ジェットエンジン排気噴流の挙動*

(第2報, 高温噴流の浮力の効果)

西

亮**

Dispersion Process of Jet Engine Exhaust Plume
(2nd Report, Buoyant Effect of Heated Jet)

by Akira NISHI

In the previous paper the initial dispersion process of jet engine exhaust plume was discussed with the data of jet engine field test as well as those of the model test. The momentum dominant region in the jet was concerned mainly, and the model test was carried out for a few nozzle heights over the ground board which were corresponding to the engine installing height of the aircraft.

There are considerable differences of the ratio of inertia to buoyant forces in the jet for the engine operating modes, i.e., for takeoff mode (TO) the inertia is dominant, on the contrary the buoyancy is dominant for idling mode (ID). These typical conditions of TO and ID modes were examined and their results are compared with each other and with those of field test. The sources of atmospheric turbulent diffusion after the jet dispersion are estimated by these results.

Key Words : Turbulent Jet, Aircraft Engine, Jet Dispersion, Air Pollution

1. ま え が き

前報⁽¹⁾では航空機に搭載されているジェットエンジンを用いて排気噴流の拡散過程を実測し, 一方実験室で小形のモデルを用いた実験を行い, それらの結果を比較検討した。モデル実験では比較的低温の浮力の影響の少ない噴流を取扱い, また実際の航空機でのエンジン取付け高さによる拡散過程の違いを調べるためにモデルのノズル高さを数段階に変えて実験した。

空港におけるエンジンの運転状態にはアイドリング状態と離陸状態があり, 前者は噴出速度が比較的小さいので浮力の影響は相対的に大きく, 後者は反対に大きな運動量を持つ噴流である。そこで今回はこれら二つの典型的なエンジンの運転状態に注目し, モデルの内側ノズルを高温にして実機の状態に近づけ, 実機の測定結果と比較検討する。

従来高温噴流の浮力による上昇や拡散過程は煙突からの排煙や, 広い空間に放出される自由ジェットに関して多くの研究がなされてきた⁽²⁾⁽³⁾。しかしここで考える問題は壁面に近い二重環状ノズルから噴出される

高温の三次元噴流であり, さらに複雑な問題である。

2章ではモデルの相似条件について述べ, 3章でモデルと実機の測定結果について比較検討する。実機では横風中の拡散であり, モデルの結果と完全に一致するものではないが, 傾向は良い一致が得られた。これらの結果を用いて4章では大気拡散への移行時の仮想源の推定について述べる。

2. 実機とモデルの相似条件

高温ジェットではレイノルズ数 Re とリチャードソン数 Ri (またはフルード数 Fr) が重要な無次元数となる。乱流ジェットの場合, レイノルズ数は $Re > 10^3$ が要求される。実機とモデルの内外ノズル出口における流速, 温度およびそれらの平均値, Re , Ri などを表1に示している。実機の Re は非常に大きい, モデルでは 10^4 のオーダーであり, 実機に比して小さいが分子粘性の影響は小さいものと考えた。つぎにノズル出口での平均流速, 平均温度上昇 (全温度で与えた) にもとづくリチャードソン数は, モデル実験では実機のものと同程度一致させるのは困難であったので近い値に設定した。また実機とモデルの Ri の比 α も表1中に示している。TO と ID モードでは Ri が10倍以上も違っているので ID モードでは浮力の影響が大きくな

* 昭和59年12月6日 第930回講演会において講演, 原稿受付 昭和59年5月30日。

** 正員, 宮崎大学工学部 (〒880 宮崎市霧島 1-1-1)。

ることがわかる。また実機の TO モードでは流速が非常に大きいため、運動エネルギーの熱への変換を考慮している。またモデルの実験装置は前報のものとはほぼ同じものを使用した。

3. 実験結果とその検討

3.1 各断面における実機とモデルの分布の比較

図 1 に実機の TO モードでの $x=150\text{ m}$ (記号は前報と同じ) 風下における流速と温度分布に対するモデル実験の相当する値の比較を示している。実機の場合は横風中の噴流の拡散であり、モデルと比較してやや横に広い分布であるが良好な対応を示している。

ID モードでの $\bar{x}=19$ および 40 に対する温度分布の比較と実機の CO 濃度分布 $\Delta C/\Delta C_{m0}$ (ΔC_{m0} : 各断面の最大濃度) を図 2 に示している。図 1 および 2 の

比較からつぎのようにまとめられる。

(a) TO では壁面ジェットの特徴である横に大きく広がった分布となるのに比して、ID では浮力の影響によって縦長の分布となることがわかる。

(b) 横風中の噴流はかき形にわん曲することが知られているが⁽⁴⁾、実機の ID で $\bar{x}=19$ の場合横風境界層によってかき形の上半分に対応するわん曲がみられる。

(c) 実機の場合、横風によって噴流の中心軸が傾き、観測ネットは噴流を斜めに切ることになる。ID で $\bar{x}=40$ の場合中心軸とネットのなす角は前報の式(3)から $\theta=43^\circ$ となり、このため横方向に約 1.5 倍拡大された分布形を測定していることになる ($\bar{x}=19$ では約 1.2 倍となり、図 1 の TO では無視し得る)。

これらの点を考慮すると ID モードでもモデルと実

図 1 TO モードでの速度と温度分布の比較

図 2 ID モードにおける温度と CO 濃度の分布

表 1 エンジンとモデルの各部の状態と無次元数の比較

Mode		Primary Nozzle	Bypass Nozzle	Mean Vel. and Temp.	R_e	R_i	Ambient Temp.(K)
Engine	TO	Vel. (m/s)	408	276	297	1.43×10^7	1.05×10^{-4}
		Total Temp.(K)	877	372	460		289
	ID	Vel. (m/s)	61	50.6	51.0	4.16×10^6	1.25×10^{-3}
		Total Temp.(K)	571	294	333		289
Model	TO	Vel. (m/s)	47	29	32.9	5.23×10^4	1.25×10^{-4}
		Temp.(K)	667	324	379		293
		Mass Flow(kg/s)	7.81×10^{-3}	2.81×10^{-2}			
	ID	Vel. (m/s)	11	9	9.3	1.56×10^4	1.33×10^{-3}
		Temp.(K)	673	311	361		288
		Mass Flow(kg/s)	1.82×10^{-3}	9.15×10^{-3}			

$$\alpha_{TO} = 0.845, \quad \alpha_{ID} = 0.941$$

測結果は良い一致を示していると思なすことができる。

(d) 横風によるエントレインメントの増加によって、 $\bar{x}=40$ では周辺部の温度がやや低下している様子がわかる。

(e) モデル実験では濃度測定は行っていないが、実機の温度と濃度分布の比較から分布形は似ていることがわかる。

3.2 高温噴流と低温噴流の比較 TO および ID モードのそれぞれで、浮力の効果によって分布形がどの程度の影響を受けているかを調べるために、モデル実験で内側の噴流を高温にした場合と、内外ノズルとも常温の噴流の場合の各断面における分布を比較した。その結果を図3および図4に示している。図3はTOモードの速度分布で、表1からリチャードソン数が小さく、したがって浮力の効果も小さいが、一方軸方向の運動量(軸方向の慣性力)が大きいためこれが支配的であり、両噴流の広がりには大差は見られない。この比較では内外ノズルの噴出速度を同一にしているため低温噴流では密度の違いだけ流量が違っているが、平均値の算出にはこの点を考慮している。

図4はIDモードに相当するモデルの結果で、常温噴流ではTOモードの場合と同様に横方向に大きく拡散した壁面噴流の傾向を示しているが、高温噴流では横方向の広がりが小さくなり、逆に縦方向に大きく拡散することがわかる。同図中に縦方向の中心線上の速度プロファイルの違いも示している。高温ジェットでは浮力の効果によって縦方向に大きく拡散するため、最大速度が著しく低下していることがわかる。こ

れは断面の分布形によるものと考えられ、低温噴流では壁面に付着する面積が大きく、その部分のエントレインメントが抑制されるので大きな速度が長く保持されるのに反し、高温噴流では縦長の分布となり、周辺大気との接触面積が大きくなるのでエントレインメントが増大し、したがって速度の減衰が早まるものと考えられる。 $\bar{x}=40$ の範囲では高温噴流でもなお壁面に付着しているが、この現象はノズルの高さやノズルからの距離に関係するもので、この点を明らかにするには系統的な実験が必要と考えられる。

3.3 最大値の減衰(減衰の尺度) 図5に各断面での最大温度上昇 ΔT_{m0} と最大速度 U_{m0} の減衰を示している。前報に示した $\bar{h}=1.5$ に対する温度上昇 $\Delta T_0/\Delta T_{m0}$ と速度比 U_0/U_{m0} を図中の実線で示している。 $\Delta T_0/\Delta T_{m0}$ はモデルのTOモードで高温噴流の場合、前報の実験値とほぼ完全に一致しており(図中○印)、実機のTOに対する測定値(図中の◎印)もこの線上に乗る。これに反しモデルのIDモードの場合(図中の×印)、図4で見られる最大速度の減少と同様に最大温度も減少し、したがってTOモードに比して著しく増大することになる。実機の測定値とはやや差があるが、増加の傾向は一致している。

つぎに最大速度の減衰では、モデルのTOで高温噴流の場合、前報の結果と非常に近い結果が得られた

図3 モデルのTOでの高温と低温噴流の比較

図4 モデルIDでの高温と低温噴流の速度分布

(図中の●印)。また TO の実機の結果も線上に乗る。同図中にモデルで TO と ID モードの低温噴流の結果も示している(図中の△,□印)。この場合には図3にも見られるように、低温の方が各断面での最大速度がやや大きい図の点線のような変化を示す。高温噴流の場合との差は浮力によるものと推定されるが、差が小さいのでこの点を明確にするにはさらに精密な実験が必要であろう。

一方モデルの ID モードでは図4のように各断面での最大速度が減少するので、一点鎖線のように急に増大する曲線となる。ID モードでの実機の結果は少なく、正確な比較は困難であるが、傾向は一致していると考えてよいであろう。

3.4 縦方向の広がり幅(広がり尺度) 縦方向の広がり半値幅を図6に示す。速度の半値幅に関してはモデル実験の TO モードでの高温と低温(■○印), ID の低温(▲印)が同一線上に乗り、前報の結果より $\bar{b}_{z0}$ がやや大きい(今回は $\bar{b}_{z0}=2.0$, 前報では $\bar{b}_{z0}=0.6$)、傾向はよく一致している。また TO と CL (上昇モード)の実機の結果も良い一致を示している。

一方温度上昇に関する半値幅はモデルの TO の場合前報の結果とはほぼ完全に一致し、(×印) TO と CL の実機の結果もよい一致を示している。

しかるにモデルの ID の高温噴流では、 $\bar{x}$ によって急激に増大することになり、浮力によって上方への拡散が大きくなる結果を示している(△●印)。実機の温度の半値幅もこの傾向をよく示している(□印)。

4. 大気拡散に対する航空機排ガス源の推定

大気による拡散過程を考えるには仮想発生源の位置

が重要となる。航空機からの排ガスに関してこの位置を推定するには、航空機の移動、風およびエンジンからの噴流の拡散を合わせて考えることが必要となる。このうち空港内での航空機の移動経路は定まっており、その上での速度もおおむね定まっている。風と噴流の干渉は実機のテストではほぼ横風であったが、一般には斜めに当たることになり、その影響は例えば文献(4)等から推定することができるであろう。したがってここでは前報および今回の実験結果から風の影響のない場合の噴流拡散から大気拡散へ移行するときの仮想源を推定することにする。そのためつぎの仮定を導入する。

(a) 噴流中の最大速度が風速と同一になった時点から大気拡散が支配的になるものとする。

(b) 上の位置における噴流の縦横の半値幅を求め、大気拡散式から求まる半値幅がこの点の値に近似できる仮想源を推定する。

(c) 汚染物濃度の拡散過程は温度の拡散過程で近似できるものとする。

条件(a)から $\bar{h}=1.5$ に対する TO モードの場合、風速を 5 m/s と与えると図5に示す速度と温度の最大値の減衰から、最大速度 $U_{m0}=5$ m/s に対して $U_0/U_{m0}=60$ となり、前報の式(6)から $\bar{x}=x/\bar{D}=338$ となり、 $\bar{D}=1.6$ m に対して $x=540$ m が得られる。また式(7)から $\Delta T_{m0}=3$ K となる。すなわちエンジンから 540 m 離れた点で最大速度が 5 m/s となり、この点での縦方向の半値幅は前報の表3から、 $\bar{b}_{tz}=\bar{b}_{cz}=37$ 、したがって $b_{tz}=b_{cz}=59$ m となり、一方横方向の半値幅は $\bar{b}_{ty}=\bar{b}_{cy}=78$ より $b_{ty}=b_{cy}=125$ m が得られる。

図5 各断面における最大値の減衰

図6 縦方向の広がり幅

つぎに ID モードの場合には $U_0/U_{m0} \div 10$ より、図 5 から推定して $\bar{x}=44$ を得る。したがって $x=70$ m となる。同じく図 5 からこの点で $\Delta T_0/\Delta T_{m0}=16.5$ となり、表 1 から $\Delta T_0=44$ K であるので、 $\Delta T_{m0} \div 3$ K となる。また図 6 から $\bar{b}_{Tx}=\bar{b}_{Cx}=11.5$ となり、縦方向の温度の広がり半値幅は $b_{Tx}=b_{Cx}=18.4$ m となる。横方向の半値幅は噴流の拡散過程で違って来るが、図 2 の $\bar{x}=40$ の分布から推定して $\bar{b}_{Ty}=\bar{b}_{Cy} \div 5$ 、すなわち $b_{Ty}=b_{Cy} \div 8$ m となる。

上述の TO と ID モードでの大気拡散への移行点における最大温度上昇は、いずれの場合も 3 K と小さく、したがってそれ以後の噴流の浮力による上昇は考える必要がない。

5. む す び

前報に続いてモデルの内側噴流を高温にし、ノズル出口での平均リチャードソン数を実機に合わせ、空港で問題となる離陸とアイドリングモードでの拡散過程を実験室で求め実機の結果と比較検討した。その結果はつぎのようにまとめられる。

(1) 実機の場合は横風中の拡散であるが、モデル実験の速度と温度の分布形は極めて良い対応を示した。

(2) TO 状態では内側噴流が高温でも、噴出速度が大きいため浮力の効果はほとんど現れず、分布形は低温噴流と変わらないが、ID 状態では噴出速度が小さいため、相対的に浮力の効果が大きくなり、速度と温度の分布形は上方に広がり、しかも最大速度と温度は低下する。

(3) 以上の結果をもとに実際の航空機で噴流拡散の後大気拡散に移行する際の仮想源の推定法を示した。

文 献

- (1) 西・沢田, 機論, 50-452, B (昭 59), 1205.
- (2) Briggs, C.A., *Plume Rise*, (1969), U.S. Atomic Energy Commission.
- (3) Abramovich, G.N., *The Theory of Turbulent Jet*, (1963), 580, MIT Press.
- (4) Abramovich, G.N., *The Theory of Turbulent Jet*, (1963), 541, MIT Press.