

飛機凝結尾之分析與研究

未 雨

Analysis of Aircraft Condensation Trail

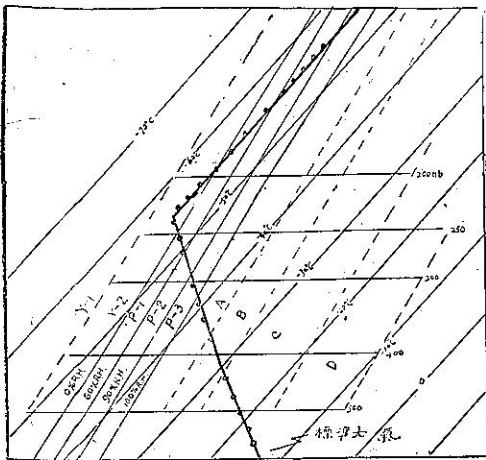
H. Y. Keng

自二次世界大戰末期以來，飛機之飛行高度日漸增加，美國轟炸日本之 B-29 超級空中堡壘轟炸機，由於發動機於高空排出之洗流 (Wake) 中，所含之水份，達到飽和狀態，而凝結成四條水滴或冰晶所構成之長形帶狀雲，名之為「凝結尾」。其他飛機也逐次發現。在結隊飛行時，此種凝結尾不但會使飛機招致損害，又易為敵人所識別。但在另一方面來說，目前雷達防禦網並不完善，飛機本可自雷達有效範圍之空隙中透過，用反雷達電子干擾亦可使雷達失效，而飛機後面所拖長之凝結尾，且久而不散，很易為地面之防空監視哨所發現而有利防空。此外，凝結尾妨礙編隊飛行時，對空中加油，會干擾飛機上的雷達設備。

凝結尾之形成，概分為二，其一為動力作用，另一由發動機排氣形成，由動力作用所形成之凝結尾，是因飛機於高空高速飛行，空氣流過翼面之速度甚大，氣壓低降，空氣絕熱冷卻，相對濕度增加，且高空氣溫極低，空氣極易達到飽和狀態，在發動機排出足夠之凝結核，而形成條管狀雲形的凝結尾，惟僅由動力所形成之凝結尾很少，出現之機會亦不多，即使出現，也難維持太久，僅在接近飽和之氣層中，飛機特技表演時會出現，或在高空高速俯衝也會偶而發現，惟飛行高度降低，或減低飛行速度時，即形消失。所常見者為另外一種凝結尾，此種凝結尾由飛機發動機排氣洗流形成，不論螺旋槳飛機或噴射機，所用燃料都屬碳氫化合物與空氣中之氧份燃燒以後，其生成之水汽及熱量注入洗流中，水汽增加使洗流相對濕度增大，惟熱量增加使洗流之相對濕度反形減低，故凝結尾是否能形成，要視飛機洗流能否飽和，而洗流飽和與否，要視發動機排氣之濕熱比，如其濕熱比為常數，則視飛機所在大氣層中之濕度、氣壓及氣溫而定，發動機之濕熱比恒為常數，故如無該層之無線電探空紀錄，亦可藉此窺知氣層中氣溫及相對濕度之梗概。

一、噴射機凝結尾之預報

假如凝結尾形成之非氣象因素為常數，凝結尾之形成將視氣壓、氣溫及相對濕度，在絕熱圖中繪製相對濕度臨界線百分之〇線、百分之六十線、百分之九十線及百分之百線 (圖一)，由此將絕熱圖分為三區，此三區對噴射機凝結尾形成有下列三點值得注意者。



圖一：噴射機凝結尾資料分層預報圖

將該區分為 Y-1 及 Y-2 區，如飛機在此區內，將會有凝結尾發生。故此區亦稱為「有凝結尾區」，或簡稱為「有」區。

在上述兩區之間，亦即相對濕度百分之百線及百分之〇線之間，分為 P-1，P-2，P-3 等欄，此一區為

(一) 由無線電探空或由飛機所測某點之壓溫報告，位於圖中相對濕度百分之百線之右方，即空氣十分潮濕，但未必會形成凝結尾。

(二) 如無線電探空或飛機報告之某點，其壓溫報告填繪在百分之〇線之左方，亦即空氣絕對乾燥，而凝結尾亦會形成。

(三) 假如無線電探空或飛行報告所測之某點，氣溫及氣壓填繪在圖中之某點，在相對濕度百分之〇線及百分之百線之間，僅有在相對濕度相等或超過圖中所在點之相對濕度時，凝結尾方有形成之可能。

在圖一相對濕度臨界值之右方，以攝氏五度為間距繪一線，十度為間距繪一線，二十度為間距繪一線，分別標為 A, B, C, D 等欄，此四欄係「無凝結尾區」，或簡稱為「無」區。

圖中相對濕度臨界值百分之百線之左方，所繪之虛線一條，

「可能有凝結尾區」，或稱為「條件性凝結尾區」，簡稱為「可能有」區，在此區內凝結尾之形成與否，視其範圍內之實測相對濕度。

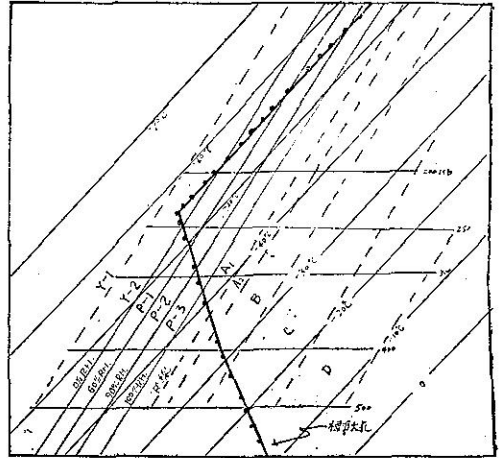
二 活塞式飛機凝結尾之預報

將預報噴射機凝結尾之圖一，略加修正，如圖二，可用以預報活塞式飛機之凝結尾，繪入圖一條「R」線，「R」線與相對濕度臨界值百分之百線平行，而所在位置之溫度均高於百分之百線攝氏三度。此一線將圖一中之「A」欄分為「A₁」及「A₂」等二欄，圖二亦如圖一相似，可分為有凝結尾發生區，無凝結尾發生區及條件性凝結尾發生區。

(一) 假如由無線電探空或由飛機所測之某點，其壓溫報告繪入圖二之某點，在「R」線之右方，雖空氣潮濕，仍未必能形成凝結尾。

(二) 如由無線電探空或飛機所測之某點，其壓溫繪入圖二，雖在圖中相對濕度臨界值百分之九十線之左方，在此空氣極端乾燥狀態下，凝結尾亦會形成。(相對濕度臨界值百分之九十線，原係作噴射機凝結尾預報用者，用於預報活塞式飛機之凝結尾係憑經驗所取者。)

(三) 如無線電探空或飛機所測之某點，其壓溫報告之值，繪入圖二中，其位置在「R」線及百分之九十線之間，凝結尾之形成與否，將視實測相對濕度而定。



圖二：活塞式飛機凝結尾資料分層預報圖

預報活塞式飛機凝結尾圖與預報噴射機所不同者，係圖二之「R」線將A欄分割為二部，而A₂, B, C, 及D欄為「無」區，其中無形成凝結尾之望，而Y-1, Y-2, P-1 及 P-2 等欄係在「有」區，飛在其中，將有凝結尾發生，因P-3 及 A₁ 欄為「可能有」區，其中凝結尾之形成，將視實測相對濕度而定。

本文所列預報凝結尾之二圖，係指所獲資料絕對準確而言。實際由於觀測，儀表或計算及其他人為錯誤，致使預報不能達到百分之百之準確，不僅作凝結尾之預報如此。其他預報無不如此，以下各節為分析凝結尾實測資料以核對上述預報凝結尾方法之準確性。

三 噴射機凝結尾資料分析

自從噴射機及火箭發明以來，飛行高度越來越高，高空大氣現象發現也愈多，噴射氣流與凝結尾即為飛機所經常遭遇者。有關噴射氣流之報告資料，已經見諸刊物者甚多，而凝結尾資料，在美國已有計劃的在搜集，除根據飛機飛行時之報告資料，用當時之高空探測壓溫報告，予以核對外，美空軍天空實驗計劃 (Project Sky Try) 及 B-47 氣象觀測計劃予以有系統的搜集 B-47 式噴射轟炸機所發生之凝結尾，並分層分區予以列表，(表一)，其觀測區域為美國及大西洋東部與太平洋之西部為主，此外有 B-36 式轟炸機之噴射發動機資料 (表二)，其觀測區與表一相似，此外有 B-45 式噴射轟炸機資料，但為數不多，不另計算。

表一：B-47飛機報告 (天空實驗計劃)

單發動機噴射機凝結尾資料以 F-84, F-86, F-94, 其觀測區域極為廣泛，除美國外，歐洲、阿拉斯加、北韓、日本等地，資料均極豐富，連同多引擎者共計有三千二百七十一次紀錄如附表三及四。在表四所列之資料，可看出，利用本文第一節所述預報噴射機凝結尾圖，所作預測與實測比較，在 Y-1、Y-2、A 及 B 欄內之正確性大部均在百分之九十一以上。如在 Y-1 欄之總百分比，為發生凝結尾百分之九十一，而在 B 欄應無凝結

層	<200mb		250-200mb		300-250mb		400-300mb		合計	
	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無
Y-1	10	0	16	0	1	0	0	0	27	0
Y-2	23	2	21	0	4	0	0	0	48	2
P-1	12	11	11	2	3	1	0	0	26	14
P-2	7	20	16	12	5	10	0	0	28	42
P-3	5	36	5	20	3	25	0	0	13	81
A	0	18	3	29	3	13	3	9	9	69
B	0	1	0	10	0	6	2	14	2	31
合計	57	88	72	73	19	15	5	23	153	239

尾發生，而未發生凝結尾之次數為百分之九十一。

在表五中，可看出預報 B-47及B-45 噴射轟炸機之凝結尾，在 Y-1、Y-2及B 欄之百分率為百分之九十二以上，如僅以 B-47 資料為準，在 Y-1 欄之正確性為百分之百，Y-2欄之正確性為百分之九十六。

如單以單發動機噴射機凝結尾資料而論(表六)，在Y-1 欄內之正確性為百分之百，Y-2 欄之正確性為百分九十一，表六之A及B 欄亦在百分之九十左右。

由本節各表所列之實測凝結尾資料，經予分析，可知如有更正確之資料，使用本文所述預報噴射機凝結尾圖，將有更高的準確率。

四 活塞式飛機資料分析

根據美國空軍氣象部隊所出版之「凝結尾資料之綜合分析」一書所述，活塞式飛機之凝結尾資料，為 B-36 重型轟炸機之活塞發動機資料，B-29 及 C-47 資料等。

根據 B-36 轟炸機活塞式發動機資料(表七)，飛機飛入最大高度時，在「

表二：B-36飛機報告(噴射發動機)

1952年3月—1953年3月

層 欄	<2000mb		250-200mb		300-250mb		400-300mb		500-400mb		合計	
	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無
Y-1	82	11	0	3	1	0	0	0	0	0	83	14
Y-2	192	45	26	19	1	0	2	0	0	0	221	64
P-1	109	57	12	16	4	1	5	0	0	0	130	74
P-2	66	44	47	24	8	15	2	3	0	1	123	87
P-3	20	38	47	45	18	32	4	16	0	1	89	132
A	0	4	7	29	8	24	10	32	0	0	25	89
B	0	0	0	0	2	2	5	68	0	2	7	72
C	0	0	0	0	0	2	0	27	0	10	0	39
D	0	0	0	0	0	0	0	2	0	7	0	19
合計	469	199	139	136	42	78	28	148	0	31	678	590

總計 1268

表三：分層綜合報告噴射機資料

層 欄	<200mb		250-200mb		300-250mb		400-300mb		500-400mb		合計	
	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無
Y-1	No. 134 % (91)	13 (9)	60 (91)	6 (9)	9 (90)	1 (10)	1 (100)	0 (0)	1 (100)	0 (6)	205 (91)	20 (9)
Y-2	No. 353 % (65)	64 (15)	200 (87)	31 (13)	52 (93)	4 (7)	44 (88)	6 (12)	3 (100)	0 (0)	652 (66)	105 (14)
小計											857	125
P-1	No. 183 % (68)	87 (32)	132 (73)	42 (27)	41 (66)	21 (34)	50 (72)	19 (28)	5 (50)	5 (50)	392 (69)	174 (31)
P-2	No. 97 % (53)	85 (47)	116 (57)	87 (43)	48 (49)	49 (51)	31 (55)	25 (45)	10 (40)	15 (60)	302 (54)	260 (46)
P-3	No. 33 % (27)	90 (73)	77 (38)	125 (62)	34 (124)	106 (76)	13 (23)	44 (77)	0 (26)	17 (74)	163 (30)	282 (70)
小計											857	816
A	No. 3 % (8)	37 (92)	17 (16)	90 (84)	17 (19)	72 (81)	17 (22)	62 (78)	1 (4)	23 (96)	55 (16)	284 (84)
B	No. 0 % (0)	1 (100)	3 (21)	11 (79)	2 (7)	25 (93)	9 (8)	106 (92)	1 (7)	14 (93)	15 (9)	157 (91)
C	No. 0 % (-)	0 (-)	0 (-)	0 (-)	0 (0)	6 (100)	0 (0)	54 (100)	0 (0)	13 (100)	0 (0)	73 (100)
D	No. 0 % (-)	0 (-)	0 (-)	0 (-)	0 (-)	0 (-)	0 (7)	7 (100)	0 (0)	25 (100)	0 (0)	32 (100)
小計											70	546
合計	No. 803 % (68)	377 (32)	586 (60)	391 (40)	203 (42)	284 (58)	165 (34)	323 (66)	27 (19)	112 (81)	1784 (55)	1487 (45)

表四：各型噴射機凝結尾資料分析

飛機型式	層 次							
	Y-1		Y-2		A		B	
	有	無	有	無	有	無	有	無
B-36 No.	83	14	221	64	25	89	7	72
%	(86)	(14)	(78)	(22)	(18)	(82)	(9)	(91)
F-84 F-86 No.	35	0	76	7	1	14	1	5
%	(100)	(0)	(92)	(8)	(7)	(93)	(17)	(83)
F-84 No.	4	0	63	5	5	28	4	12
%	(100)	(0)	(93)	(7)	(15)	(85)	(25)	(75)
B-45 No.	3	0	6	1	2	6	1	17
%	(100)	(0)	(86)	(14)	(25)	(75)	(8)	(92)
B-47 No.	0	0	6	0	0	0	0	0
%	(—)	(—)	(100)	(0)	(—)	(—)	(—)	(—)
F-94 F-86 No.	1	0	4	0	1	1	0	0
%	(100)	(0)	(100)	(0)	(50)	(50)	(—)	(—)
F-84 No.	3	0	49	7	3	40	0	30
%	(100)	(0)	(96)	(14)	(7)	(93)	(0)	(100)
B-47 No.	29	6	87	15	5	41	0	5
%	(83)	(17)	(85)	(15)	(11)	(89)	(0)	(100)
B-47 No.	27	0	48	2	9	69	2	31
%	(100)	(0)	(96)	(4)	(12)	(88)	(6)	(94)
B-47 No.	20	0	92	4	4	15	0	3
%	(100)	(0)	(96)	(4)	(21)	(79)	(0)	(100)
合 計 No.	205	20	652	165	55	303*	15	179*
%	(19)	(9)	(86)	(14)	(15)	(85)	(8)	(92)

* 包括 007-500mb 資料

表五：B-47 及 B-45 資料分析

項 別	層 次							
	Y-1		Y-2		A		B	
區	有	無	有	無	有	無	有	無
No.	79	6	239	22	20	131	3	60
%	93	7	92	8	13	87	5	95

表六：單發動機噴射機資料分析

項 別	層 次							
	Y-1		Y-2		A		B	
區	有	無	有	無	有	無	有	無
No.	43	0	192	19	10	83	5	47
%	100	0	91	9	11	89	10	90

①相對濕度百分之百狀態下，在飛機爬高時，凝結尾形成之溫度，比「R」線之溫度高達攝氏九度。

無」區內會有凝結尾發生，並且能達二百呎等壓面以上，所發生之凝結尾十分光亮，在噴射機於此高度則不致發生，僅活塞式發動機在飛最大高度時發生之，其詳因尚在繼續研究中，惟知在高空所用燃料混合比濃度較大，較濃之混合比有冷却作用，在此種狀態下，飛機排氣洗流淨效果之濕熱比較高，因之，在圖二相對濕度百分之百線向右方移動，使在較高之溫度下，亦有凝結尾形成之可能，如在較暖之氣層中爬昇，亦有形成凝結尾之可能，因在爬昇之時，使用燃料之混合比較濃故也！

在五千七百三十三次 B-36 凝結尾報告資料中，在「有」區內發生數與未發生數為一千四百五十九次比五十四次。而在「無」區未發生數與發生數為三千零六十九次比九十二次，因此如資料更加正確，圖二之預報活塞式飛機凝結尾圖準確率相當大，唯必須注意以下數點：

(一) 噴射發動機發生凝結尾時，活塞式發動機經常隨之發生凝結尾，而活塞式雖已發生凝結尾，噴射發動機則未必隨伴發生。因此，預報活塞式發動機凝結尾，對 B-36 轟炸機而言，比預報噴射機更為重要。

(二) 圖二預報活塞式飛機凝結尾圖中之百分之九十線與「R」線用作標準時，要注意下列偏差：

表七：B-36飛機資料（活塞式發動機）

1952年3月至1953年3月

層 欄	<200mb		250-200mb		300-250mb		400-300mb		500-400mb		700-500mb		合 計	
	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無	有	無
Y-1	167	0	17	0	5	0	2	0	0	0	0	0	191	0
Y-2	365	2	92	6	5	2	15	0	0	0	0	0	478	10
P-1	252	7	69	2	30	2	25	1	0	0	0	0	376	12
P-2	178	1	136	9	45	4	43	16	12	2	0	0	414	32
P-3	105	8	168	23	70	20	81	54	13	26	0	1	437	129
A*	51	14	34	55	57	33	72	295	7	66	5	2	226	465
A ₁ *	37	10	18	14	17	9	47	104	7	26	2	0	128	163
A ₂ *	12	4	0	3	2	11	14	135	0	12	3	2	31	167
B	7	30	4	5	6	16	23	548	3	99	2	2	45	700
C	0	0	0	0	0	5	7	1255	4	330	0	3	11	1593
D	0	0	0	0	0	0	0	101	4	483	1	25	5	609
合 計	1125	62	520	100	218	82	268	2270	44	1003	8	33	2183	3550

總 計 5733

* A欄包括在A₁及A₂欄所示之合計數

②在水平飛行時，活塞式發動機形成凝結尾之溫度常比所訂者高攝氏五度。

③飛機飛在或接近飛行上限時，凝結尾之形成，超乎常態，而會在「無」區內形成。

為了校正飛機飛在或接近飛行上限時所發生之偏差，圖二之臨界線需作以下之訂正。

在飛機飛入低於飛行上限五千呎面時，調整圖二百分之九十線及「R」線，如圖三所示，繪臨界線比原訂飛行上限時之位置所指示之溫度提高攝氏五度。圖三所示之飛行上限為四萬五千呎，於四萬呎處百分之九十線及R線向右折曲，為調整後之百分之九十線與「R」線，本圖亦適用於B-29式轟炸機或其他活塞式飛機。

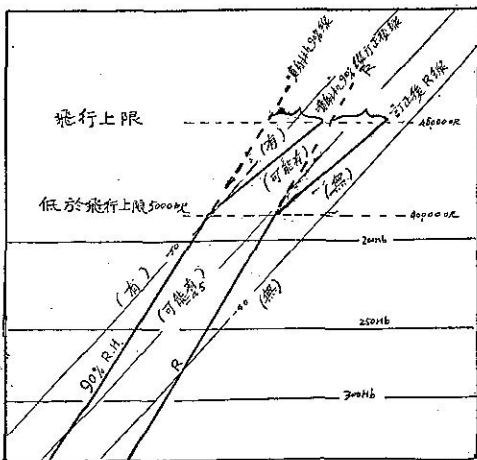
B-29式飛機上發生凝結尾資料之觀測區域為美國、阿拉斯加、日本等地，共觀測二千九百五十五次，分析結果與前述 B-36 結果相似。

活塞式飛機發動機燃燒所生之水汽全部排入洗流中，而其熱量却有百分之二十至四十用輻射體散熱，及在機械上損耗了，此種熱量並不隨入洗流中，故凝結尾生成之或然率較大，此種散熱百分率視發動機、飛行高度、飛行狀況而定，不是常數。

活塞式飛機飛近飛行上限時之排氣洗流之濕熱比增加，凝結尾之或然率也隨之增加，在前已叙及之。

五、凝結尾厚度及高度之分析

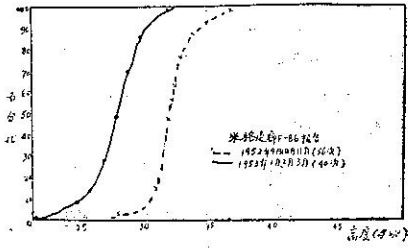
凝結尾發生之百分比隨高度而增加（圖四及五），惟至平流層相對濕度甚小，凝結尾則鮮有，而凝結尾層之底與頂，亦均隨季節而變化，一般說來，以冬季為低，而夏季較高，但地區不同，而北韓區上空之凝結尾層比日本北海道為高，由米格走廊至北海道，凝結尾層向下傾斜，而成斜面，比較圖四



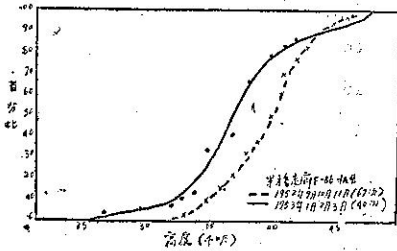
圖三：活塞式飛機凝結尾曲線接近飛行上限時訂正曲線圖（以45,000呎為飛行上限之例）

，而北韓區上空之凝結尾層比日本北海道為高，由米格走廊至北海道，凝結尾層向下傾斜，而成斜面，比較圖四

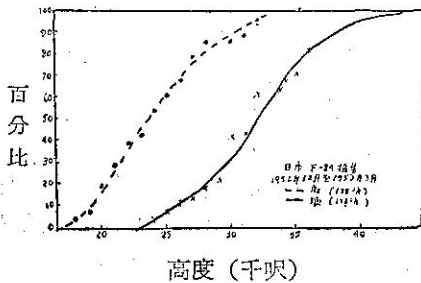
及五之北韓與圖六之日本凝結尾高度，便可知凝結尾下傾之斜度。



圖四：各高度發生凝結尾底部累計百分比



圖五：各高度發生凝結尾頂部累計百分比



圖六：各高度發生凝結尾之底及頂之累計百分比

凝結尾之厚度，由表八及九可窺知其梗概，而以七千五百呎之厚度百分比最大。因其厚度在二千五百呎至七千五百呎之厚度者約佔百分之四十二，七千五百呎至一萬二千五百呎間厚度者為百分之三十九點五，可知凝結尾之厚度大都在五千至一萬呎間。

表八：F-86凝結尾層厚度百分比圖
1952年9月至1953年3月

觀測時期 厚度(呎)	1952年9至11月		1953年1至3月	
	百分比	累計百分比	百分比	累計百分比
2500	8	8	5	5
2500-7500	52	60	32.5	37.5
7500-12500	34	94	45	82.5
12500-17500	6	100	7.5	90
17500-22500	0	100	10	100

表九：F-84凝結尾層厚度百分比 (日本)
1952年12月至1953年3月

觀測時期 厚度(呎)	百分比	累計百分比
2500	3	3
2500-7500	36	39
7500-12500	55	94
12500-17500	3	97
17500-22500	3	100

六 結 論

凝結尾不僅對飛行安全有很大影響，且亦有其他利害，蓋其可利於防空亦可妨礙防空，如能善予利用，對國防不無利焉！美國對凝結尾作有計劃有系統之研究，已有多年，而我國尚無完整之資料，他山之石，可以攻錯，謹撰此文，尚請讀者不吝指正為荷！

參 考 書

1. Forecasting Jet Aircraft Condensation Trail (U.S.A.W.S. Manual 105-100)
2. An Analysis of Some Contrail Data (U.S.A. W.S. TR 10.5-103)
3. A Further Analysis of Contrail Data (U.S.A.W.S. TR 10.5-112)