



SHK  
BIBLIOTEKET

~~ARKIVEXEMPLAR~~

(arsundersnr)

**HAVERI  
SE-DBG  
Douglas DC-8-62  
över Tjeckoslovakien  
8 augusti 1978**

**UTREDNINGSRAPPORT  
Juli 1979**

**SE-DBG 4/78**

HAVERI

SE-DBG

Douglas DC-8-62

över Tjeckoslovakien

8 augusti 1978

UTREDNINGSRAPPORT

SE-DBG 4/78

Juli 1979

	SAMMANFATTNING ..	1
	INLEDNING	2
1	FAKTAREDOVISNING	3
1.1	Redogörelse för flygningen	3
1.2	Personskador	4
1.3	Besättning	4
1.4	Flygplanet	5
1.5	Väder	5
1.6	Färd- och ljudregistrator	6
1.7	Teknisk undersökning	8
1.8	Undersökning av skador på flygplanet	10
1.9	Vittnesmål	11
1.10	SAS skolning av DC-8 förare	14
1.11	Rundfråga bland DC-8 förare om procedur vid höjdminskning	17
1.12	Jämviktsfart på hög höjd	18
2	ANALYS	20
2.1	Flygplanets tipprörelse	20
2.2	Tänkbara orsaker till nos-upp rörelsen	20
2.3	Personskador - räddningsarbete	24
2.4	Sammanfattande analys och diskussion	25
3	UTREDNINGSRISULTAT	28
3.1	Huvudsakliga undersökningsfynd	28
3.2	Sannolik orsak till olyckan	29
4	REKOMMENDATIONER	30

Bilaga Vittnesutsagor (fogas endast till originalrapporten)

Handlingar

tillgängliga hos SHK:

Sammanträden m m	Färdregistreringsdata
Besättningsdata	Tekniska undersökningar
Väder	SAS "Flight Occurrence Report"
ATC	Passagerarenkät
Flygplansdata	Pilotenkät
Vikter och tp-läge	Korrespondens mellan SHK och
Nos-upp tillbud enligt	Douglas
Douglas Aircraft Company	

## SAMMANFATTNING

Under en passagerarflygning från Stockholm (Arlanda) till Rhodos som den 8 augusti 1978 företogs av Scandinavian Airlines System (SAS) för Scanair med flygplanet SE-DBG, typ DC-8-62, inträffade inom Bratislava kontrollområde under minskning av höjd från 39 000 ft och under sväng med en fart av Mach 0,86 - 0,87 en strömningsavlösning på vingpetsarna som resulterade i att flygplanets nos höjdes och höjdminskningen övergick i en höjddökning. Härvid kopplades styrautomaten automatiskt bort. När besättningen manuellt hävde noshöjningen och åter manövrerade flygplanet till höjdminskning åstadkoms en rörelse av flygplanet med negativ lastfaktor. Härav följde att icke fastbundna passagerare och lösa föremål i passagerarkabinen först kolliderade med kabintaket och sedan åter föll tillbaka på sina platser. Härvid uppkom skador, bl a fick tre passagerare brott på ryggkota.

Den ofrivilliga uppkomsten av en nos-upp rörelse till följd av transonisk strömningsavlösning förekommer hos pilvingade flygplan. Otillräcklig kännedom om detta fenomen kan ha bidragit till att flygplanet manövrerats så att skador uppkommit.

## INLEDNING

Den 8 augusti 1978 företog Scandinavian Airlines System (SAS), 161 87 Stockholm-Bromma, för Scanair, Gårdsfogdevägen 18 B, Fack, 161 10 Bromma 10, en passagerarflygning från Stockholm (Arlanda) till Rhodos. Under flygningen inträffade en noshöjning som övergick i en buntrörelse, varvid ett antal passagerare kastades ur sina stolar. Passagerare och kabinpersonal skadades.

Statens haverikommission underrättades om händelsen den 10 augusti 1978 omkr kl 0930. Kommissionen - generaldirektör Göran Steen, ordförande, och civilingenjör Åge Röed, teknisk utredningschef - påbörjade utredning samma dag.

Till kommissionen har knutits följande experter.

Byrådirektör O Ankarholt

Purser Ulla Bolter

Professor W von Döbeln

Flygkapten P O Olsson

I utredningen har deltagit representanter för SAS, Scanair, Svensk pilotförening och Handelstjänstemannaförbundet samt kabinbesättnings skyddsombud.

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för flygningen

Den 8 augusti 1978 företog Scandinavian Airlines System (SAS) för Scanair en charterflygning från Stockholm (Arlanda) till Rhodos. Under flygningen inträffade en noshöjning som övergick i en buntrörelse varvid ett antal passagerare kastades ur sina stolar. Passagerare och kabinpersonal skadades.

Flygplanet, en DC-8-62, SE-DBG, startade från Arlanda kl 0821 GMT och landade på Rhodos kl 1211. Linjenumret för sträckan är DK 671. Flygplanet hade 180 passagerare och nio besättningsmedlemmar.

Ungefär kl 1007 GMT befann sig flygplanet inom Bratislava kontrollområde. På flyghöjden rådde klart väder med ringa eller ingen turbulens. På uppmaning av trafikledningen hade besättningen börjat minska höjden från flygnivå (FL) 390 (höjd i standardatmosfären 39 000 ft) i avsikt att uppsöka FL 330. Farten under höjdminskningen var över Mach (M) 0,8. Då flygplanet passerade 35 800 ft började det skaka och nosen höjdes. Passagerare och besättning trycktes nedåt mot golv och stolar. Styrautomaten, som hade varit tillslagen, kopplades bort automatiskt. För att motverka noshöjningen förde båda piloterna spakarna framåt. Därvid gick flygplanet in i en buntrörelse med cirka 1 g negativ lastfaktor, varefter återgång till planflykt skedde. Följden av detta var att de passagerare som inte var fastspända, kabinpersonalen samt serveringsvagnar och annan lös utrustning först lyftes upp och sedan föll tillbaka mot stolar och golv. Flera personer skadades och skador uppstod dessutom på passagerarkabinens inredning.

Flygplanets upptagning före buntrörelsen resulterade i en stigning till höjd 36 400 ft. Flygplanet styrdes sedan manuellt till den klareade flygnivån FL 330.

Under händelsen fördes flygplanet av tredjepiloten. Andrepiloten satt i högerstolen och kaptanen stod bakom piloternas stolar. Han hade just återkommit till förarrummet efter ett besök på toaletten.

Sedan flygningen hade stabiliserats på FL 330 kontrollerades instrument och utrustning. Då inga fel upptäcktes återinkopplades styrautomaten. Färden fortsatte till Rhodos utan några tekniska problem.

Skadade personer i passagerarkabinen togs om hand av kabinpersonal och av en läkare som medföljde som passagerare. Efter landning på Rhodos överfördes de allvarligt skadade till sjukhus med tillkallade ambulanser.

Efter kontroll av flygplanet och provisorisk reparation av kabintaket flögs maskinen tillbaka till Stockholm med 189 passagerare och reducerad kabinbesättning.

### 1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Övriga
Döda	-	-	-
Allvarligt skadade	0	5	-
Lättare skadade	3	32	-

Uppgifterna om passagerarnas skador grundas på svar på en enkät bland dessa. Anmälda psykiska störningar såsom flygrädsla efter händelsen har ej medräknats.

### 1.3 Besättning

#### Flygföraren

Flygande besättning bestod av en kaptan, en andreförare och en tredjeförare. Alla hade godkänd flygutbildning, godkända läkarundersökningar och hade genomgått föreskriven flygträning för bibehållande av certifikat. Flygtiden under 30 dagar före haveriet överskred inte den tillåtna och besättningen hade tillräcklig vila före den aktuella flygningen. Besättningens ålder och civila flygtid var följande:

	Ålder	Total civil flygtid timmar	varav på DC-8
Kaptan	57 år	14 448	2 981
Andreförare	35 "	5 165	2 196
Tredjeförare	31 "	2 780	133

Uppgifterna om den flygande besättningen har hämtats ur handlingar hos luftfartsverkets certifikatexpedition.

### Kabinpersonalen

Kabinpersonalen bestod av två stewards och fyra flygvärdinnor.

### 1.4 Flygplanet

Flygplanet, typ DC-8-62, som ägdes av AB Aerotransport, Ulvsundavägen 193, 161 10 Stockholm-Bromma, och innehades av SAS, hade svenskt luftvärdighetsbevis och svensk registrering SE-DBG.

### Flygplansdata

Tillverkningsår		1967 serie 45921
Total flygtid		39 850 timmar
Flygtid efter föregående T-check		468 "
Max startvikt		152 000 kg
Aktuell startvikt		112 887 kg
Max passagerarantal		192
Aktuellt passagerarantal		180
Besättning	flygande	3
	kabin	6

Flygplanet hade underhållits enligt gällande föreskrifter. Vikt och tyngdpunkt låg inom föreskrivna gränser. En egenskap hos flygplanet som kan ha bidragit till olyckan är att strömningsavlösning kan ske i kabintryckskompressorerna vid ganska små motoreffektminskningar på höga höjder. Det aktuella flygplanet hade en anmärkning i loggboken att kompressorstall hade förekommit även i planflykt.

### 1.5 Väder

Enligt besättningen rådde ringa eller ingen turbulens på den aktuella flyghöjden (FL 390 till 360), temperaturen var 5-10° över standard och flygplanet befann sig över moln.

Enligt meddelande från SMHI fanns betydande risker både för jetströmmar och för klarluftsturbulens i området vid tiden för olyckan. Tropopausen låg på FL 370. Radiosondmätningar vid Wien visade



kl 0000 GMT en temperatur som låg ett par grader över standard under tropopausen men var en aning lägre än standard omedelbart över tropopausen. Över tropopausen ökade temperaturen cirka  $4^{\circ}$  C med ökande höjd från tropopausen till FL 400.

## 1.6 Färd- och ljudregistrator

### Färdregistrator

Flygplanet var utrustat med en färdregistrator, typ Sundstrand 309-400-166, som registrerar kurs, indikerad fart, höjd och lastfaktor. Registrerade data (se fig 1 nästa sida), visar följande:

Cirka 3 minuter och 35 sekunder efter det flygplanet lämnat höjden 39 300 ft nådde det en höjd av cirka 35 850 ft och hade då en indikerad fart  $V_i \sim 293$  knop. \*) Då började flygplanet en upptagning med en lastfaktor som på cirka 5 sekunder ökade från 1 till drygt 2 g. I samband med detta förlorade planet fart. Den indikerade höjden fortsatte att minska till 35 700 ft. Därefter ökade den snabbt till cirka 36 400 ft. Omedelbart efter upptagningen gjorde flygplanet en bunt-rörelse med en lastfaktor på ungefär - 1 g. Flygplanet påbörjade höjdminskningen under sväng mot vänster som vid registreringstiden 2 minuter 50 sekunder övergick till högersväng. Vid olyckan ändrades svängen återigen till vänstersväng.

Registreringen visar således att flygplanet under höjdminskning och sväng med fartökning plötsligt gjorde en upptagning efterföljd av en buntrörelse. Registreringen av lastfaktor på registratorbandet under tiden för den snabba lastfaktorändringen har varit otydlig.

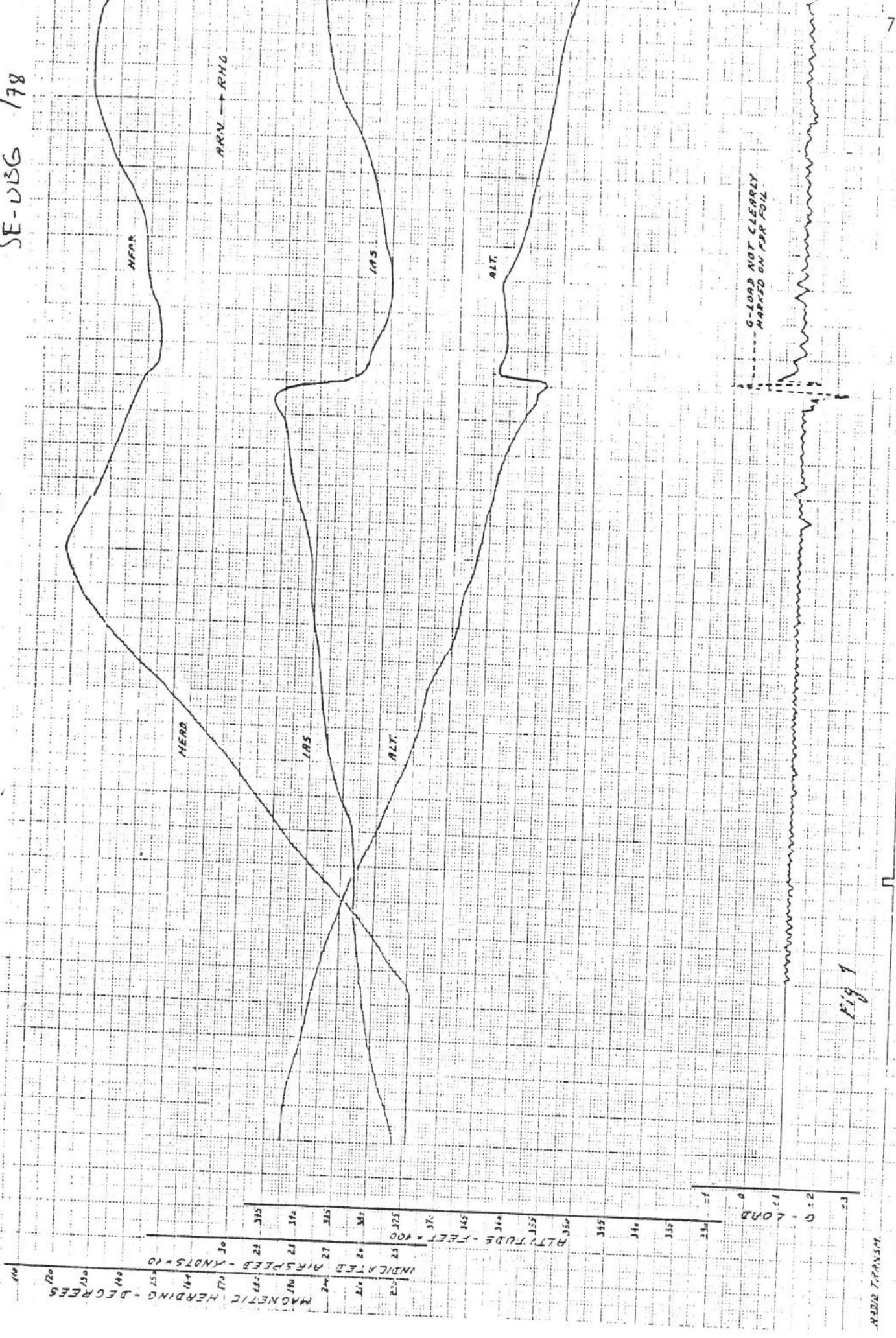
### Ljudregistrator

Registrerade data spelades bort under den fortsatta flygningen. Ljudregistratorn får, enligt reglerna, inte slås ifrån och är konstruerad så att den endast innehåller den senaste halvtimmens registrering när den stannar.

---

\*) Tecknet  $\sim$  används i betydelsen ungefär lika med.

SE-03G 178



## 1.7 Teknisk undersökning

Den tekniska undersökningen av flygplanet gjordes av Scandinavian Airlines System (SAS). Enheter i tippstyrningssystemet kontrollerades först på Arlanda och undersöktes senare mera i detalj vid SAS verkstad på Kastrup. Skadorna i passagerarkabinen reparerades på Arlanda, bortsett från tre stolar som byttes ut och skickades till Danmark för lagning.

Sammanfattningsvis visar SAS undersökning följande:

### Styrautomat

- Några trådar i en ledning till en elkontakt för höjdroderservot var skadade. Skadan uppstod troligen under kontrollen och var så liten att den inte kunde påverka styrautomatens funktion.
- Ett speciellt bänckprov utfördes med styrautomatens datorenhet för längdtrim (pitch channel computer) efter det en ryckig rörelse hade upptäckts när trimmen för höjdhållning och vertikal hastighet rörde bort från läget för "Altitude hold". Undersökningen visade att en strömbrytare i enheten hade felkopplats vid tillverkningen.

### Pitch trim compensator (PTC)

När flygplanet närmar sig ljudhastigheten uppstår lokal överljudshastighet på delar av vingen. Detta medför att vingens tryckcentrum (T.C. på fig 2) flyttas bakåt. Denna förflyttning av tryckcentrum fortsätter när flygplanets fart ökar till dess hela vingen befinner sig i överljudströmning. På grund härav får planet ett nos-ned moment som medför en dykning. För att motverka detta har man försett flygplanet med en trimanordning som ger ett höjdroderutslag uppåt. Denna trimanordning "pitch trim compensator" styrs av totaltryck och atmosfärtryck och är kalibrerad att trimma bort nos-ned momentet vid farter i närheten av ljudhastigheten. PTC-domkraftens rörelse som funktion av machtalet i standardatmosfären visas i fig 2.

Utslaget på PTC visas för föraren på två sätt:

- En graderad sticka skjuts upp ur ett rör fäst vid andreförarens styrspak. Stickan börjar skjutas upp ur röret vid Mach mellan 0,69 och 0,82. Rörelsen är till att börja med långsam, se fig 2, och ökar snabbt från  $M \sim 0,82$  till fullt utslag vid  $M \sim 0,88$ .
- En varningslampa lyser med fast sken när PTC-domkraften har nått 80 % av sitt maxutslag. Vid fel på PTC-enheten blinkar lampan.

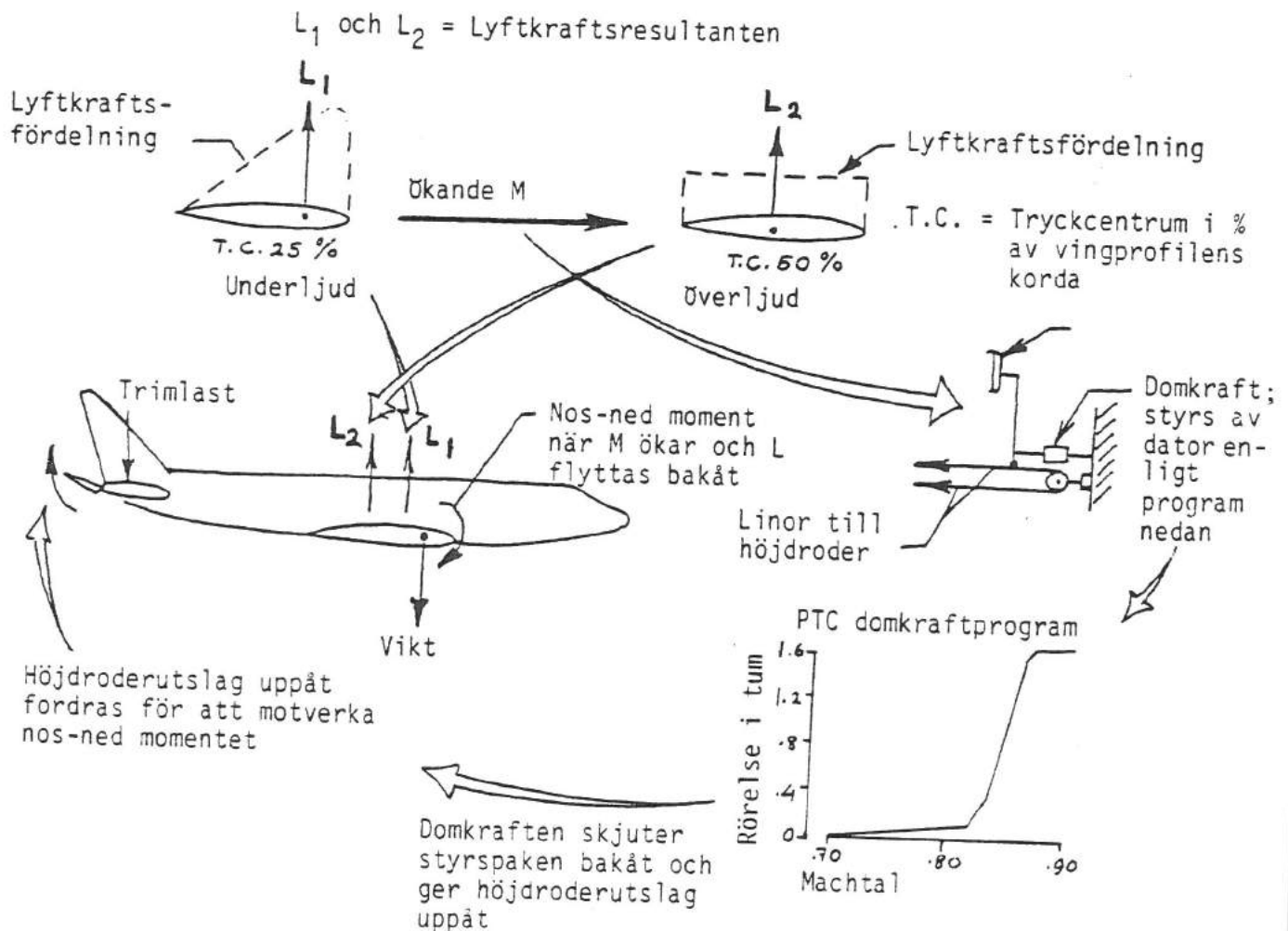


Fig 2. Transoniska trimproblem

Efter flygningen gjordes på Arlanda följande markprov med automattrimmen:

- En maktalsökning med tillslagen automattrim simulerades. Vid  $M \sim 0,73$  hördes ett lätt identifierbart tickande ljud som visade att PTC-domkraften börjat arbeta. Domkraftens indikeringssticka började dock inte röra på sig förrän vid  $M = 0,855$ . Den rörde sig då långsamt till  $M \sim 0,87$  och sköts därefter snabbt ur röret så att den hade nått sitt ändläge vid  $M = 0,88$ . Den tillåtna maktaltoleransen för fullt utslag är  $M = 0,865$  till  $M = 0,895$ .

Som framgår av ovanstående är toleransen för indikeringsstickans utslag mycket stor. Det är känt att stickan ger en osäker indikering i det lägre maktalsområdet.

Efter demontering skickades både PTC-datorenhet och PTC-domkraft till SAS verkstad på Kastrup för specialundersökning. Enheterna provades var för sig och tillsammans utan att några fel upptäcktes.

### 1.8 Undersökning av skador på flygplanet

En undersökning av eventuella strukturskador gjordes. Inga anmärkningar framkom.

De skador som fanns begränsades till passagerarkabinens intredning och hade förorsakats av att passagerare, kabinbesättning och kabinutrustning hade slängts omkring under den plötsliga tipprörelsen.

Följande skadade detaljer reparerades:

- Takpaneler, 14 stycken. Panelskadornas fördelning i kabinen visas i fig 3.

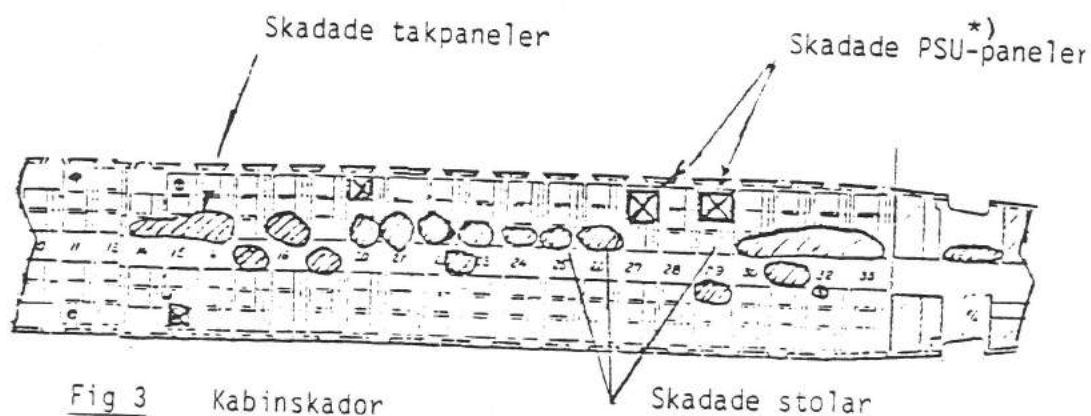


Fig 3 Kabinskador

\*) PSU = passenger service units = paneler där läslampor och kontroll för ventilationsluft sitter.

- . Tio stolar. Dessa var 6H, 22H, 23H, 27H, 28H, 17V, 19V, 23V, 25V och 33V. Dessutom byttes 24H, 26H och 29H. Utbytta stolar skickades till Danmark för lagning. Alla stolar kontrollerades beträffande defekter. Alla säkerhetsbälten kontrollerades.
- . Fyra PSU-paneler. Dessa var 15V, 20H, 27H och 29H.
- . En skadad lufttrumma (sta 960).

#### 1.9 Vittnesmål

Med stöd av vittnesmål och med hjälp av en rundfråga bland samtliga passagerare har det varit möjligt att sammanställa följande beskrivning av händelseförloppet och av personskadorna vid olyckan.

#### Flygningen

Flygplanet befann sig på FL 390 i klart väder när det från Bratislava Control uppmanades lämna höjden och gå ned till FL 330.

Flygplanet fördes av tredjepiloten som hade avlöst kaptenen. Andre-piloten satt i höger stol. Flygplanets styrautomat var tillkopplad. Tredjepiloten påbörjade höjdminskningen genom att ställa om styrautomatens höjdhållningstrim från "Altitude hold" till cirka 6-700 ft/min sjunkhastighet. Motoreffekten minskades en aning på motor 1 och 4. Ingen större effektminskning kunde göras på dessa motorer på grund av risken för kabinkompressorstall vid låg motoreffekt på hög höjd. En justering av den vertikala hastigheten till 1000 ft/min samt ytterligare en nedjustering av dragkraften på motor 1 och 4 gjordes under den fortsatta höjdminskningen.

Höjdminskningen gick normalt ned till cirka 35 000 ft, där flygplanet gjorde en plötslig, kraftig upptagning som ej hade initierats manuellt. I samband med upptagningen kändes skakningar i flygplanet.

Efter några sekunder, då andrepiloten observerade att styrautomaten hade kopplats bort, sköt båda piloterna fram sina spakar för att häva nos-upp rörelsen. Kaptenen som då stod bakom piloternas stolar lyftes från golvet. Varken andre- eller tredjepiloten hade rört styrautomatens bortkopplingsknapp. Under nos-upp rörelsen observerades att den lampa lyste som indikerar att 80 % av maximal PTC-rörelse överskridits.

Nos-upp rörelsen gjorde att flygplanet övergick från höjdminskning till stigning. Efter att rörelsen hade hävts och flygplanet hade återförts till planflykt påbörjades en ny höjdminskning till FL 330.

Besättningen kontrollerade olika styrsystem- och styrautomatkomponenter utan att några fel upptäcktes. Styrautomaten kopplades därför in igen. Den fungerade utan anmärkning vid den fortsatta flygningen till Rhodos och vid hemflygningen.

Enligt besättningen var den högsta fart som observerades under höjdminskningen Mach 0,83 - 0,84. Ytterlufttemperaturen var standard + 5° ä 10° C.

På Rhodos kontrollerades flygplanet av stationsmekanikern. Någon "Turbulence check" utfördes dock inte. Inga skador som medförde flygsäkerhetsproblem upptäcktes. Kontakt togs med SAS Köpenhamn och möjligheterna till hemflygning utan verkstadsreparationer diskuterades. Tillstånd gavs för hemflygningen.

Återflygningen började tre timmar efter landningen. Skadorna i passagerarkabinens tak hade då täckts provisoriskt. Enda anmärkningen under hemflygningen var att Mach-mätaren pendlade  $\pm 0,02$ .

Passagerarna och kabinpersonalens allmänna intryck av händelsen var att man upplevt skakningar i flygplanet i samband med en upptagning som efterföljdes av en buntrörelse. Denna resulterade i att passagerare, personal och serveringsvagnar lyftes upp från stolar och golv och sedan föll tillbaka mot sina platser. Rundfrågan bland passagerarna visar att de som inte var fastspända lyftes ur sina stolar oberoende av var i kabinen de satt.

### Förhållanden i passagerarkabinen

Situationen i passagerarkabinen efter händelsen var besvärlig. Middagen hade just serverats. Matvagnarna hade körts bort från kabinen men drinkförsäljning pågick. Vid den våldsamma flygplanrörelsen slängdes allt löst upp i luften. Maten spreds i kabinen och drinkvagnen fastnade i taket vid stolrad 31. Den ena serveringsvagnen, som hade placerats i bakre galleyt där den inte kan låsas fast, lyftes från golvet. Försäljningsvarorna i bakre galleyt ramlade dock inte ut därför att den steward som arbetade där hade vanan att säkra skåpdörrarna allt eftersom han plockade fram varorna.

Tre av kabinbesättningen, som arbetade i den bakre delen av kabinen, skadades, en så svårt att hon inte kunde delta i uppröjningsarbetet.

Passagerarna var djupt oroade av händelsen och en del hade svåra smärtor. En läkare som fanns bland passagerarna hjälpte kabinpersonalen att ta hand om skadade personer.

Kabinpersonalen underrättade kaptenen om situationen i passagerarkabinen efter olyckan. Besättningen i cockpit var då upptagen med felsökning. Kaptenen gjorde senare tre besök i passagerarkabinen men kom aldrig längre än till kabinens främre del därför att han hejdades av oroliga passagerare. Ett meddelande till passagerarna om händelsen skickades av kaptenen ut över flygplanets högtalaranläggning cirka en halvtimme efter händelsen.

### Personskador

Av de personer som inte var fastspända skadades fem allvarligt och 34 fick lättare skador. Av de 30 som var fastspända skadades en. Denna skada åstadkoms av en serveringsvagn. Av de svårt skadade hade tre brott på ryggkota och två hjärnskakning.

En flygvärdinna hade i samband med välkomsthälsningen vid starten annonserat att man bör sitta fastspänd under flygningen. På varje stolsrygg i flygplanet fanns dessutom en skylt med texten "LIFE VEST UNDER YOUR SEAT For your comfort - Whenever seated - Fasten your seat belt".



Handboken för skolning av DC-8 förare ger en kort beskrivning av risken för nos-ned rörelse och dykning (tuck-under) vid flygning med transoniska farter ( $M \gtrsim 0,7$ ). Beskrivning finns också av PTC-enheten och dess funktion för att förhindra nos-ned rörelsen.

Däremot finns i den grundläggande utbildningen inget nämnt om att ett pilvingeformat flygplan även kan göra en nos-upp rörelse vid transoniska farter utan att besättning, styrautomat eller PTC:n gör något roderutslag. Huruvida flygplanet på grundstyrsystemet (dvs utan PTC och styrautomat) kommer att rotera nos-ned eller nos-upp beror på anfallsvinkeln. När denna blir tillräckligt hög kommer gränsskiktet att avlösas när det strömmar genom den chockvåg som bildas i bakkanten på överljudsområdet på vingens ovansida, se fig 4. Det avlösta gränsskiktet kommer att strömma utåt mot vingspetsarna.

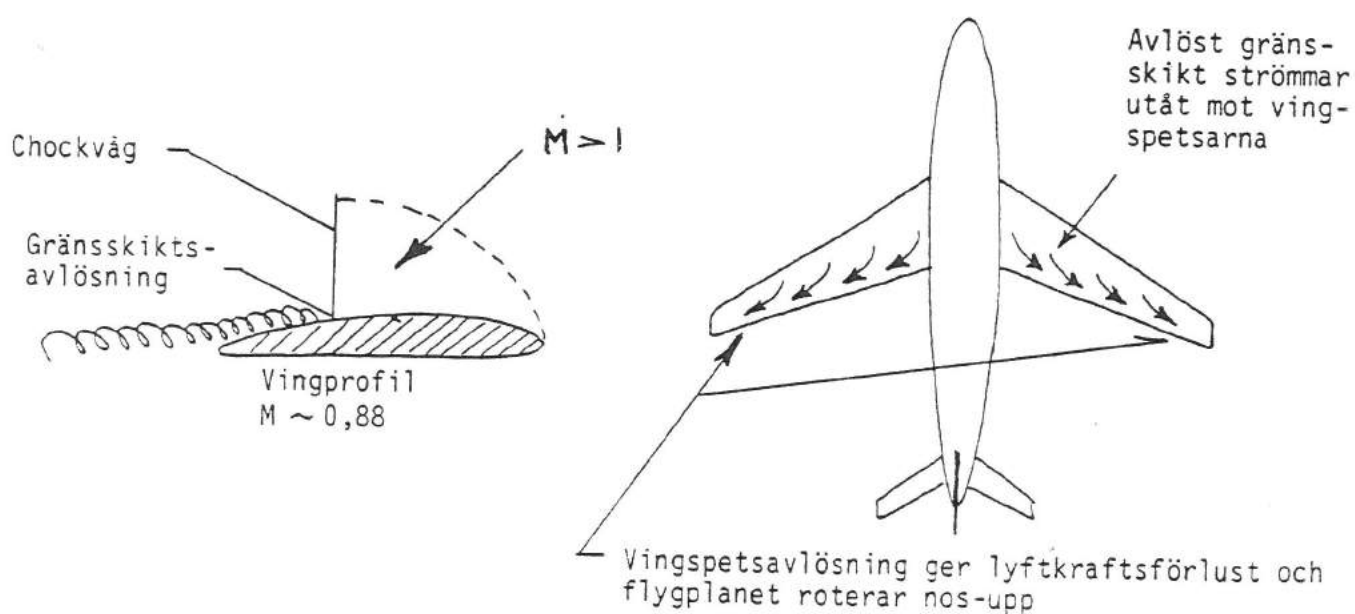


Fig 4 Nos-upp rörelse vid vingspetsavlösning

Till att börja med, när avlösningen är liten, känner man enbart en skakning i flygplanet från turbulensen. Detta kallas "transonic buffeting" och omtalas i handboken. När anfallsvinkeln ökar när gränsskikts-avlösningen vingens ytterdelar och lyftkraftresultanten på vingen

flyttas framåt. Resultatet blir att längdstabiliteten minskar och att flygplanet börjar rotera nos-upp av sig självt.

Framåtflyttningen av lyftkraften på grund av gränsskiktsavlösning kan bli mycket större än bakåtflyttningen på grund av överljudshastigheten. Partiell överstegring av vingen kan således eliminera hela "tuck-under"-tendensen och därmed behovet av en PTC. Både PTC och flygplanets aerodynamik kan då samverka så att flygplanets nos lyftes. Det är dock inte nödvändigt att PTC:n skall vara tillslagen för att en kraftig nos-upp rörelse skall erhållas. Om styrautomaten är tillkopplad och nos-upp rörelsen blir så snabb att styrautomaten inte orkar trimma bort rörelsen kommer den att automatiskt kopplas bort, varvid nos-upp rörelsen kan förstärkas. Den typ av längdstabiliseringsproblem som ovan nämnts, "transonic tuck-under", och "transonic pitch-up" existerar i varierande grad för alla pilvingeformade flygplan.

För att undersöka detta problem närmare kontaktade kommissionen Douglas Aircraft Company och frågade: "Vid vilken lastfaktor börjar 'transonic buffet' och vid vilken lastfaktor börjar flygplanet nos-upp rörelsen för aktuell flygplantyp med aktuell vikt"? Svaret blev följande:

"At  $M=0.88$  at 35 000 ft and at a gross weight of 101 000 kg with the c.g. at 28 % MAC, the DC-8-62 would be in recognizable buffet at 1 g. It is estimated that the aircraft would enter a region of neutral longitudinal stability at approximately 1.1 g's and would enter a region of instability at approximately 1.6 g's. The longitudinal control remains effective throughout this region so that proper application of airplane nose-down control will restore the aircraft to 1 g flight."

Detta betyder att vingens ytterdelar redan vid 1,1 g är så mycket överstegrade att flygplanet är labilt, dvs längdstabiliteten är noll, och hela bakåtflyttningen av lyftkraften på grund av lokal överljudshastighet har då upphävts av strömningsavlösningen på vingens yttre delar. Vid ökande anfallsvinkel ökar avlösningen och vid  $n_z = 1,6$  g roterar flygplanet uppåt av sig självt om man inte motverkar detta genom att föra spaken framåt eller ändra stabilisatorvinkeln.

Vingytans jämnhet påverkar de värden som lämnats av Douglas. Ett äldre flygplan med mindre slät vingyta än en sådan på ett nytt flygplan eller ett flygplan med döda insekter på vingens framkant kan få nos-upp rörelsen vid lägre lastfaktorer än vad som ovan angivits.

SAS AFM Bulletin DC-8, daterad 1978-08-18, ger en beskrivning av transonisk nos-upp rörelse. Denna bulletin är baserad på ett brev från Douglas, daterat 1978-04-10. Ett liknande meddelande översändes från Douglas år 1964:

## UNCOMMANDED PITCH UP AT HIGH ALTITUDE

From a recent letter from Douglas we quote the following information regarding an operational incident involving a DC-8-62 which experienced an uncommanded pitch up at high altitude:

»The flight recorder from the aircraft disclosed that during descent from 39,000 feet to 37,000 feet, the aircraft pitched up to a positive load factor of 2.3g, then pitched down to 0.06g. It was reported that the aircraft was loaded at the aft center of gravity limit for fuel conservation purposes and the autopilot was engaged at the time of the incident with the speed approaching  $M_{MO}$  (Mach .88). It was also reported that approximately twenty-five passengers sustained injuries. It was further determined that the Pitch Trim Compensator (PTC) on this aircraft had malfunctioned prior to this flight and may have been a factor in this case.

The referenced Know Your DC-8 Letter discusses various aspects of the PTC and the following is offered to expand on salient points that may have been involved in the incident.

The longitudinal characteristics of an aircraft are altered as Mach number is increased into the transonic range. One effect is that the center of lift moves aft as local flow over the wing reaches the speed of sound. This rearward shift in center of lift with increasing Mach number alters the aircraft pitching moments such that static longitudinal stability, as measured by pilot control force required to maintain a Mach number away from the trimmed value, is reduced or becomes negative. This phenomenon is referred to as transonic «stuck-under». The PTC on the DC-8 was designed to provide positive static longitudinal stability throughout the operating envelope including to counteract the transonic «stuck-under» (as explained in the attached letter).

Another characteristic typical of aircraft operating in the transonic region is a reduction in maneuvering stability, or even a tendency to pitch-up, as the aircraft is maneuvered into the Mach buffet region. Maneuvering stability is measured by stick forces required to pull load factor in a turn or pull-up at a constant Mach number. Mach buffet is the result of flow separation induced by shock waves which form on the wings when load factor is increased in the transonic region. When flow separation occurs first on the outer panel of a sweep back wing, it causes the center of lift to move forward with a resultant reduction in maneuvering stability or pitch-up. The degree of this effect varies with the particular aircraft design, but the effect is quite pronounced on the Series 62 and 63 DC-8.

It is believed that the most probable explanation of the subject incident is as follows:

1. A power-on descent was initiated with the autopilot engaged wherein the speed was allowed to increase until at or near buffet onset.
2. The load factor increased at the bottom of descent following a mild nose down upset just after a momentary level off, presumably caused by a malfunctioning PTC, resulting in the airplane deeply penetrating the buffet boundary.
3. The nose-up pitching moment inherent with high speed buffet penetration following nose-up control force input from the malfunctioning PTC caused pitch-up followed by autopilot disconnect. (The autopilot is not capable of overriding a rapid PTC excursion.)
4. The natural tendency of the pilot to arrest the rapid nose-up pitch with forward column force caused the brief 1g forces after the pitch-up was overcome.

It is important that operators review the aerodynamics of high Mach number flight and use extreme care in maneuvering to avoid, whenever possible, flight into the buffet boundary. The autopilot should also be *carefully* monitored during this regime of flight and the pilot should always be prepared to follow up on the controls during high speed descents or other flight related autopilot maneuvering. It should be remembered that abrupt usage of the vertical speed mode may be cause for the autopilots Automatic Cut-Off to trip. Smooth, gentle actions are of primary significance in high-speed, high-altitude flight.»

1.11 Rundfråga bland DC-8 förare om procedur vid höjdminskning

En enkät bland samtliga av SAS DC-8-förare om deras erfarenhet av okontrollerade nos-upp rörelser vid hög fart och om deras användning av styrautomat vid höjdminskning på höga höjder gav följande resultat:

Av 340 tillfrågade förare svarade 177. Sammanfattning av svaren visar att

- ungefär 11 % hade upplevt "transonic buffeting" i samband med höjdminskning med hög fart på hög höjd;
- ungefär hälften av dessa 11 % hade upplevt svag till markerad nos-upp rörelse i samband med "buffeting". I ett fall hade nos-upp rörelsen varit så kraftig att styrautomaten hade koplats bort;
- ungefär hälften av förarna använder "Mach hold" vid höjdminskningen;
- ungefär 25 % använder ibland "Mach hold" och ibland "Vertical speed";
- ungefär 25 % använder endast "Vertical speed".

Vid SAS simulatorträning används "Mach hold".

1.12 Jämviktsfart på hög höjd

Motståndet på 36 000 ft höjd har beräknats med hjälp av underlag från SAS. Resultatet visas i fig 5.

Motstånd och dragkraft

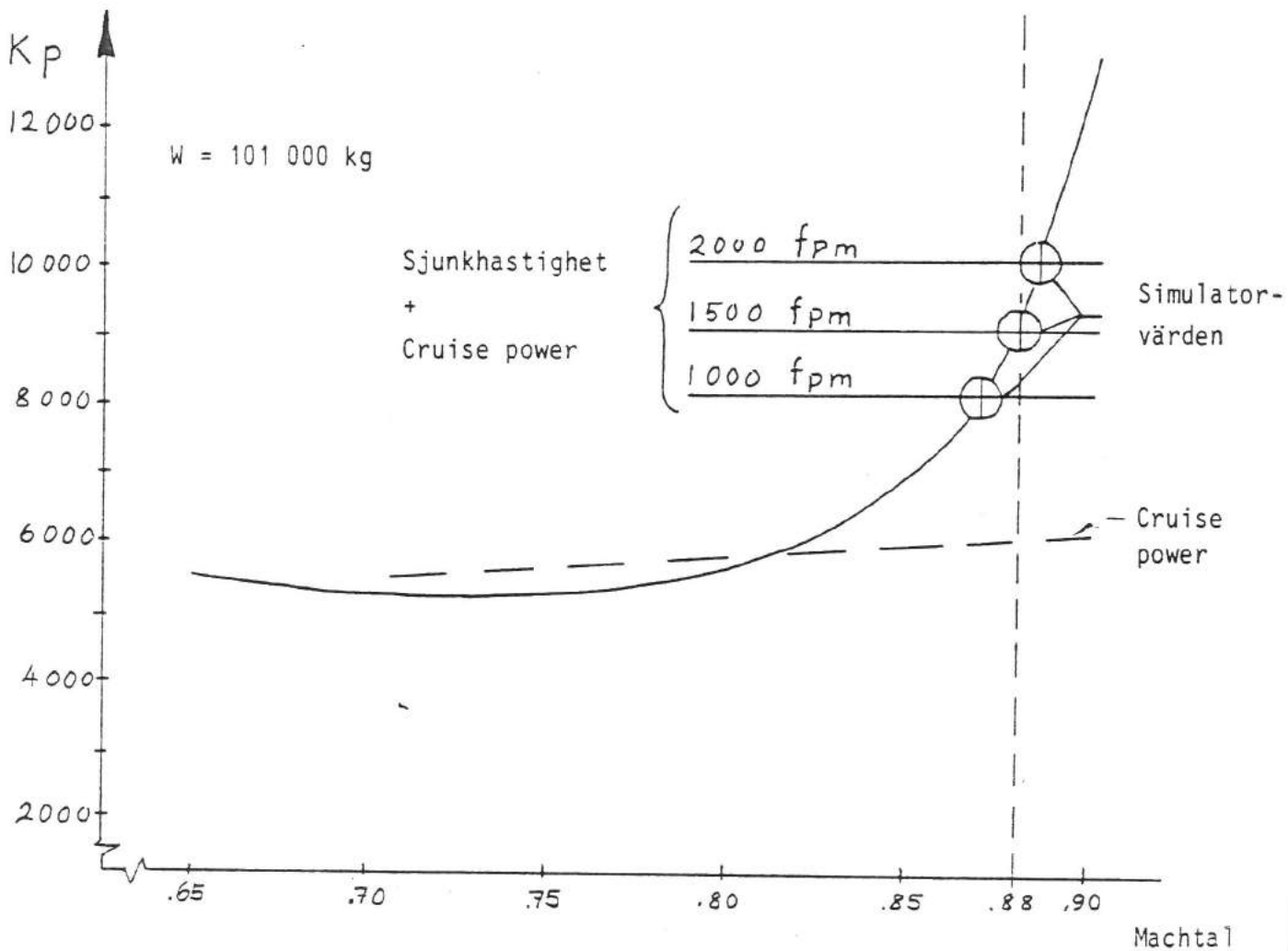


Fig 5 Motstånd och dragkraft på 36 000 ft höjd

Diagrammet visar att man måste ha en sjunkhastighet på ungefär 1 500 ft/min och ganska högt pådrag på samtliga fyra motorer för att kunna nå machtal av storleksordningen 0,88.

Flygning i simulator med aktuell vikt visar följande:

- Jämviktsfart på höjden 36 000 ft med 1 000 ft/min sjunkhastighet och fyra motorer på "Cruise setting"

$$M \sim 0,86$$

- Som ovan med 1 500 ft/min sjunkhastighet

$$M \sim 0,87$$

- Som ovan med 2 000 ft/min i sjunkhastighet

$$M \sim 0,88$$

Med två motorer i 1,64 EPR (engine pressure ratio) och två i tomgång och med "Mach hold" på  $M \sim 0,8$  erhöjls 2 000 ft/min sjunkhastighet.

## 2 ANALYS

### 2.1 Flygplanets tipprörelse

Följande sammanfattande version av händelseförloppet synes styrkt.

Flygplanet gjorde en okontrollerad upptagning under höjdminskning vid farten  $V_i \sim 293$  knop på höjden cirka 35 800 ft.

När piloterna förde fram styrspakarna för att häva nos-upp rörelsen blev accelerationen i vertikalled negativ. Buntrörelsen som sände passagerare och kabinpersonal upp mot taket kom således efter den ofrivilliga nos-upp rörelsen och var ett resultat av förarnas försök att förhindra fortsatt nos-upp rörelse med resulterande stigning och fartförlust.

### 2.2 Tänkbara orsaker till nos-upp rörelsen

Kommissionen tar till diskussion upp två möjliga förklaringar till den ofrivilliga nos-upp rörelsen.

- a. Tekniskt fel på längdstyrningen.
- b. Strömningsavlösning på vingen.

#### Tekniskt fel på längdstyrningen

Vid förhören med besättningen har inte framkommit att det i samband med olyckan förekom någon varning som kan tyda på ett tekniskt fel. Inga ljudsignaler hördes och den enda varningslampa som lyste var lampan som visade att PTC-domkraften hade nått 80 % av max utslag. Detta är normalt när flygplanets machtal närmar sig machtalet för fullt PTC-utslag ( $M = 0,865 - 0,895$ ).

Styrautomaten kopplades ur utan att någon förare rörde vid urkopplingsknappen. Automatisk urkoppling kan erhållas både vid fel på styrautomaten och vid en snabb tipprörelse hos flygplanet. Vid markproven upptäcktes två fel. Det ena var en skadad ledning i en kontakt till styrautomatens höjdroderservo. Ledningen har troligen skadats vid kontrollen

av styrautomaten på marken. Skadan var inte så stor att den kunde påverka styrautomatens funktion.

Det andra felet som upptäcktes var att en strömbrytare i styrautomatens längdtrimkanal hade felkopplats vid tillverkningen. Detta resulterade i en ryckig rörelse hos tipp-trimmen när trimratten rörde sig ur läget för "Altitude hold". Man hade flugit med detta fel i 11 år utan att några praktiska problem hade upptäckts eller att det hade förorsakat någon urkoppling av styrautomaten. Urkopplingen av styrautomaten berodde därför sannolikt inte på fel på automaten.

Vid kontroll på Arlanda efter flygningen visade det sig att PTC-domkraftens indikeringssticka inte rörde sig nämnvärt förrän vid  $M \sim 0,87$  och därefter snabbt gick mot maxutslag vid  $M = 0,88$ . Det är svårt att tänka sig att detta berodde på något tekniskt fel hos PTC-kalkylatorn eller hos domkraften. Under kontrollen kunde man höra att domkraften var i gång medan stickan stod stilla. En tänkbar förklaring till detta är att det fanns friktion i det mekaniska indikeringsystemet som måste övervinnas av en viss kraft förorsakad av domkraftsrörelsen innan stickan började skjutas upp ur röret på andreförarens spak. Att felet enbart låg i indikeringsystemet stöds av att bänkproven inte kunde påvisa några fel på domkraft eller kalkylator. Det är också känt att stickan ger en mindre noggrann indikering av domkraftens rörelse vid början av domkraftsutslaget.

När man diskuterar om en snabb rörelse hos PTC-domkraften kan ge flygplanet en nos-upp rörelse måste hänsyn även tas till domkraftens omställningshastighet. Machtalet vid olyckan var lågt. När den var som högst, omedelbart innan lastfaktorn började öka, ökade machtalet endast med  $M \sim 0,001$  per sekund under cirka 5 sekunder. Jämför man detta med markproven, som visade att indikeringsstickan gick från lågt utslag till maxutslag när machtalet ökade från  $M \sim 0,87$  till  $0,88$ , finner man att det skulle ha tagit åtminstone 10 sekunder för PTC-domkraften att göra fullt utslag. Detta ger en långsam roderrörelse och en långsam tipp-rörelse som kan motverkas av styrautomatens omställning av stabilisatorn för att bibehålla önskad sjunkhastighet. Detta bekräftas av kommissionens korrespondens med experter vid National Transportation Safety Board (NTSB) i Washington, USA. Man skulle således inte få någon urkoppling av styrautomaten och en snabb nos-upp rörelse enbart på grund av en snabb PTC-rörelse.



För att undersöka problemet närmare har kommissionen gjort följande prov i SAS DC-8 simulator:

Med rätt vikt (cirka 101 000 kg), på ungefär rätt höjd (FL 360) accelererades flygplanet till  $M \sim 0,88$  där PTC:n, som var fränslagen, slogs till. Domkraften gav då fullt utslag på cirka 6 sekunder. Vid simulatorproven trimmade styrautomaten bort PTC-rörelsen så att flygplanet fortsatte med den inställda sjunkhastigheten utan att styrautomaten kopplades bort och utan att någon nos-upp rörelse märktes.

På grund av ovanstående anser kommissionen det osannolikt att nos-upp rörelsen orsakats av något tekniskt fel.

#### Strömningsavlösning på vingen

Rundfrågan bland DC-8 förarna visar att nos-upp rörelse i samband med transonisk strömningsavlösning (s k mach buffet) inte är ovanlig. Detta kan förklaras av lyftkraftsförlust nära vingpetsarna i samband med den strömningsavlösning som förorsakar "mach buffet".

Enligt vittnesmål från kabinbesättning och passagerare skakade flygplanet i samband med ökningen av lastfaktorn. Man har alltså nått ett machtal som är tillräckligt högt för att ge transonisk strömningsavlösning med risk för en nos-upp störning.

Exakt hur högt detta machtal var är svårt att bestämma då uppgifterna om ytterlufttemperaturen är osäkra. Enligt besättningen låg temperaturen  $5^{\circ}$  ä  $10^{\circ}$  C över standard, men enligt radiosondmätningarna vid Wien låg temperaturen över tropopausen något under standard och under tropopausen något över standard. Även om radiosondmätningen inte gäller exakt den tid och plats då olyckan hände så visar mätningarna att det är svårt att exakt ange temperatur i förhållande till standardatmosfärens när man snabbt sjunker genom ett område med betydande temperaturändringar. Vid olika antaganden fås följande maximala machtal:

<u>Temperatur</u>	<u>Mach max</u>
Standard	0,87
Standard + $5^{\circ}$	0,86
Standard - $5^{\circ}$	0,88

Det faktum att PTC-lampan lyste tyder på att machtalet bör ha varit över 0,86 (minimum Mach för fullt PTC-utslag är 0,865). Machtal av storleksordningen 0,86 till 0,87 kan nås med 1 500 ft/min sjunkhastighet och motorpådrag nära pådraget för planflykt. Enligt vittnesmålen hade ganska små gasavdrag gjorts.

Färdregistratorns data visar att samtidigt som lastfaktorn började öka till cirka 1,3 g började flygplanet förlora fart. Detta tyder på en strömningsavlösning på vingen som resulterade i en stor motståndsökning. Under de tre sekunderna flygplanets lastfaktor låg mellan 1,2 och 1,4 g minskade den verkliga farten med drygt 20 knop, vilket betyder en retardation på ungefär 0,35 g. Denna retardation kräver en retardationskraft i storleksordningen 35 000 kp, medan den som kan åstadkommas genom enbart den ökning av det inducerade motståndet som lastfaktorökningen skulle ge uppgår till endast cirka 3 000 kp. Den kraftiga retardationen kan endast förklaras av motståndsökning förorsakad av strömningsavlösning på vingen. Det kan därmed slås fast att flygplanet i början på nos-upp rörelsen hade en kraftig strömningsavlösning.

Kommissionen anser att det är denna strömningsavlösning som slutligen har resulterat i lyftkraftsförlust på vingens ytterdelar och därmed slutligen har resulterat i nos-upp rörelse som gett den snabba lastfaktorökningen till drygt 2 g cirka 5 sekunder efter det flygplanet börjat förlora fart. Det kan inte uteslutas att ofördelaktiga vind- och temperaturförhållanden i kombination med smuts på vingens framkant kan ha bidragit till att utlösa strömningsavlösningen på vingen.

Registreringen av lastfaktor under nos-upp nos-ned rörelsen har varit otydlig. Lastfaktorändringen kan därför inte detaljstuderas. Registreringen av höjd är också osäker. Den visar efter nos-upp rörelsen en höjddökning på 600 ft på 1 sekund, vilket skulle kräva en medelstivinkel på ungefär  $45^{\circ}$  och som får anses vara uteslutet att flygplanet har gjort. Osäkerheten i registreringen sänker analysens tillförlitlighet. Men det finns inga tecken som tyder på att data som registrerats innan lastfaktorn snabbt började öka till drygt 2 g är fel. Det är dessa data som använts i den ovanstående analysen. Felaktiga registreringar vid snabba rörelser kan bero på platsfel, eftersläpningar och vibrationer.

### 2.3 Personskador - räddningsarbete

Undersökningen visar att cirka 80 % av passagerarna inte var fastspända. Ungefär 20 % av dessa skadades, varav cirka 3 % (fem) svårt.

Endast en av de fastspända passagerarna skadades (av serveringsvagnen).

Två av flygvärdinnorna och en steward skadades lindrigt.

Detta visar att de tipprörelser, som kan förekomma i samband med flygning med höga machtal, är så riskabla att stor möda måste läggas ned på att förhindra en upprepning av denna typ av händelse. Olyckan visar också att personskadorna hade blivit betydligt mindre om passagerarna hade varit fastspända.

Det framgår också att serveringsvagnar kan bli farliga projektiler i samband med kraftiga flygplansrörelser. Att den skada serveringsvagnen förorsakade i detta fall var liten beror på en tillfällighet.

Ett särskilt problem är att en av serveringsvagnarna enligt gällande rutin placeras i bakre galleyt, där den inte kan spärras under pågående servering. Den kan då förorsaka personskador vid häftiga flygplansrörelser. Parkeringsplats för vagnarna finns i främre galleyt.

Drinkvagnens spärrningsanordning är sådan att vagnen först måste dukas av och sedan fällas ihop innan den kan spärras, dvs snabbspärrning i fall av hastigt påkommande turbulens är inte möjlig.

Under den närmaste tiden efter olyckan var besättningen i cockpit upptagen med felsökning. Kommunikationen mellan cockpit och passagerarkabin var otillräcklig. Kaptenen kunde inte bilda sig någon uppfattning om skadorna längst bak i kabinen därför att han blockerades av passagerare då han skulle gå genom kabinen. Det dröjde cirka en halvtimme innan de oroadе passagerarna fick något besked om händelsen.

Det ovanstående illustrerar svårigheten att tillgodose säkerheten under pågående servering och de problem som gäller kommunikationen mellan cockpit och passagerarkabin under en stress-situation.

Från bl a passagerare som skadats vid olyckan har gjorts gällande att kaptenen bort avbryta resan och återvända till Arlanda eller i varje fall sökt landa på närmast tillgängliga flygplats. Mot bakgrunden av vad tidigare redovisats samt till att kaptenen bedömt att resan kunde fortsättas till Rhodos med hänsyn till vad som upplysts om personskador-  
nas art av en i planet som passagerare medföljande läkare, anser sig kommissionen inte böra rikta någon kritik mot kaptenens beslut.

#### 2.4 Sammanfattande analys och diskussion

Det är föga troligt att det har förekommit något tekniskt fel som har förorsakat nos-upp rörelsen. De enda möjligheterna till sådana fall ligger i styrautomatens tippkanal och i PTC-enheten. Dessa enheter fungerade utan anmärkning under hela flygningen efter olyckan och undersökningen i efterhand visade inte några fel som kan ha varit orsak till händelsen. Att en plötslig PTC-rörelse vid  $M \sim 0,87 - 0,88$  skulle ha förorsakat nos-upp rörelsen emotsägs av att flygplanet hade börjat retardera då nos-upp rörelsen började.

Däremot är det känt att de flesta transportflygplan har liten marginal till vingpetsöverstegring vid flygning med höga vikter på höga höjder i machtsområdet omkring 0,85 och däröver. Det är också känt att marginalen minskas när vingen åldras och ytans släthet minskar och när man under flygning får smuts och döda insekter på vingarnas framkanter. I det aktuella fallet har vittnesmålen visat att flygplanet skakade och följaktligen gränsen till vingpetsöverstegring passerats. Dessutom visar den kraftiga uppbromsningen av flygplanet som kan härledas ur färdregistreringen att strömningsavlösningen varit omfattande.

Det är inte sannolikt att de fall av "buffeting" och nos-upp tendenser som redovisats i pilotenkäten beror på tekniska fel utan snarare på att marginalen till nos-upp inte är större än att man kan råka överskrida denna om man inte är uppmärksam på faran.

Flygförarnas kännedom om transonisk nos-upp rörelse är inte tillfredsställande. I det aktuella fallet skulle besättningen inte haft några

större svårigheter att förhindra nos-upp rörelsen om de hade varit uppmärksamma på faran och vetat att högt machtal på hög höjd skulle kunna leda till nos-upp med urkoppling av styrautomaten.

Pilotenkäten visar också att en väsentlig del av flygförarna gör "high speed descent" med styrautomaten kopplad till "Vertical speed" i stället för "Mach hold" inom ett fartområde där för högt machtal kan leda till ofrivilliga tipprörelser. Kommissionen är klar över att "Mach hold" kan ge för passagerarna obehagliga tippsvängningar på vissa versioner av DC-8 och att man därför väljer "Vertical speed". Det är kommissionens uppfattning att tippsvängningarna (pitch oscillations) kan elimineras om gasavdraget görs långsamt, och att man därför alltid bör använda "Mach hold" på höga höjder (över de höjder där IAS-hold används).

Händelserna i passagerarkabinen har visat att personskadornas omfattning i samband med häftiga flygplanrörelser beror på, förutom om passagerarna är fastspända, den verksamhet som äger rum i kabinen och den utrustning som används.

Endast 20 % av passagerarna var fastspända, vilket visar att varken flygvärdinnans annonsering om fördelen att sitta fastspänd eller varningsskyltarna på stolsryggarna ger passagerarna tillräcklig motivation att använda säkerhetsbältena.

Omöjligheten att spärra matvagnen i bakre galleyt, den långa tid det tar att spärra drinkvagnen och den omständigheten att det endast finns två sittplatser för kabinbesättningen i det bakre området, där tre personer arbetar, minskar möjligheterna att förebygga personskador. En ändring av serveringsrutinerna kan därför vara nödvändig av säkerhetsskäl.

När en krissituation uppstår måste den flygande besättningen koncentrera sig på flygning och felsökning. Kaptenens möjligheter att stödja kabinpersonalen i deras arbete begränsas därför under en tid. Detta kan medföra att kabinpersonalen lämnas att ta hand om och om möjligt förklara det inträffade för passagerare som kan vara på gränsen till panik.

Enligt kursplan för flygande personalens nödträning av den 10 oktober 1977, FOM 6.1.5., omfattar träningen inte situationer som kan uppstå

efter häftiga flygplanrörelser. Då riskerna vid panik eller skador på passagerarkabinen på stora flygplan vid kraftiga flygplanrörelser kan vara betydande finns det behov av träning för sådana situationer. Det är viktigt att kabinpersonalen då har lärt sig att ta hand om sådana situationer utan hjälp från förarhåll och att i utbildningen en samordning sker med den personal som tjänstgör i cockpit.

Även om sannolikheten av att denna typ av händelse skall upprepas är mycket liten anser kommissionen att de problem som kommit fram under utredningen bör beaktas, då häftiga flygplanrörelser kan förekomma även i samband med turbulens. Detta gäller speciellt större flygplan av typen DC-10, Boeing 747 och Lockheed 1011, där rörelserna i sid- och höjddled i den bakre delen av passagerarkabinen kan bli våldsamma på grund av det långa avståndet från flygplanets tyngdpunkt. Ett större antal olyckor under de senare åren visar detta.

Beträffande kontrollen av flygplanet efter landningen på Rhodos anser kommissionen att turbulenscheck borde ha utförts. Skadorna i passagerarkabinen visade att flygplanet hade utsatts för relativt stora lastfaktorvariationer.

### 3 UTREDNINGSRISULTAT

#### 3.1 Huvudsakliga undersökningsfynd

- a. Besättningen var behörig och kvalificerad att utföra flygningen.
- b. Flygplanet fördes av tredjepiloten från vänstersits medan andre-piloten satt i högersits.
- c. Flygplanet hade giltigt luftvärdighetsbevis och var underhållet enligt gällande bestämmelser. Vikt och tyngdpunkt låg inom föreskrivna gränser.
- d. Sannolikheten för att något tekniskt fel har förorsakat olyckan är mycket liten.
- e. Undersökningen visar att ofrivillig ingång i transonisk "buffeting" med efterföljande nos-upp rörelse förekommer.
- f. Höjdminskningen gjordes under sväng med styrautomaten i läget för "Vertical speed" i stället för "Mach hold". Gasavdraget på motor 1 och 4 var ringa på grund av risk för strömningsavlösning (stall) i kabintryckskompressorerna. Inget avdrag gjordes på motor 2 och 3. Det resulterande machtalet blev därför högt.
- g. Flygplanet kom in i "Mach buffet" vilket förorsakade lyftkraftsförlust på vingens ytterdelar. Resultatet blev en snabb nos-upp rörelse. När förarna sköt spakarna fram för att häva nos-upp rörelsen gick planet in i en buntrörelse som resulterade i att passagerare, kabinpersonal och lös utrustning kastades upp mot kabintaket.
- h. Kunskaperna om riskerna för strömningsavlösning på vingspetsen i det transoniska området är otillfredsställande på grund av bristande information. Besättningen har inte utnyttjat styrautomatens möjligheter att genomföra en säker höjdminskning. Bristande över-

vakning av flygplanets rörelse inom PTC:s arbetsområde har lett till olyckan. Att enligt SAS "Standard procedure" i planflykt sätta "Mach hold" och långsamt reducera effekten på motorerna, allt under noggrann övervakning, hade säkerligen förhindrat olyckan.

- i. Cirka 80 % av passagerarna var inte fastspända. Cirka 20 % av dessa skadades. Endast en fastspänd passagerare skadades då han träffades av en serveringsvagn. Befintlig upplysning om fördelarna att sitta fastspänd är ej tillräcklig.

### 3.2 Sannolik orsak till olyckan

Olyckan föranleddes av en strömningsavlösning nära vingpetsarna i samband med höjdminskning under sväng vid  $M = 0,86 - 0,87$  med hög vikt på hög höjd. Den oväntade nos-upp rörelsen resulterade i en överreaktion hos flygförarna som medförde att flygplanet gjorde en buntrörelse, varvid passagerare och kabinbesättning lyftes från sina platser och sedan föll tillbaka när flygplanet återgick till planflykt.

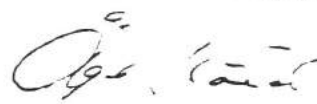
Bidragande orsak har varit bristande kännedom om risken för nos-upp rörelse och om att använda "Vertical speed" i stället för "Mach hold" vid höjdminskning på hög höjd.



## 4 REKOMMENDATIONER

1. a) Upplysningen om risk för nos-upp rörelse i samband med "Mach buffet", speciellt vid flygning med höga vikter på höga höjder, bör förbättras.
  - b) Berörd personal bör göras uppmärksam om att avlagring av insekter på vingarnas framkanter kan minska marginalen till "Mach buffet" och ofrivillig nos-upp rörelse.
  - c) Nödvändigheten av god fartövervakning vid höjdminskning i det transoniska området då fart- och lastfaktormarginalerna till "Mach buffet" och "Pitch-up" är små vid  $M \sim 0,85$  på höga höjder bör påpekas.
  - d) Nödvändigheten av att använda "Mach Hold" enligt fastställd procedur bör påpekas.
2. Kaptenen bör göra en extra annonsering till passagerarna om att sitta fastspända under resan.
3. a) Säkerheten i kabinen bör ökas bl a genom att serveringsvagnar parkeras endast på platser där de kan spärras.
  - b) Snabbspärrning av serveringsvagnar i fall av hastigt påkommande turbulens bör införas. (Jämför brittisk standard för L 1011.)
4. Nödträningprogrammet bör omfatta övning av tänkta tillbud i kabinen under flygning med beaktande bl a av kommunikationsproblem mellan cockpit och passagerarkabin.
5. Tredjepiloten bör tjänstgöra som flygande pilot från högersits. Vid tjänstgöring i vänsterstol bör han endast vara radiooperatör.

  
Göran Steen

  
Åge Röed

1979-07-03