.

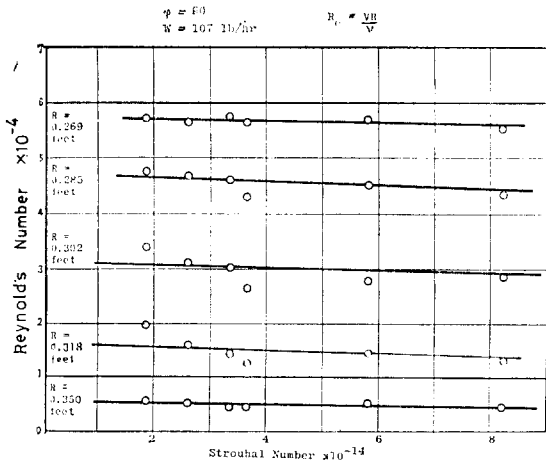


Fig. 11. Variation of Reynolds number with Strouhal number (Chang et al 1966)

(f) 第六特性

音響은 Coanda流의 境界層幅을 增加시킴을 그림 12에서 본다. 境界層幅을 表面에서 부터 接線最大速度線까지의 거리  $y_m$ 으로 하면  $\varphi=100^\circ$ 까지는 音響이 별다른 影響을 미치지 않으나  $\varphi=100^\circ$ 부터 下流面에서는 音響壓이 클수록 境界層幅이 增加되었다. 然이나 一定한 db水準 以上에서는 境界層幅이 音響의 影響을 받지 않았었다.

以上 記述한 六特性以外에도 注目되는 것은 接線速度의 變量이 表面으로부터의 中立點거리와 關聯되는 것이다. 이 關聯은 音響壓이 크면 流量이 增加되기 때문이다. 즉 音響壓이 높으면 音響의 振動으로 噴流層幅이 波狀으로 起伏되므로서 周邊으로부터 噴流에 吸收되는 流

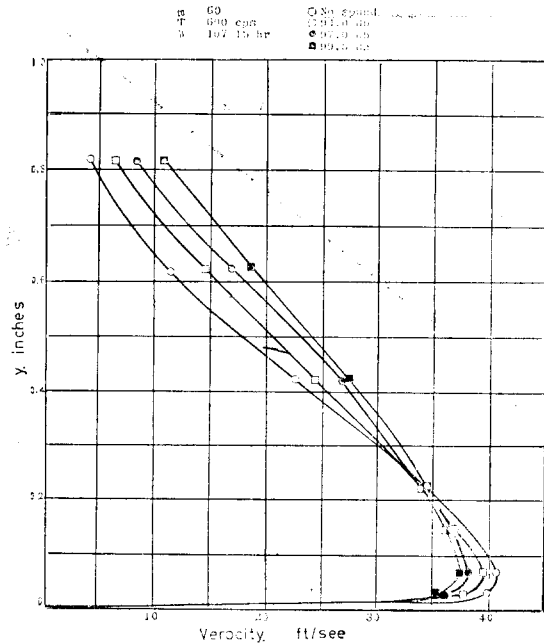


Fig. 12. Effect of sound on the boundary layer thickness

량이 많아지기 때문이다.

IV. 結 論

音響은 各種流體의 흐름에 影響을 미친다. 그 特性은 Reynolds數와 Strouhal數로 指摘되 ㄸ다.

亞音速의 噴流와 後流等의 自由流, 固體表面上的 境界層流나, 噴流가 凸曲線固體面을 흐를 때 (Coanda流)에서 알아본 音響의 影響은 다음과 같다.

速度分布의 變化, 遷移點의 移動, 音響壓力에 無關한 速度分布의 中立點의 存在, 이 中立點을 中樞로하는 回轉 moment의 發生, 剝離點位置의 移動, 境界層幅의 變化等이다.

工學的으로는 이러한 音響이 流體의 흐름에 미치는 影響을 利用하여 物體에 미치는 힘, moment, 熱傳達等을 加減 또는 調整할 수 있다. 一例로는 翼의 抵抗力을 音響의 加入에 必要되는 energy의 19倍로 減少시킬 수가 있었다. 然이나

翼과 Coanda流의 實驗에서는 音響의 影響은 그 加入位置와 一定한 狹範圍의 音響의 振動數와 壓力에 制限되었다.

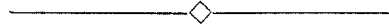
### 參 考 文 獻

- Andrade, E. N. (1931), "On the Circulation Caused by Vibration of Air in Tube," Proc. Roy. Soc. (London), A134, p. 445.
- Banerian, G. (1978). "Status of Some Current Research in Jet Noise," AIAA J. vol 16, No 9.
- Bassiouni, M. R. and D. S. Dosanjih (1979). "Acoustic and Flow Characteristics of Cold High-Speed Coaxial Jets", AIAA J. vol. 17, No. 2, pp. 153-59.
- Blumenthal, V.L. Russel, R.E. and J.M. Streckenbach (1975). "Aircraft Community Noise Research and Development; A Historical Review", J. Acoust. Soc. America, Vol. 62, No. 1, July.
- Brown, G.B. (1935), "On Vortex Motion in Gaseous Jets and Origin of Their Sensitivities to Sound", Proc. Phys. Soc (London) 47. 703.
- Brown, G.B. (1937), "Vortex Motion Causing Edge Tones", Proc. Phys. Soc. (London) 49, 493.
- Carlson, W.C. and R.F. Pittenger (1965) "Study of the Effects of High Intensity Sound on Turbulent Incompressible Flow," Thesis, United States Naval Postgraduate School, Monterey, Calif.
- Carriere, Z. (1931) "Lame vibrante excitée par le milieu ambiant," J. Phys et Radium 2, 165.
- Chanaud, R.C. and A. Powell (1962) "Experiments Concerning the Sound-Sensitive Jet," J. Acoust. Soc. Amer. Vol. 34, No.7, pp. 907-915.
- Chang, P.K (1961) "Drag Reduction of an Airfoil by Injection of Sound Energy," Journ. Aerospace Sci, Sept. pp. 742-43.
- Chang, P.K. (1962) "Survey on Coanda Flow," Fluid Amplification Symposium, Diamond Ordnance Fuze Laboratory, Washington D.C. U.S.A.
- Chang, P.K, Casarella, M.J. and W.J. Kelnhofer (1966). "The Incompressible Coanda Flow Around Circular Cylinder Affected by Sound Energy", The Catholic University of America.
- Chang, P.K. and H.S. Lew (1967) "Analysis of Incompressible Thin Coanda Flow Around a Circular Cylinder", Symposium Canadian Congress of Applied Mechanics.
- Chang, P.K. Casarella, M.S. and W.J. Kelnhofer (1968) "Effects of Sound on the Incompressible Jet Flow Over a Curved Wall (Coanda Flow)" Journ. Acoust. Soc. America, Vol. 42, No. 4.
- Chang, P.K. (1970) Separation of Flow, Pergamon Press Oxford also, Corrected Edition: Korea Institute of Science and Technology, 1979.
- Clark, L.T. (1971) "The Radiation of Sound from an Airfoil Immersed in a Laminar Flow", J. Eng. Power, Vol. 93, Ser. A. pp. 366-376.
- Clark, L.T. Chalupnik, J.D. and B. Hodder (1976) "Wake-Related Sound Generation from Isolated Airfoils", J. Acoust. Soc. America, Vol. 59, No. 1, Jan.
- Clenshaw, C.W. and D. Elliot (1960) "A Numerical Treatment of the Orr-Sommerfeld Equation in the Case of a Laminar Jet", Quart J. Mech. Vol. 13, pp. 300-313.
- Curle, N. (1955) "Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound", Proc. Roy. Soc. (London) A231, pp. 505-514.
- El-Sharkaway, A.I. and A.H. Nayfeh (1978) "Effect of an Expansion Chamber on the Propagation of Sound in Circular Ducts", J. Acoust. Soc. America, Vol. 63, No. 3, March.
- Fand, R.M. and J. Kaye (1961) "The Influence of Sound on Free Convection from a Horizontal Cylinder", J. Heat Transf. ASME. p. 133.
- Fekete, G.I. (1963) "Coanda Flow of a Two-dimensional Wall Jet on the Outside of a Circular Cylinder", McGill University, Rept. No. 63-11.
- Gavigan, J.J. Watson, E.E. and W.F. King (1974), "Noise Generated by Gas Jets in a Turbulent Wake", J. Acoust. Soc. America, Vol. 56, No. 4, Oct.
- Hardy, H.C. (1963), "Generalized Theory for Co-

□ 解 說

- Computing Noise from Turbulence in Aerodynamic Systems", ASHRE. Jan.
- Ho, C.M. and S.G. Kovasnay (1977), "Propagation of a Coherent Acoustic Wave Through a Turbulent Shear Flow", J. Acoust. Soc. America Vol. 90, No. 1, July.
- Jackson, F.J. and M.A. Heckel (1962), "Effect of Localized Acoustic Excitation of the Stability of a Laminar Boundary Layer", ARL 62-362, Bolt-Beranek and Newman Inc. Cambridge, Mass. June.
- Krishnamurty, K. (1955), "Acoustic Radiation from Two-dimensional Rectangular Cutout in Aerodynamic Surfaces", NACA TN 3487.
- Lauchle, G.G. (1977). "Noise Generated by Axisymmetric Turbulent Boundary Layer Flow", J. Acoust. Soc. America, Vol.61, No. 3, March.
- Le Conte, J. (1858), "On the Influence of Musical Sounds on the Flame of a Jet of Coal Gas," Phil. Mag. 15, 235.
- Lemlich, R. (1955). "Effect of Vibration on Natural Convective Heat Transfer", Industrial and Engineering Chemistry, June p. 1175.
- Lemlich, R. and A.M. Rao (1965). "The Effect of Transverse Vibration on Free Convection from a Horizontal Cylinder", Int. J. Heat and Mass Transf. Vol. 8, No. 6, June p. 27.
- Lighthill, M.J. (1952). "On Sound Generated Aerodynamically", Proc. Roy. Soc. A 21t, No. 1107, pp. 504-587,
- Lighthill, M.J. (1954). "On Sound Generated Aerodynamically, II, Turbulence as a Source of Sound", Proc. Roy. Soc. (London) A 222.
- Lighthill, M.J. (1962). "Sound Generated Aerodynamically", Proc. Roy. Soc. A 267, pp.147-182.
- Mechel, F. Mertens, P. and W. Schlitz. (1962). "Research on Sound Propagation in Sound-Absorbent Ducts with Superimposed Air Streams", AMRL-TDR-62-140, III. Dec. AMRL-TDR-62-140 IV. Nov.
- Mechel, F. and W. Schlitz (1864). "Untersuchungen zur Akustischen Beeinflussung der Strömungsgrenzschicht in Luft", Acoustica Vol. 14, No. 6.
- Michalke A. and O. Wehrmann (1962). "Akustische Beeinflussung von Freistrahls Grenzschichten" Int. Council. Aero. Soc. Third Congr. Stockholm pp. 773-785. and Spartan Book Co. Washington D.C. 1964.
- Newman, B.G. (1961). "The Deflection of Plane Jets by Adjacent Boundaries Coanda Effect", *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 1, Pergamon Press, ed G.V. Lachmann. pp. 232-264.
- Ostrach, S. (1955). "Note on the Aerodynamic Heating Oscillating Surface", NACA TN 3146.
- Paterson, R.W. Vogt, P.G. Fink, M.R. and C.E. Munch (1971). "Vortex Shedding Noise of an Isolated Airfoil" United Aircraft Res. Labs. Rept. K 910867-6.
- Piercy, N.A.V. and E.G. Richardson (1928). "On the Variation of Velocity Amplitude Near the Surface of a Cylinder in a Viscous Fluid", Phil. Mag. Vol.6, pp.970-977.
- Rayleigh, J.W.S. (Lord) (1945) *Theory of Sound*, Dover Publications New York, Vol.2, Chapt XXI.
- Revell, J.D. Prydz, R.A. and A.P. Hays (1978). "Experimental Study of Aerodynamic Noise vs. Drag Relationships for Circular Cylinder", AIAA J. Vol. 16, No. 9.
- Ronneberger, D. and U. Ackermann (1979). Experiments on Sound Radiation due to Non-Linear Interaction of Instability Waves in a Turbulent Jet", J. Sound Vib. Vol. 62, No. 1.
- Robertson. B. (1977). "Effect of Arbitrary Temperature and Flow Profiles on the Speed of Sound in a Pipe", J. Acoust. Soc. America, Vol. 62, No. 1, Oct.
- Schlichting, H. (1932). "Berechnung ebener Periodischer Grenzschichtströmungen", Physik. Z. 33, 327.
- Schlichting, H. (1968). *Boundary Layer Theory*, Mc Graw Hill Book Co. p. 408.
- Schmidt, C. (1978). "Aerodynamic Characterization of Excited Jets", J. Sound Vib. Vol. 61, No. 1.
- Shaw, R.A. (1949a), "A Theory of Acoustic Frequency and Resonance as Controlling Factors in Aerodynamics", ARC Rept. No 12376, FM

- 1357.
- Shaw, R.A. (1949b). "The Solution of the Problem of a Cylinder Shedding a Periodic Wake", ARC 12686. FM 1359.
- Shade, H. and A. Michalke (1962). "Für Entstehung von Wirbeln einer freien Grenzschicht", Z. Flugwiss. Vol. 10, No. 415.
- Tam, C.K.W. (1975). "Intensity, Spectrum and Directivity of Turbulent Boundary Layer Noise", J. Acoust. Soc. America, Vol. 57, No. 1, Jan.
- Tatsumi, T. and T. Kakutani (1958). "Stability of Two-dimensional Laminar Jet", J. Fluid Mech. Vol. 4, pp. 261-275.
- Tyndall, J. (1867). "On the Action of Sonorous Vibrations on Gaseous and Liquid Jets", Phil. Mag. 33, 375.
- Vyaz'menskaya, L.M. (1977). "Approximate Calculation of the Noise Spectrum in the Field of a Turbulent Jet", Fluid. Mech. Sov. Res. 6(3), 40-46.
- Yamamoto, K. and R.E. Arndt (1978). "On an Acoustic Field Generated by Subsonic Jet at Low Reynolds Numbers", Univ. Minnesota N 78-228/2 GA.
- Yu, J.C. and C.K.W. Tam (1978). "Experimental Investigation of the Trailing Edge Noise Mechanism", AIAA J. Vol. 16, No. 10, pp. 1046-52.



科學 없 이 文明 없 고

技術 없 이 復興 없 다