

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A - 501/CENIPA/2015

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	N988AR
MODELO:	MD-11F
DATA:	13OUT2012



ADVERTÊNCIA

Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – SIPAER – planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionam o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que possam ter interagido, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do “attachment E” do Anexo 13 “legal guidance for the protection of information from safety data collection and processing systems” da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da “não autoincriminação” deduzido do “direito ao silêncio”, albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.

Consequentemente, o seu uso para qualquer outro propósito, que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e a conclusões errôneas.

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se à ocorrência aeronáutica envolvendo a aeronave de matrícula americana N988AR, modelo MD-11F, ocorrido em 13OUT2012, classificada como acidente aeronáutico.

A aeronave decolou do Aeroporto Internacional de Miami-EUA (KMIA) com destino ao Aeroporto de Viracopos (SBKP). Durante a aproximação, mais precisamente, durante o toque na pista, houve o colapso do trem de pouso esquerdo. A aeronave arrastou-se sobre a pista por cerca de 800 metros.

Houve a atuação da equipe de bombeiros com agente químico com o objetivo de evitar um possível incêndio, que não ocorreu.

A tripulação e o mecânico saíram ilesos e a aeronave teve danos significativos no conjunto do trem de pouso principal esquerdo, na asa esquerda e no motor esquerdo.

Houve a participação de Representante Acreditado do NTSB (*National Transportation Safety Board*).



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS.....	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.....	6
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
1.5.2. Formação.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	8
1.8. Auxílios à navegação.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	9
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	9
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	9
1.13.1. Aspectos médicos.....	9
1.13.2. Informações ergonômicas.....	9
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	9
1.14. Informações acerca de fogo.....	9
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	10
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	12
1.18. Informações operacionais.....	12
1.19. Informações adicionais.....	17
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
2. ANÁLISE.....	22
3. CONCLUSÃO.....	25
3.1. Fatos.....	25
3.2. Fatores contribuintes.....	25
4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA.....	26
5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	26

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ADC	<i>Air Data Computer</i>
AGL	<i>Above Ground Level</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AOM	<i>Aircraft Operating Manual</i>
ATC	Controle de Tráfego Aéreo
ATIS	<i>Automatic Terminal Information System</i>
ATS	<i>Air Traffic Services</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FCC	<i>Flight Control Computer</i>
FCOM	<i>Flight Crew Operating Manual</i>
FDR	<i>Flight Data Recorder</i>
IFR	<i>Instruments Flight Rules</i>
ILS	<i>Instrument Landing System</i>
Lat	Latitude
Long	Longitude
METAR	Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
KMIA	Designativo de localidade – Miami International Airport
PF	<i>Pilot Flying</i>
PM	<i>Pilot Monitoring</i>
RWY	<i>Runway</i>
SBKP	Designativo de localidade – Aeródromo de Campinas, SP
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
TWR	Torre de Controle
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> – Tempo Universal Coordenado
V _{APP}	<i>Target Approach Airspeed</i>

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: MD-11F Matrícula: N988AR Fabricante: Boeing	Operador: Centurion Cargo
Ocorrência	Data/hora: 13OUT2012 / 21:52 UTC Local: Aeródromo de Viracopos (SBKP) Lat. 23°00'27"S Long. 047°08'04"W Município – UF: Campinas – SP	Tipo(s): Falha de sistema/componente

1.1. Histórico do voo.

No dia 13 de outubro de 2012, o MD-11F, de matrícula americana N988AR, operado pela Centurion Cargo, decolou do Aeroporto de Miami (KMIA) para o Aeroporto de Viracopos (SBKP) com dois pilotos e um mecânico a bordo, para um voo não regular de transporte da carga. Não houve qualquer tipo de problema durante o voo até o momento do pouso.

A tripulação realizou o procedimento IFR ILS Z para a pista 15. As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, com vento de 140 graus com 19kts, e quando da autorização para pouso era de 20kts e rajadas de até 29kts. O copiloto era o *Pilot Flying* (PF) e o comandante era o *Pilot Monitoring* (PM) no momento do pouso.

Durante o *flare*, no primeiro contato com a pista, houve o colapso total do trem de pouso principal esquerdo. A aeronave arrastou-se sobre a pista por cerca de 800 metros até a sua parada total, tendo danos substanciais no conjunto do trem de pouso principal esquerdo, na asa esquerda e no motor esquerdo.

A aeronave parou sobre a pista.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	3	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos significativos no conjunto do trem de pouso principal esquerdo, na asa esquerda e no motor esquerdo.



Figura 1 – Posição da aeronave sobre a pista, demonstrando os danos no trem de pouso esquerdo, asa esquerda e motor esquerdo.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	12.900:00	5.198:00
Totais, nos últimos 30 dias	38:50	44:40
Totais, nas últimas 24 horas	07:30	07:30
Neste tipo de aeronave	Desconhecido	1.368:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	38:50	44:40
Neste tipo, nas últimas 24 horas	07:30	07:30

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio do operador da aeronave.

1.5.2. Formação.

O Comandante possuía formação na *Edward Pace High School (graduated in 1985 with Diploma)* e na *Saint Thomas University (Sixty collage credits)*.

O Copiloto possuía formação na *College Aeronautics Associates Degree*.

1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.

O Comandante possuía licença *Airline Transport Pilot* pelo FAA (última emissão em 27JUN2012) e era habilitado nas seguintes aeronaves: A-320, B-727, B-747, B-757, B-767, DC-10, e MD-11.

O Copiloto possuía licença *Comercial Pilot* pelo FAA (última emissão em 24AGO2010) e era habilitado nas seguintes aeronaves: C-172, PA-28, PA-44 e MD-11. Este profissional possuía ainda licença de engenheiro de voo nas seguintes aeronaves: B-727 e DC-10.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O Comandante fazia parte do quadro de profissionais da Centurion Cargo desde março de 2003.

O Copiloto fazia parte do quadro de profissionais da Centurion Cargo desde julho de 2005.

Ambos os pilotos possuíam os respectivos Certificados de Habilitação Técnica para a aeronave MD-11 válidos. Os pilotos eram qualificados e possuíam experiência no tipo de voo proposto pelo operador da aeronave.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os respectivos *Medical Certificate First Class*, emitidos pelo FAA, válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave N988AR, modelo Boeing MD-11F, de *Serial Number* 48434 foi fabricada pela *McDonnell Douglas* em 1991 e estava com o Certificado de Aeronavegabilidade válido até 06OUT2026.

1.7. Informações meteorológicas.

Os METAR de Campinas próximos à hora do acidente eram:

SBKP - 132000Z 13020KT 9999 FEW025 SCT030 BKN090 19/14 Q1020

SBKP - 132100Z 14018KT 9999 FEW018 SCT030 BKN090 18/14 Q1020

SBKP - 132200Z 13018G31KT 9999 FEW018 SCT045 BKN090 18/13 Q1020

As condições eram favoráveis ao voo visual.

O vento reportado pela Torre de Controle (TWR), quando na aproximação final da aeronave, foi de 150 graus com 19kts e quando da autorização para pouso era de 140 graus com 20kts e rajadas de até 29kts.

As informações meteorológicas passadas pelo *Automatic Terminal Information System* (ATIS), que a tripulação recebeu, aproximadamente, 15 minutos antes do pouso, indicavam:

- Vento de 150 graus, com 20kts e rajadas de até 29kts;
- Visibilidade maior do que 10.000m;
- Nublado com teto a 9.000ft;
- QNH 1020;
- Temperatura de 17°C.

1.8. Auxílios à navegação.

Operavam normalmente conforme o previsto.

1.9. Comunicações.

As comunicações estabelecidas com os órgãos ATC foram adequadas.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, administrado pela INFRAERO e operava VFR e IFR em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 15/33, dimensões de 3.240m x 45m, com elevação de 33 pés.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um *Flight Data Recorder* (FDR) e um *Cockpit Voice Recorder* (CVR).

As informações contidas no FDR e CVR foram recuperadas e analisadas no Laboratório de Dados do CENIPA (LABDATA). Os dados coletados possibilitaram as seguintes informações:

- os pilotos cumpriram o que estava previsto nos manuais da aeronave;
- a aeronave estava adequadamente configurada e manteve a velocidade prevista para o seu peso, considerando que o vento informado, quando da autorização para o pouso, foi de 20kts com rajadas de até 29kt;
- a aeronave manteve 165kt na aproximação final;
- ao cruzar 50ft, o PF começou a redução dos manetes de potência e iniciou o *flare*, com um *pitch* de 5,5 graus;
- a aeronave estava estabilizada com 5,5 graus de *pitch* no momento do toque na pista;
- ao tocar o solo a aeronave estava com aproximadamente um grau de rolamento para a esquerda e com uma razão de inclinação para a esquerda de um grau por segundo;
- a razão de afundamento da aeronave era de 10 pés por segundo (fts);
- a energia absorvida pelo trem de pouso esquerdo (*Left MLG Energy*) foi de 287.200 ft/lb;
- a energia absorvida pelo trem de pouso direito (*Right MLG Energy*) foi de 360.300 ft/lb; e
- a energia absorvida pelo trem de pouso central (*Center MLG Energy*) foi de 360.300 ft/lb; e
- após o toque na pista da perna esquerda do trem de pouso principal houve o colapso daquele componente.

Os dados do FDR foram também analisados no laboratório do NTSB e não forneceram quaisquer informações adicionais em relação aquelas já levantadas no LABDATA do CENIPA.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Nada a relatar.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não pesquisado.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Não pesquisado.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não havia nenhuma evidência de fogo em voo ou após o impacto.

1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

A estrutura do trem de pouso esquerdo, o cilindro e o conjunto de peças do trem de pouso esquerdo foram conduzidos ao Laboratório de Análise de Materiais do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) para análise de falhas. As figuras abaixo permitem compreender o que levou à fratura do cilindro.

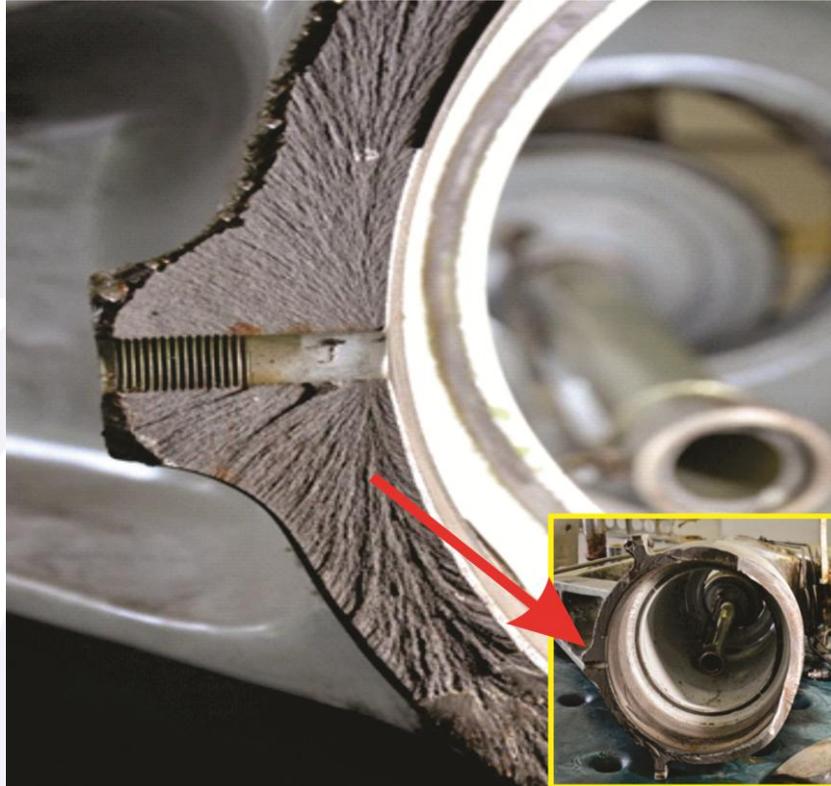


Figura 2- Cilindro fraturado e superfície de fratura com marcas de sargento.

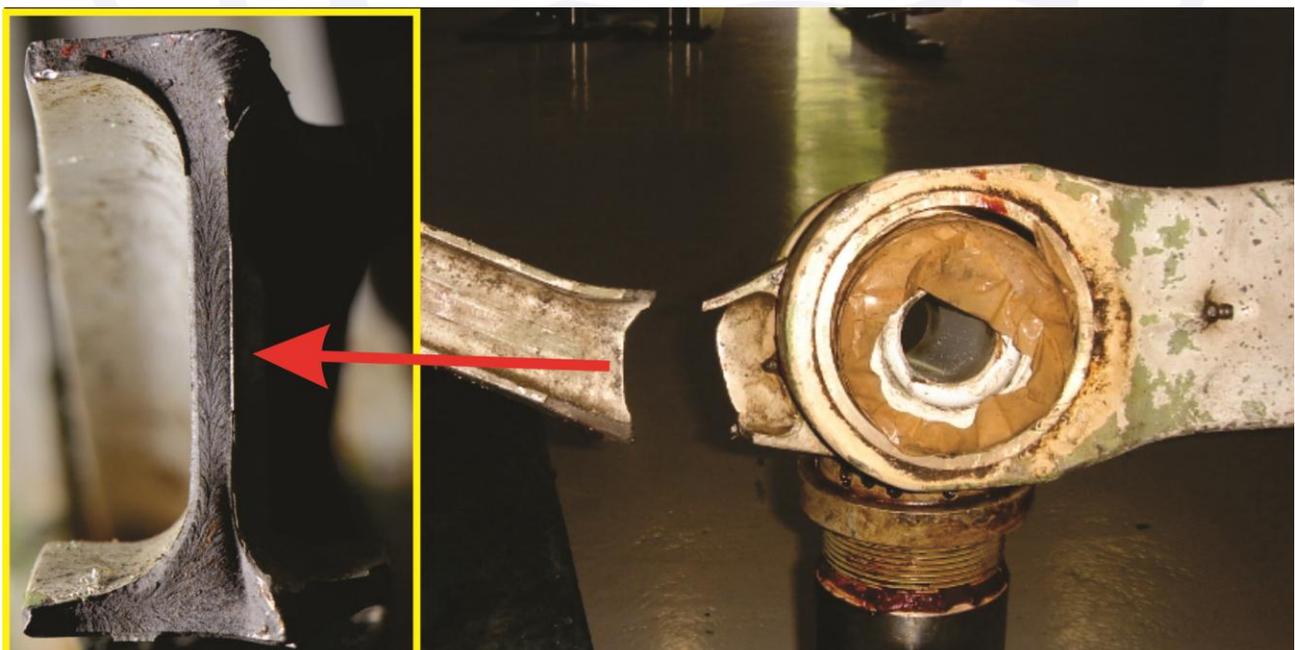


Figura 3 – Braço articulado fraturado visto de lado e de frente. Fratura por sobrecarga.



Figura 4 – Visão geral do interior do cilindro e detalhe da fratura com inclinação de 45 graus no interior do tubo (fratura típica de sobrecarga).

Após a análise, o relatório do DCTA descreveu que o “trem de pouso esquerdo falhou a partir de sobrecarga na estrutura do cilindro. A fratura começou na parte traseira do cilindro em um furo de conexão (orifício do parafuso), que serviu de ponto de concentração de tensão e a fratura terminou na parte da frente do cilindro com a separação do mesmo em duas partes. As marcas de sargento na superfície de fratura apontam para a origem da falha e são típicas de fratura frágil”.

As mesmas partes foram enviadas ao laboratório da Boeing (*Boeing-Long Beach Materials, Processing and Physics [MP&P]*), em *Huntington Beach*, Califórnia, Estados Unidos da América, para análise metalúrgica. Tais exames foram acompanhados por investigadores do CENIPA e do DCTA, além de investigadores do FAA e do NTSB.

O laudo, emitido pela Boeing em janeiro de 2015, destaca que em um dos pontos de origem da falha identificou-se características semelhantes a um ponto de fadiga que teria acontecido anteriormente, provavelmente, devido a uma sobrecarga anterior. As evidências levantadas, de acordo com este laudo, não permitem afirmar que esta possibilidade teria levado ao colapso do trem de pouso esquerdo, porém tal possibilidade deve ser considerada.

Tais exames chegaram às seguintes conclusões:

- a falha do cilindro ocorreu devido à sobrecarga na estrutura do cilindro, e

- havia indícios de uma pré-trinca resultante de uma condição anterior de sobrecarga e que poderia ter funcionado como ponto de concentração de tensão.

Este laudo da Boeing foi avaliado posteriormente pelos engenheiros do DCTA que consideraram tal possibilidade plausível. De acordo com aqueles profissionais, a hipótese de uma pré-trinca ter servido de concentrador de tensão é viável.

Dois *Flight Control Computers* (FCC) e dois *Air Data Computers* (ADC) foram enviados para análise na *Honeywell*, nos Estados Unidos da América, por solicitação e sob a supervisão do NTSB e acordado com o CENIPA. Os testes aconteceram no *Product Safety and Integrity Investigation Laboratory*, em abril de 2013. Os resultados destes testes não trouxeram informações que pudessem ser consideradas importantes para o processo de investigação.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

O Manual de Operação da Aeronave (*Aircraft Operating Manual – AOM*) é composto de quatro volumes e contém as informações necessárias à operação do MD-11.

De acordo com o AOM (01 NP Binder):

It is recommended that the Descent/Approach Checklist be completed as early as possible to permit all crewmembers to monitor navigational aids and aircraft performance during the approach and landing phase of flight.

De acordo com o AOM (*Chapter PD, Section 00*), observa-se a tabela abaixo:



CENTURION CARGO
MD-11 Aircraft Operating Manual

Performance Data

Chapter PD

Performance

Section 10

**Normal & Abnormal Configuration Reference
Speeds (VREF)**

LDG WT (1000 KG)	NORM CONF VREF		ABNORMAL CONFIG VREF									
	FLAP/SLAT		FLAP/SLAT									
	35/EXT (1,4)	50/EXT (1)	UP/RET (2)	0/EXT (3)	10/EXT (1)	15/EXT (1)	20/EXT (1)	25/EXT (1)	28/EXT (1,4)	15/RET	25/RET	28/RET (1)
130	131	129	169	137	136	130	129	127	127	158	153	152
140	131	129	175	142	138	135	133	132	131	165	159	158
150	134	132	181	147	143	140	138	137	136	171	165	164
160	138	135	187	152	148	145	142	141	140	176	171	170
170	142	139	193	157	152	149	147	146	145	181	176	175
180	147	143	198	161	156	154	151	150	149	187	181	180
190	151	146	204	166	161	158	155	154	153	192	186	185
200	155	150	210	170	165	162	159	158	157	197	191	189
210	159	153	215	174	169	166	163	162	161	202	195	194
220	162	156	220	178	173	170	167	166	165	207	200	199
230	165	160	225	182	177	173	171	169	169	212	205	204
240	169	163	229	186	181	177	174	173	173	216	209	208
250	173	166	234	190	185	181	178	177	176	221	214	*
260	176	169	239	194	188	185	182	180	179	225	218	*
270	179	172	243	198	192	188	185	183	182	229	*	*
280	183	175	248	201	195	191	189	187	186	234	*	*
290	186	178	252	205	199	195	192	190	189	238	*	*

NOTES:

1. V_{app} is the greater of V_{ref} + 5 or V_{ref} + wind additive (see note 5).
 2. V_{app} is V_{ref} + 5. DO NOT ADD WIND.
 3. V_{app} is the greater of V_{ref} + 15 or V_{ref} + wind additive (see note 5).
 4. If HYD 2 & 3 failure, V_{app} is the greater of V_{ref} + 8 or V_{ref} + wind additive (see note 5).
 5. Wind additive is 1/2 of the steady state wind greater than 20 knots or full gust, whichever is greater (max 20 knots).
- * Exceeds flap placard.

Rev. 02- 08/03/09

CENTURION CARGO

PD.10.1

Figura 5 - Aircraft Operating Manual (AOM). Velocidade de Referência V_{REF}.

Segundo com o AOM (Chapter NP Section 70), os procedimentos de preparação para a descida estabelecem que:

PM - acquire the destination weather information from destination ATIS or other appropriate source.

FMS Set for Approach PF/PM

Select/confirm destination, STAR, and runway. Verify landing flap setting. Edit V_{APP} speed as needed. Edit CLB THRUST, ACCEL and EO ACCEL to 1500 ft AGL on GO AROUND page.

NOTE: V_{APP} is the greater of $V_{ref} + 5$ or $V_{ref} + \text{wind additive}$. Wind additive is one-half of the steady state wind greater than 20 kts or full gust, whichever is greater (maximum 20 kts).

Os procedimentos de aproximação e pouso estabeleciam que:

Approach and Landing PF/PM

Perform appropriate approach as cleared. Refer to Supplemental Procedures and Procedures & Techniques sections of FCOM for AUTO FLIGHT operation and approach procedures.



CENTURION CARGO
MD-11 Aircraft Operating Manual

Normal Procedures	Chapter NP
Landing Procedures	Section 80

LANDING ROLL PROCEDURE

PILOT FLYING	PILOT MONITORING
At 50 feet AGL, verify throttles retard to idle. After touchdown, fly nosewheel to the runway while raising reverser levers to reverse idle, apply reverse thrust and verify ground spoiler deployment.	Ensure throttles are retarded to idle. Monitor spoiler operation. If SPOILERS do not auto deploy PM will call "No SPOILERS" and manually deploy SPOILERS. If the SPOILERS still do not deploy call "No SPOILERS" Monitor REV Thrust operation.
<p><u>WARNING:</u> After reverse thrust is initiated, a full stop landing must be made.</p> <p><i>NOTES: Below 10 feet with aircraft fully flared (sink rate approximately 200 to 300 feet/minute), the basic technique is to maintain attitude by applying the required control wheel pressures. A more advanced technique is to actually begin lowering the nose (approximately 1°) prior to main gear touchdown.</i></p> <p><i>Ground spoiler deployment causes a nose up pitching moment. This effect is most noticeable at aft centers of gravity. It is important to resist any pitch up tendency with forward pressure on the control column and smoothly lower the nosewheel to the runway. The LSAS, on aircraft with FCC 908 and subs will assist the pilot in the nose lowering task.</i></p> <p><i>Pilots must be aware that if the number 2 engine throttle is not at idle at main gear wheel spinup, it is possible that immediately after AGS deployment the ground spoilers will retract. If this occurs, ground spoilers must be manually extended.</i></p>	
Apply reverse thrust as runway and conditions dictate. Verify autobrake application; apply manual braking if required.	

Rev. 05 - 08/14/11
CENTURION CARGO
NP.80.1

Figura 6 - Aircraft Operating Manual (AOM). Procedimentos de pouso.

O AOM (Chapter L Section 00), “Limitations”, apresentava diversos limites a serem respeitados durante a operação daquela aeronave, dentre eles:

DEMONSTRATED CROSSWIND

For takeoff and landing, the maximum demonstrated crosswind value is 35 knots.

This value is valid with normal hydraulic systems operating or with one hydraulic system inoperative.

Ainda de acordo com este capítulo do AOM, o máximo peso de pouso para o MD-11 era de 222.941kg.

O AOM (Chapter NP Section 100), “Normal Procedures – Callouts”, definia os “CALLOUTS” durante a aproximação em condições visuais, destacando-se:

LANDING OPERATION

Visual approach callouts:

When conducting a visual approach, at the discretion of the PF, callouts by the PM should be limited to those at 1000 ft. and 500 ft. This must be clearly defined in the Approach Briefing.

At 1000 ft. AFE the PM calls:..... 1000 feet, GREEN BOX

At 500 ft. AFE the PM calls: 500 feet

Additionally, callouts pertaining to the descend path of the aircraft should be mentioned as well.

When below or above the glidepath: Check Path

O AOM (Chapter PT Section 30), “Procedures & Techniques – Approach and Landing Profiles” apresentava os procedimentos e as técnicas a serem observadas durante a aproximação e pouso, dentre eles:

Landing Characteristics and Techniques

NOTE: Whether using the auto flight systems or manually controlling the aircraft during approach and landing, the PF is responsible for assuring the airplane path, speed and sink rate are acceptable. At any time, particularly during the approach and landing, the PF should be prepared to assume authority of the flight controls or thrust levers if the automated systems are not performing adequately. This is especially critical below approximately 500 feet AGL.

Visual Approach

Aircraft should be stabilized in the final landing configuration, on descent flight path, and on speed with appropriate wind and gust corrections applied to Vref by 1,000 feet AGL. If aircraft is not stabilized by 500 feet AGL, a missed approach should be executed. Rate of descent should not exceed 1,000 feet/minute below 1,000 feet AGL. Visual aim point to provide a threshold clearance height of 47 feet on a 3.0° glideslope should be approximately 1,700 feet past the threshold. This will provide a no-flare touchdown point approximately 900 feet from threshold. Aircraft should not deviate from visual glide path in an attempt to touch down early.

Crosswind Landings

Crosswind landings are best achieved when the aircraft longitudinal axis is aligned with the runway centerline. Landing with a crab angle at touchdown is not recommended. The maneuver recommended for crosswind landing requires cross-controlling, using the rudder to align the aircraft fuselage with the runway and aileron input sufficient to arrest crosswind induced drift.

Landing in this manner minimizes side load stresses on the main landing gear and tires. It also orients inertial moments along the runway centerline, permitting early detection of lateral drift, which may be especially important when landing on runways with reduced coefficients of friction.

Accomplish a crosswind as follows: Roll out on final with a crab angle that will track the extended runway centerline. Landing with a crab angle at touchdown is not recommended.

At approximately 200 feet AGL, gradually apply rudder so as to align with longitudinal axis (heading) of the aircraft with the runway centerline. Control lateral drift by applying aileron into the wind (the upwind wing will be lower), while continuing to apply opposite rudder to maintain fuselage alignment with the centerline of the runway.

A roll tendency can be expected as downwind rudder is applied. Application of upwind aileron sufficient to prevent undesired roll should be applied simultaneously with rudder input.

An increased sink rate can be expected as cross controls are applied due to increased drag resulting from the maneuver. Adjust pitch and thrust as required.

Aircraft may touchdown on upwind wheels first.

Ailerons will have increased effectiveness (sensitivity) in ground effect. Avoid over-controlling.

Smoothly and gradually remove rudder cross-control as aileron input is reduced.

Maintain wings level with upwind aileron as necessary during landing roll.

Do not use nose wheel steering except to keep nosewheel straight on icy or slippery runways, while corrective rudder inputs are being made.

Use normal reverse thrust.

NOTE: Approach and touchdown speeds will possibly be higher than normal due to wind additives or gust factors. Do not hold the aircraft off attempting to achieve a smooth touchdown. Fly the aircraft to a positive touchdown and do not delay lowering the nosewheel.

Flare

Auto throttles may be used for all landings and will begin to retard after passing 50 feet AGL. The PF should adjust thrust as necessary and touchdown with thrust at idle. If ATS is not engaged, manual control of thrust should follow the ATS profile. The proper flare point will vary with environmental conditions, airport physical properties and aircraft parameters such as gross weight, CG, flap setting, etc. Typically, a slight flare (approximately 2 degrees) should be initiated between 50 and 30 feet.

CAUTION: The aft fuselage will contact runway at approximately 10° pitch attitude with struts compressed.

NOTE: Below 10 feet with the aircraft fully flared (typical sink rate approximately 200 to 300 feet per minute), the basic technique is to maintain attitude by applying the required control column pressures. An alternate technique is to reduce back pressure allowing the nose to drop 1 degree prior to main gear touchdown.

O AOM (Chapter NP Section 00), "Normal Procedures" apresenta situações e/ou condições que requerem, de acordo com o Manual de Manutenção da Aeronave (Capítulo 5), uma inspeção especial, dentre eles o "Hard Landing".

A aeronave realizou o procedimento IFR ILS Z para a pista 15 do Aeródromo de Viracopos, em Campinas. Para o pouso, o peso da aeronave era de 434.000lb (197.036Kg). O vento reportado pela torre de controle (TWR) quando na final foi de 150 graus com 19kt e quando da autorização para pouso era de 140 graus com 20kts com rajadas de até 29kt.

A aeronave foi configurada para pouso conforme previsto no AOM. Na aproximação final manteve em média 165kt e a tripulação realizou todos os *callouts* previstos em manual.

Considerando seu peso de pouso, aproximadamente, 197 toneladas, a seleção dos *flaps* 35, o vento de rajada (ATIS - 150 graus com 20kts com rajadas de até 29kts) e ainda o AOM (*Chapter PD, Section 00*), sua V_{APP} deveria ter sido de, aproximadamente, 168kts.

Ao cruzar 50ft, o PF começou a redução dos manetes de potência e iniciou o *flare*, com *pitch* de 5,5 graus. O toque se deu com o *sink rate* de, aproximadamente, 10ft/segundos (*fts*), com um grau de inclinação de asa para a esquerda (*1 deg LWD roll attitude*) e com uma razão de inclinação para a esquerda de 1 grau por segundo (*1 deg/sec LWD roll rate*).

1.19. Informações adicionais.

De acordo com o FAR Part 25 – *Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Subpart D – Design and Construction, § 25.723 Shock Absorption Tests, [...] (b)*:

The landing gear may not fail in a test, demonstrating its reserve energy absorption capacity, simulating a descent velocity of 12 f.p.s. at design landing weight, assuming airplane lift not greater than airplane weight acting during the landing impact.

De acordo com a *Safety Recommendation Letter* do NTSB, datada de 12 de julho de 2011, o *Flight Crew Operating Manual* (FCOM) da Boeing para o MD-11 (datado de 15 de agosto de 2010), na parte que se refere aos procedimentos de pouso, estabelece que:

the sink rate in the flare should be 2 to 4 feet per second (fps) and that MD-11s are certified to be able to land at maximum landing weight at a sink rate of 10 fps (600 feet per minute), with an ultimate sink rate of 12.3 fps.

A Boeing define “*hard landing*” como:

as the landing that exceeds 10 fps e “severe hard landing” as one that exceeds 12.3 fps or that involves rapid derotation after initial touchdown.

Define ainda “*derotation*” como:

the act of lowering the nosewheel to the runway following main gear touchdown.

Em 20 de outubro de 2009, a mesma aeronave (N988AR), operada pela Centurion Cargo, realizou o voo WE-431 de Miami (EUA) para Montevideu (Uruguai) com cinco tripulantes a bordo. A tripulação fez um procedimento IFR (ILS) para a pista 24. Houve um “*Hard Landing*” e a quebra do trem de pouso principal direito. A tripulação ainda livrou a pista de táxi e cortou os motores ao livrar a pista principal.



Figura 7 - Aeronave após o acidente a ocorrência em Montevideu (2009).

O trem de pouso principal direito e a asa direita tiveram danos substanciais. Laudo realizado no cilindro daquele trem de pouso aconteceu no laboratório da Boeing, em *Huntington Beach, Califórnia*, e concluiu que a falha naquele componente se deu por sobrecarga. Deduziu-se que tal sobrecarga foi decorrente do “*Hard Landing*”.

Ainda sobre o evento de 20 de outubro de 2009, constatou-se que o serviço de troca do trem de pouso principal direito, realizado em Montevideu, foi executado pela *VARIG Engineering & Maintenance (VEM)*. Não foi identificado o responsável pelas pesquisas dos danos na aeronave nem pela especificação dos serviços necessários para a restituição da sua aeronavegabilidade. Também não foi identificado o responsável pela condução de todos os serviços que viabilizaram o restabelecimento das condições de voo da aeronave naquela localidade.

Não foram pesquisados nos registros da aeronave a ocorrência de outros eventos nos quais a estrutura do trem de pouso esquerdo pudesse ter sido comprometida e cujos danos decorrentes pudessem não ter sido corrigidos nos respectivos reparos e nem identificados nas inspeções periódicas posteriores a que a aeronave foi submetida até a data da ocorrência objeto deste relatório.

Em 27 de julho de 2010, um MD11F operado pela Lufthansa Cargo pegou fogo após o que foi classificado como um “*Hard Landing*” no Aeroporto Internacional King Khalid, em Riyadh, Arábia Saudita. Os dois pilotos, os únicos a bordo, sofreram ferimentos. A aeronave foi totalmente destruída pelo fogo.

De acordo com o NTSB, envolvido na investigação deste e outros acidentes semelhantes envolvendo o MD-11, desde que começou a operar em 1990, houve 14 acidentes durante o pouso.

MD-11 Severe Hard Landings			
Date	Location	Operator	Event
Apr. 30, 1993	Los Angeles	Delta Air Lines	Bounced hard landing
Aug. 19, 1994	Chicago	Alitalia	Landing bounce and porpoise
July 31, 1997	Newark	FedEx	Wing spar break and rollover
Aug. 22, 1999	Hong Kong	China Airlines	Wing spar break and rollover
May 22, 2000	Taipei, Taiwan	Eva Air	Hard landing and go around
Nov. 20, 2001	Taipei, Taiwan	Eva Air	Bounce and nose landing gear (NLG) strike
June 7, 2005	Louisville, Kentucky, U.S.	UPS	Hard NLG strike
March 23, 2009	Tokyo	FedEx	Wing spar break and rollover
June 3, 2009	Urumqi, China	China Cargo	Hard landing and tail strike
June 9, 2009	Khartoum, Sudan	Saudi Arabian Airlines	Hard landing
Sept 13, 2009	Mexico City	Lufthansa Cargo	Hard landing and NLG strike
Oct. 20, 2009	Montevideo, Uruguay	Centurion	Hard landing and main landing gear collapse
July 27, 2010	Riyadh, Saudi Arabia	Lufthansa Cargo	Hard landing and fuselage failure
Sept. 22, 2010	Kabul, Afghanistan	World Airways	Hard NLG strike

Source: U.S. National Transportation Safety Board

Table 1

Figura 8 - Acidentes com o MD-11 durante o pouso (Fonte: *AeroSafety World Magazine - Flight Safety Foundation*, AGO/2011)

Em 12 de julho de 2011 o NTSB emitiu a “*Safety Recommendation Letter (A-11- 68/-69)*” nos quais abordava os seguintes tópicos (disponível em: <http://www.nts.gov/recsletters/DisplayLetters.aspx?FolderYR=2011>):

Although it is not uncommon for jet transport aircraft to experience a small skip or bounce during landing, since it was entered into service in 1990, the MD-11 has had at least 14 events of such severity that the aircraft sustained substantial damage, including 4 events that were complete hull losses”

The number and severity of these events raise concerns that MD-11 flight crews are not effectively trained to recognize and arrest high sink rates during landing or to properly control pitch attitude following a hard landing.

Regarding normal landing procedures, the Boeing MD-11 Flight Crew Operating Manual (FCOM), dated August 15, 2010, states that the sink rate in the flare should be 2 to 4 feet per second (fps) and that MD-11s are certified to be able to land at maximum landing weight at a sink rate of 10 fps (600 feet per minute), with an ultimate sink rate of 12.3 fps;

Avoiding high sink rates at touchdown requires pilots to manage energy by applying appropriate combinations of power and pitch, and operators employ certain techniques to assist pilots in determining when to flare.

Although the pilot monitoring also has a role in recognizing and responding to high sink rates (for example, calling out the sink rate and calling for a go-around), the ability to appropriately judge when to initiate the flare is a fundamental pilot skill that is learned in training and checked periodically;

A few of the hard landing events listed [...] provide examples of MD-11 flight crews' failure to avoid high sink rates at touchdown;

Following its investigation of the FedEx flight 14 accident at Newark, the NTSB issued Safety Recommendation A-00-93 to the Federal Aviation Administration (FAA) addressing the need for pilot training on these concepts. The NTSB classified this recommendation "Closed—Acceptable Action" on October 22, 2002;

Despite the corrective action taken in response to Safety Recommendation A-00-93, MD-11 crews continue to have difficulty in judging the flare maneuver and in making appropriate pitch and power changes after hard landings; four of the eight events that occurred after the recommendation was closed involved U.S. operators. The frequency of MD-11 hard landing accidents suggests that generic guidance on these concepts is not sufficient or effective. As the investigative agency representing the state of manufacture of the MD-11 airplane, the NTSB continues work to evaluate the factors that contribute to these accidents;

NTSB believes that enhanced operational guidance and recurrent training will provide near-term improvements that reduce the risk of MD-11 landing accidents. Therefore, the NTSB recommends that the FAA require Boeing to revise its MD-11 FCOM to reemphasize high sink rate awareness during landing, the importance of momentarily maintaining landing pitch attitude after touchdown and using proper pitch attitude and power to cushion excess sink rate in the flare, and to go around in the event of a bounced landing (Safety Recommendation A-11-68);

The NTSB recommends that, once Boeing has completed the revision of its FCOM as recommended in Safety Recommendation A-11-68, the FAA require all MD-11 operators to incorporate the Boeing-recommended bounce recognition and recovery procedure in their operating manuals and in recurrent simulator training (Safety Recommendation A-11-69).

Em 22 de outubro de 2010 a Boeing, com o apoio do *Federal Aviation Administration* (FAA) promoveu uma conferência envolvendo os operadores do MD-11 para discutir aspectos operacionais e de treinamento considerando o acidente ocorrido em julho de 2010 e eventos anteriores. Após esta conferência, a Boeing emitiu, em 15 de fevereiro de 2011, uma revisão do "Landing Characteristics and Techniques" do "Flight Crew Operational Manual" **to clearly highlight MD-11 operational considerations and techniques, and to provide special emphasis on high sink rate approaches**. Algumas dessas modificações estão nas Figuras 9, 10 abaixo. Estas informações foram disponibilizadas para todos os operadores do MD-11, incluindo a *Centurion Cargo*.



MD-11 Flight Crew Operating Manual

Procedures & Techniques
Approach and Landing Profiles**Chapter PT**
Section 30**Landing Characteristics and Techniques**

NOTE: Whether using the autoflight systems or manually controlling the aircraft during approach and landing, the PF is responsible for assuring the airplane path, speed and sink rate are acceptable. At anytime, particularly during the approach and landing, the PF should be prepared to assume authority of the flight controls or thrust levers if the automated systems are not performing adequately. This is especially critical below approximately 500 feet AGL.

Visual Approach

Aircraft should be stabilized in the final landing configuration, on descent flightpath, and on speed with appropriate wind and gust corrections applied to V_{ref} by 1,000 feet AGL. If aircraft is not stabilized by 500 feet AGL, a missed approach should be executed. Rate of descent should not exceed 1,000 feet/minute below 1,000 feet AGL.

Visual aimpoint to provide a threshold clearance height of 47 feet on a 3.0° glideslope should be approximately 1,700 feet past the threshold. This will provide a no-flare touchdown point approximately 900 feet from threshold. Aircraft should not deviate from visual glidepath in an attempt to touch down early.

Crosswind Landings

Crosswind landings are best achieved when the aircraft longitudinal axis is aligned with the runway centerline. Landing with a crab angle at touchdown is not recommended. The maneuver recommended for crosswind landing requires cross-controlling, using the rudder to align the aircraft fuselage with the runway and aileron input sufficient to arrest crosswind induced drift.

Landing in this manner minimizes side load stresses on the main landing gear and tires. It also orients inertial moments along the runway centerline, permitting early detection of lateral drift, which may be especially important when landing on runways with reduced coefficients of friction.

Accomplish a crosswind landing as follows:

(CONTINUED)

Boeing Proprietary. Copyright © Boeing. May be subject to export restrictions under EAR. See title page for details.

February 15, 2011

DGL

PT.30.1

Figura 9 - Boeing FCOM PT.30.1

Procedures & Techniques -
Approach and Landing Profiles 
MD-11 Flight Crew Operating Manual

Landing Characteristics and Techniques (Continued)

Flare

Autothrottles may be used for all landings and will begin to retard after passing 50 feet AGL. The PF should adjust thrust as necessary and touchdown with thrust at idle. If ATS is not engaged, manual control of thrust should follow the ATS profile. The proper flare point will vary with environmental conditions, airport physical properties and aircraft parameters such as gross weight, CG, flap setting, etc. Typically, a slight flare (approximately 2 degrees) should be initiated between 50 and 30 feet.

CAUTION: *The aft fuselage will contact runway at approximately 10° pitch attitude with struts compressed.*

NOTE: *Below 10 feet with the aircraft fully flared (typical sink rate approximately 200 to 300 feet per minute), the basic technique is to maintain attitude by applying the required control column pressures. An alternate technique is to reduce back pressure allowing the nose to drop 1 degree prior to main gear touchdown.*

Bounced Landing Recovery

CAUTION: *Tail strikes or nosewheel structural damage can occur if large forward or aft control column movements are made prior to touchdown.*

When a bounced landing occurs, consider initiating a go-around by use of normal go-around procedures. Do not retract the landing gear until a positive rate of climb is established because a second touchdown may occur during the go-around.

It may not be possible to determine whether or not the aircraft is in the air after a firm touchdown or a slight skip. Hold or re-establish the landing attitude until it is determined that the main landing gear will remain on the runway. Avoid rapid pitch rates when establishing a normal landing attitude. If the aircraft bounced, add thrust as necessary to control subsequent sink rate. If the situation is in doubt, perform a go-around.

(CONTINUED)

Boeing Proprietary. Copyright © Boeing. May be subject to export restrictions under EAR. See title page for details.

PT.30.4 **DGL** **February 15, 2011**

Figura 10 - Boeing FCOM PT.30.4

Em maio de 2012, a Boeing emitiu nova revisão do FCOM (Figura 9) abordando os seguintes tópicos “*Flare, Touchdown, Bounced Landing Recovery, and Rollout characteristics and techniques*”.

Landing Characteristics and Techniques (Continued)

Flare

Autothrottles may be used for all landings and will begin to retard after passing 50 feet AGL. If ATS is not engaged, manual control should nominally follow the ATS profile. However, the PF should adjust thrust as necessary to maintain proper path, speed, and sink-rate during the flare, and plan to touchdown with throttles at idle.

Flare altitude will vary depending upon factors such as aircraft speed, sink rate, weight, CG flap setting, as well as environmental factors, airport physical properties, etc. Typically, a slight flare (approximately 2 degrees) should be initiated between 50 and 30 feet.

CAUTION: The aft fuselage will contact runway at approximately 10° pitch attitude with struts compressed.

NOTE: Below 10 feet with the aircraft fully flared (typical sink rate approximately 200 to 300 feet per minute), the basic technique is to maintain attitude by applying the required control column pressures. An alternate technique is to reduce back pressure slightly, allowing the nose to drop 1 degree prior to main gear touchdown.

Touchdown

CAUTION: Tail strikes or nosewheel structural damage can occur if large column movements are made prior to flying the nosewheel to the runway.

After touchdown, monitor ground spoiler deployment and be prepared to counter any pitch-up tendency as spoilers extend. Maintain touchdown pitch attitude until certain main landing gear will remain on the runway, then fly the nosewheel to the runway, avoiding a rapid derotation rate.

If auto ground spoilers do not fully deploy upon nosewheel touchdown, manually deploy spoilers. Pitch-up tendency is more pronounced at aft CG. Use of auto brakes will help counter any pitch-up tendency. LSAS will assist the pilot in avoiding nose pitch-up after touchdown and in lowering the nose to the runway.

(CONTINUED)

Figura 11 - Boeing FCOM PT.30.4 (Revisão MAIO2012).

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

No dia 13 de outubro de 2012, o MD-11F, de matrícula americana N988AR, operado pela Centurion Cargo, decolou do Aeroporto de Miami (KMIA) para o Aeroporto de Viracopos (SBKP) com dois pilotos e um mecânico a bordo, para um voo não regular de transporte da carga. O copiloto era o *Pilot Flying* (PF) e o comandante o *Pilot Monitoring* (PM). Não houve quaisquer tipos de problemas durante o voo até o momento do pouso.

A tripulação realizou o procedimento IFR ILS Z para a pista 15 de SBKP. As informações meteorológicas passadas pelo *Automatic Terminal Information System* (ATIS), que a tripulação recebeu, aproximadamente, 15 minutos antes do pouso, eram de vento com 150 graus com 20kts e rajadas de até 29kts; visibilidade maior do que 10.000m; nublado com teto a 9.000ft; o QNH 1020 e a temperatura de 17°C. As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual.

Durante o pouso, no primeiro contato com a pista, houve o colapso total do trem de pouso principal esquerdo e aeronave arrastou-se sobre a pista por cerca de 800 metros até a sua parada total, ainda sobre a pista, tendo danos substanciais no conjunto do trem de pouso principal esquerdo, na asa esquerda e no motor esquerdo.

Para o pouso, o peso da aeronave era de 434.000lb (197.036kg). O vento reportado pela torre de controle (TWR), quando na final para o pouso, foi de 150 graus com 19kts e

quando da autorização para pouso era de 140 graus com 20kts e rajadas de até 29kts. De acordo com o manual da aeronave (AOM - *Chapter L Section 00*), "*Limitations*", o vento máximo de través para pouso é de 30kt, ou seja, a condição não limitava a operação da aeronave.

Fazendo uso do AOM (*Chapter PD, Section 00*) e considerando que a aeronave estava configurada para pouso com 35° de flaps / slat, sua V_{ref} seria de 153kts. Ainda de acordo com aquele manual, a V_{APP} seria a maior entre a $V_{ref} + 15$ ou $V_{ref} +$ vento aditivo.

O vento aditivo é igual a metade do vento constante quando este for maior que 20kts, ou a metade do vento de rajadas, o que for maior. Em outras palavras, caso o vento fosse constante de 20kt, a V_{APP} seria de $153 + 20/2 = 163$ kts.

No caso do acidente, existia um vento de rajadas de até 29kt e, neste caso, a V_{APP} calculada era de $153 + 29/2 = 168$ kts. Importante destacar que a informação recebida pela tripulação (ATIS) informava vento de 150 graus, com 20kt e rajadas de até 29kt, o que foi considerado pela tripulação quando da seleção de sua V_{APP} .

A aeronave foi configurada para pouso conforme previsto no AOM. Na aproximação final manteve 165kts (3kt abaixo da calculada e não significativa para o pouso) e a tripulação realizou todos os *callouts* previstos. Ao cruzar 50ft o PF iniciou a redução dos manetes de potência e iniciou o *flare*, com *pitch* de 5,5 graus. O toque se deu com o *sink rate* de 10ft/segundos (fps), com um grau de inclinação de asa para a esquerda (*1 deg LWD roll attitude*) e com uma razão de inclinação para a esquerda de 1 grau por segundo (*1 deg/sec LWD roll rate*).

Considerando que o toque se deu com "*sink rate of 10 fps*", dentro dos limites do *Flight Crew Operating Manual (FCOM)* da Boeing para o MD-11 ("*the sink rate in the flare should be 2 to 4 feet per second (fps) and that MD-11s are certified to be able to land at maximum landing weight at a sink rate of 10 fps (600 feet per minute), with an ultimate sink rate of 12.3 fps*"); que a Boeing define *hard landing* como aquele que *exceed 12,3 fps or that involve rapid derotation after the initial touchdown*; que para o pouso o peso da aeronave era de 434.000lb (197.036kg), ou seja, abaixo do máximo peso de pouso para o MD-11 que é de 222.941kg e que não houve quaisquer problemas durante o pouso daquela aeronave, mesmo considerando que a velocidade na final ter ficado ligeiramente abaixo da prevista no manual da aeronave para pouso com vento cruzado/rajadas, conclui-se que a aeronave foi operada corretamente.

Em 20 de outubro de 2009, em Montevideu (Uruguai), a mesma aeronave (N988AR), operada pela Centurion Cargo teve um *Hard Landing* com danos substanciais no trem de pouso principal direito. A tripulação ainda livrou a pista de táxi e cortou os motores ao livrar a pista principal.

O trem de pouso principal direito e a asa direita sofreram danos substanciais. Laudo realizado no cilindro daquele trem de pouso, subsequente a este evento, aconteceu no laboratório da Boeing, em Huntington Beach, Califórnia e sugeriu que a falha naquele componente se deu por sobrecarga. Deduz-se que tal sobrecarga foi decorrente do *Hard Landing*.

Após o acidente em Montevideu, constatou-se que o serviço de troca do trem de pouso principal direito foi realizado, naquela mesma localidade, pela VARIG *Engineering & Maintenance (VEM)*. Todavia, não foram identificados os responsáveis pelas pesquisas dos danos na aeronave, pela especificação dos serviços necessários para a restituição da sua aeronavegabilidade e nem aqueles que conduziram todos os serviços que viabilizaram o restabelecimento das condições de voo da aeronave.

Não foram pesquisados nos registros da aeronave a ocorrência de outros eventos nos quais a estrutura do trem de pouso esquerdo pudesse ter sido comprometida e cujos

danos decorrentes pudessem não ter sido corrigidos por ocasião dos respectivos reparos e nem identificados nas inspeções periódicas realizadas posteriormente.

A estrutura do trem de pouso esquerdo, o cilindro e conjunto de peças do trem de pouso esquerdo, após o acidente em Viracopos, foram conduzidos ao Laboratório de Materiais no Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) para análise de falhas após o acidente de Campinas.

De acordo com laudo técnico daquele Departamento, o trem de pouso falhou a partir de sobrecarga na estrutura do cilindro. A fratura começou na parte traseira do cilindro em um furo de conexão (orifício do parafuso) que serviu de ponto de concentração de tensão e a fratura terminou na parte da frente do cilindro com a separação do mesmo em duas partes.

As mesmas partes foram enviadas ao laboratório da BOEING (*Boeing-Long Beach Materials, Processing and Physics* [MP&P]), em Huntington Beach, Califórnia, Estados Unidos da América, para análise metalúrgica. Tais exames foram acompanhados por investigadores do CENIPA e do DCTA. Em um dos pontos de origem da falha identificou-se características semelhantes a um ponto de fadiga que teria acontecido anteriormente, provavelmente, devido a uma sobrecarga. As evidências levantadas, de acordo com o laudo da Boeing, não permitem afirmar que esta possibilidade teria levado ao colapso do trem de pouso esquerdo, porém, tal possibilidade deve ser considerada.

Tais exames chegaram às seguintes conclusões:

- a falha do cilindro deveu-se a sobrecarga na estrutura do cilindro; e
- havia indícios de uma pré-trinca resultante de uma condição anterior de sobrecarga e que poderia ter funcionado como ponto de concentração de tensão.

Tais ensaios mostraram ainda que não havia problemas de ordem dimensional, similarmente aos resultados dos exames no DCTA e que a dureza do material estava nos limites previstos. Mostrou ainda, a partir da microscopia eletrônica realizada, que não havia indícios de corrosão ou de fadiga. O rompimento deveu-se apenas por sobrecarga.

Este laudo da Boeing foi avaliado posteriormente pelos engenheiros do DCTA que consideraram tal possibilidade plausível. De acordo com aqueles profissionais, a hipótese de uma pré-trinca ter servido de concentrador de tensão é viável. Neste caso deve-se considerar que o acidente envolvendo esta aeronave no Uruguai poderia ter causado esta pré-trinca, não identificada à época, e que poderia ter contribuído para o evento do N988AR em Campinas.

Considerando que a tripulação seguiu o previsto nos manuais da aeronave e que os dados dos gravadores de voo corroboram que não houve um *Hard Landing*, ou mesmo um pouso fora dos padrões normais, a hipótese de uma pré-trinca resultante de uma condição anterior de sobrecarga que poderia ter funcionado como ponto de concentração de tensão foi considerada como a principal hipótese deste acidente.

Ou seja, a ideia do concentrador de tensão gerado pela pré-trinca é potencialmente representativa, pois a partir de um concentrador de tensão a carga necessária para romper o trem de pouso cairia drasticamente. Em outras palavras, mesmo um pouso dentro dos limites, ou fora dos parâmetros colocados para um *Hard-Landing*, poderia levar à falha de um componente do trem de pouso e o seu posterior colapso.

3. CONCLUSÃO.

3.1. Fatos.

- a) no dia 13 de outubro de 2012, o MD-11F, de matrícula N988AR, operado pela Centurion, decolou de Miami (KMIA) para o Aeroporto de Viracopos (SBKP) com dois pilotos e um mecânico a bordo, para um voo não-regular de transporte da carga;
- b) o copiloto era o *Pilot Flying* (PF) e o comandante o *Pilot Monitoring* (PM);
- c) a tripulação estava com as licenças, certificados e habilitações válidas;
- d) os pilotos eram qualificados para o tipo de voo e possuíam experiência na rota e na aeronave;
- e) a aeronave estava aeronavegável;
- f) a tripulação realizou o procedimento IFR ILS Z (Zulu) para a pista 15. As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, com vento de 140 graus com 19 kt e quando da autorização para pouso era de 20kts e rajadas de até 29kts;
- g) a aeronave estava adequadamente configurada e manteve a velocidade prevista para o seu peso, considerando o vento informado;
- h) durante o pouso, no primeiro contato com a pista, houve o colapso total do trem de pouso principal esquerdo e a aeronave arrastou-se sobre a pista por cerca de 800 metros até a sua parada total, tendo danos graves no conjunto do trem de pouso principal esquerdo, na asa e motor esquerdos;
- i) após a análise, o DCTA concluiu que o “trem de pouso falhou a partir de sobrecarga na estrutura do cilindro”. A fratura começou na parte traseira do cilindro em um furo de conexão que serviu de ponto de concentração de tensão e a fratura terminou na parte da frente do cilindro com a separação do mesmo em duas partes;
- j) em 20 de outubro de 2009, houve um *Hard Landing* e a quebra do trem de pouso principal direito envolvendo a aeronave N988AR, em Montevidéu (Uruguai);
- k) o trem de pouso principal direito foi trocado pela VARIG *Engineering & Maintenance* (VEM) e não foram identificados os responsáveis pela pesquisa de danos na aeronave, pela especificação dos serviços necessários para a restituição da aeronavegabilidade, nem pela condução dos serviços que viabilizaram o restabelecimento das condições de voo da aeronave;
- l) as mesmas partes passaram por análise metalúrgica no laboratório da Boeing (*Boeing-Long Beach Materials, Processing and Physics* [MP&P]), em Huntington Beach, Califórnia, Estados Unidos; e
- m) o laudo emitido pela Boeing destaca que em um dos pontos de origem da falha identificou-se características semelhantes à um ponto de pré-trinca, que teria acontecido anteriormente, provavelmente devido a uma sobrecarga.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave – indeterminado.**

Nas tarefas que levaram ao restabelecimento das condições de voo da aeronave após o acidente no Uruguai em 2009 (*Hard-Landing*) e também nas inspeções periódicas posteriores, a existência de indícios de uma pré-trinca resultante de uma condição anterior de sobrecarga pode não ter sido identificada, o que poderia ter resultado em um ponto de concentração de tensão.

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

Medida de caráter preventivo ou corretivo emitida pelo CENIPA ou por um Elo-SIPAER para o seu respectivo âmbito de atuação, visando eliminar um perigo ou mitigar o risco decorrente de condição latente, ou de falha ativa, resultado da investigação de uma ocorrência aeronáutica, ou de uma ação de prevenção e que, em nenhum caso, dará lugar a uma presunção de culpa ou responsabilidade civil, penal ou administrativa.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo. Estas devem ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 “Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro”.

Não há.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.

Não houve.

Em, 15 de abril de 2016.

