



National  
Defence

Défense  
nationale

C-12-114-000/MF-001

DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS

CT114 TUTOR

## INTRODUCTION AND GENERAL INFORMATION

(BILINGUAL)

DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE

CT114 TUTOR

## INTRODUCTION ET RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX

(BILINGUE)

Issued on Authority of the Chief of the Defence Staff  
Publiée avec l'autorisation du Chef d'état-major de la Défense

OPI: DAEPM (FT) 5-2  
BPR : DPEAG (AE et C) 5-2

2002-09-01  
Ch/Mod 1 2005-04-18

Canada

LIST OF EFFECTIVE PAGES

Insert latest changed pages; dispose of superseded pages in accordance with applicable orders.

NOTE

The portion of the text affected is indicated by a black vertical line in the margin of the page. Changes to illustrations are indicated by miniature pointing hands or black vertical lines.

Dates of issue for original and changed pages are:

Original	.....	0	.....	2002-09-01	Mod/Ch	.....	1	.....	2005-04-18
----------	-------	---	-------	------------	--------	-------	---	-------	------------

Zero in Change No. Column indicates an original page. The use of the letter E or F indicates the change is in English or French only. Total number of pages in this publication is 114 consisting of the following:

Page No./Numéro de page	Change No./Numéro de modificatif
Title/Titre .....	1
A .....	1
i to/à xi/xii .....	0
1-1 to/à 1-37 .....	0
1-38 to/à 1-40 .....	1
1-41 to/à 1-44 .....	0

ÉTAT DES PAGES EN VIGUEUR

Insérer les pages le plus récemment modifiées et disposer de celles qu'elles remplacent conformément aux instructions applicables.

NOTA

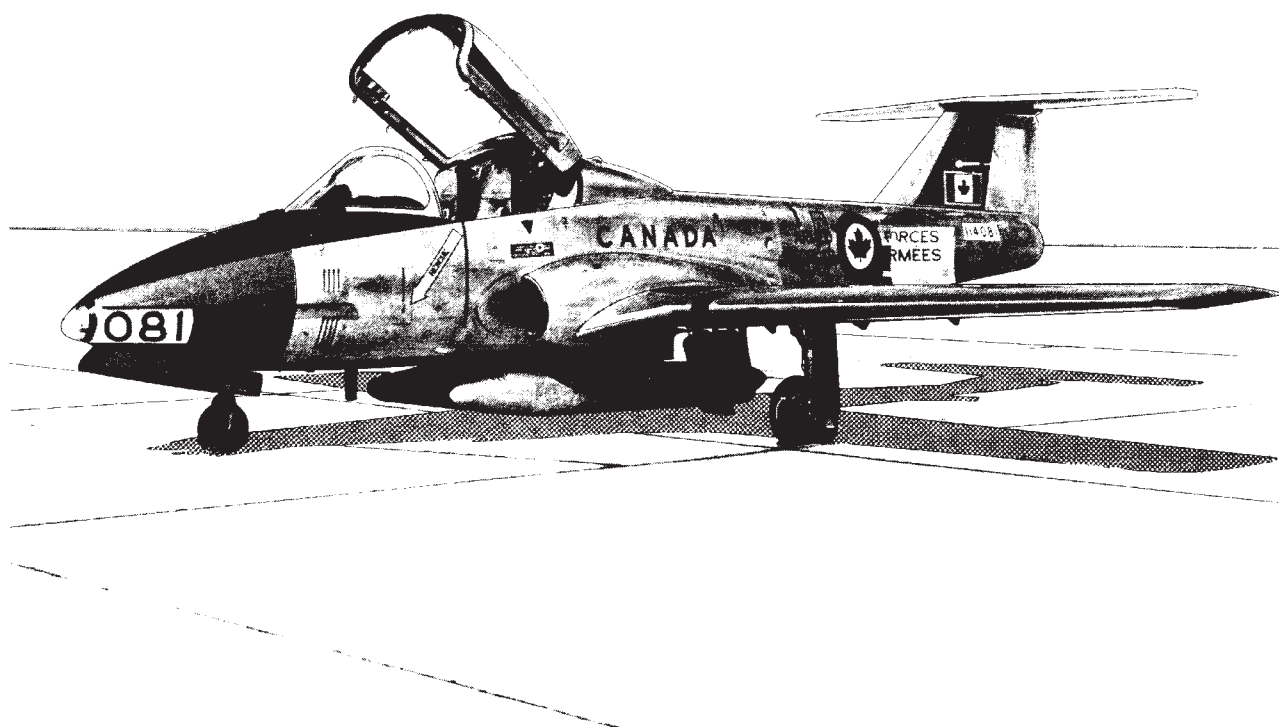
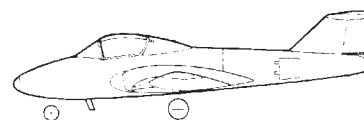
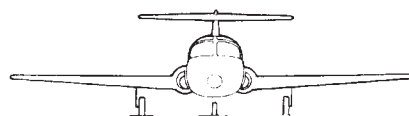
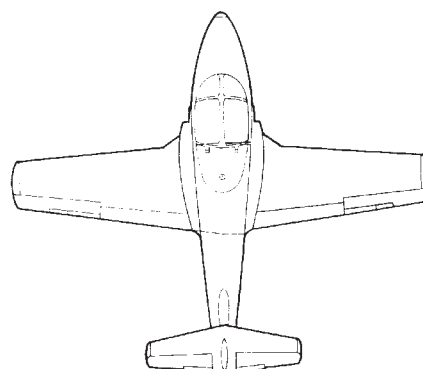
La partie du texte touchée par le plus récent modificatif est indiquée par une ligne verticale dans la marge. Les modifications aux illustrations sont indiquées par des mains miniatures à l'index pointé ou des lignes verticales noires.

Les dates de publication pour les pages originales et les pages modifiées sont :

Zéro dans la colonne des modificatifs indique une page originale. La lettre E ou F indique que la modification est exclusivement en anglais ou en français. La présente publication comprend 114 pages réparties de la façon suivante :

Page No./Numéro de page	Change No./Numéro de modificatif
1-45 .....	1
1-46 to/à 1-51/1-52 .....	0
2-1 to/à 2-20 .....	0
3-1 to/à 3-2 .....	0
3-3 to/à 3-4A/3-4B .....	1
3-5 to/à 3-26 .....	0

# CT114 TUTOR



Frontispiece  
Frontispice

**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

MOD No./N°		MOD No./N°		MOD No./N°	
CS-031	Inc	6A/35	C	6A/70	C
6A/1	C	6A/36	NA	6A/71	NA
6A/2	NA	6A/37	Inc	6A/72	Inc
6A/3	NA	6A/38	Inc	6A/73	NA
6A/4	NA	6A/39	NA	6A/74	NA
6A/5	NA	6A/40	C	6A/75	Inc
6A/6	Inc	6A/41	Inc	6A/76	Inc
6A/7	Inc	6A/42	NA	6A/77	C
6A/8	Inc	6A/43	Inc	6A/78	Inc
6A/9	Inc	6A/44	Inc	6A/79	NA
6A/10	NA	6A/45	C	6A/80	C
6A/11	Inc	6A/46	Inc	6A/81	Inc
6A/12	NA	6A/47	Inc	6A/82	Inc
6A/13	C	6A/48	Inc	6A/83	Inc
6A/14	NA	6A/49	NA	6A/84	NA
6A/15	Inc	6A/50	Inc	6A/85	NA
6A/16	Inc	6A/51	NA	6A/86	Inc
6A/17	Inc	6A/52	Inc	6A/87	Inc
6A/18	Inc	6A/53	C	6A/88	NA
6A/19	Inc	6A/54	Inc	6A/89	NA
6A/20	NA	6A/55	Inc	6A/90	NA
6A/21	NA	6A/56	C	6A/91	C
6A/22	C	6A/57	Inc	6A/92	Inc
6A/23	Inc	6A/58	Inc	6A/93	NA
6A/24	C	6A/59	Inc	6A/94	Inc
6A/25	Inc	6A/60	Inc	6A/95	NA
6A/26	Inc	6A/61	C	6A/96	Inc
6A/27	Inc	6A/62	NA	6A/97	NA
6A/28	Inc	6A/63	Inc	6A/98	Inc
6A/29	Inc	6A/64	NA	6A/99	C
6A/30	Inc	6A/65	Inc	6A/100	NA
6A/31	Inc	6A/66	Inc	6A/101	Inc
6A/32	Inc	6A/67	C	6A/102	NA
6A/33	Inc	6A/68	Inc	6A/103	NA
6A/34	NA	6A/69	NA	6A/104	Inc

**Legend/Légende**

- Inc    Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA    Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C    Modification cancelled.  
Modification annulée.

**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

MOD No./N°		MOD No./N°		MOD No./N°	
6A/105	Inc	6A/140	Inc	6A/175	Inc
6A/106	C	6A/141	NA	6A/176	NA
6A/107	NA	6A/142	Inc	6A/177	C
6A/108	Inc	6A/143	Inc	6A/178	C
6A/109	Inc	6A/144	NA	6A/179	NA
6A/110	Inc	6A/145	Inc	6A/180	NA
6A/111	Inc	6A/146	Inc	6A/181	NA
6A/112	NA	6A/147	NA	6A/182	NA
6A/113	Inc	6A/148	NA	6A/183	NA
6A/114	NA	6A/149	Inc	6A/184	NA
6A/115	NA	6A/150	C	6A/185	NA
6A/116	NA	6A/151	C	6A/186	C
6A/117	C	6A/152	NA	6A/187	NA
6A/118	Inc	6A/153	Inc	6A/188	NA
6A/119	C	6A/154	NA	6A/189	NA
6A/120	C	6A/155	Inc	6A/190	NA
6A/121	Inc	6A/156	Inc	6A/191	Inc
6A/122	C	6A/157	C	6A/192	NA
6A/123	NA	6A/158	Inc	6A/193	NA
6A/124	Inc	6A/159	Inc	6A/194	Inc
6A/125	Inc	6A/160	Inc	6A/195	NA
6A/126	Inc	6A/161	Inc	6A/196	Inc
6A/127	NA	6A/162	Inc	6A/197	NA
6A/128	Inc	6A/163	C	6A/198	C
6A/129	Inc	6A/164	Inc	6A/199	NA
6A/130	Inc	6A/165	C	6A/200	NA
6A/131	NA	6A/166	NA	6A/201	NA
6A/132	Inc	6A/167	NA	6A/202	NA
6A/133	C	6A/168	Inc	6A/203	NA
6A/134	Inc	6A/169	Inc	6A/204	NA
6A/135	NA	6A/170	NA	6A/205	C
6A/136	C	6A/171	NA	6A/206	C
6A/137	C	6A/172	NA	6A/207	NA
6A/138	C	6A/173	Inc	6A/208	NA
6A/139	Inc	6A/174	C	6A/209	C

**Legend/Légende**

- Inc    Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA    Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C    Modification cancelled.  
Modification annulée.

**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>	
6A/210	NA	6A/245	Inc	6A/280	NA
6A/211	NA	6A/246	NA	6A/281	Inc
6A/212	Inc	6A/247	NA	6A/282	NA
6A/213	NA	6A/248	Inc	6A/283	C
6A/214	Inc	6A/249	NA	6A/284	Inc
6A/215	C	6A/250	Inc	6A/285	Inc
6A/216	C	6A/251	Inc	6A/286	C
6A/217	Inc	6A/252	Inc	6A/287	Inc
6A/218	Inc	6A/253	NA	6A/288	Inc
6A/219	NA	6A/254	Inc	6A/289	C
6A/220	C	6A/255	Inc	6A/290	C
6A/221	C	6A/256	NA	6A/291	Inc
6A/222	NA	6A/257	Inc	6A/292	NA
6A/223	Inc	6A/258	NA	6A/293	Inc
6A/224	Inc	6A/259	Inc	6A/294	C
6A/225	Inc	6A/260	Inc	6A/295	Inc
6A/226	NA	6A/261	Inc	6A/296	NA
6A/227	NA	6A/262	NA	6A/297	Inc
6A/228	C	6A/263	NA	6A/298	NA
6A/229	NA	6A/264	Inc	6A/299	NA
6A/230	NA	6A/265	Inc	6A/300	NA
6A/231	C	6A/266	Inc	6A/301	NA
6A/232	Inc	6A/267	NA	6A/302	NA
6A/233	NA	6A/268	NA	6A/303	NA
6A/234	NA	6A/269	C	6A/304	NA
6A/235	NA	6A/270	NA	6A/304	C
6A/236	NA	6A/271	Inc	6A/305	NA
6A/237	NA	6A/272	C	6A/306	NA
6A/238	NA	6A/273	NA	6A/307	NA
6A/239	NA	6A/274	NA	6A/308	Inc
6A/240	NA	6A/275	Inc	6A/309	Inc
6A/241	Inc	6A/276	C	6A/310	Inc
6A/242	NA	6A/277	C	6A/311	Inc
6A/243	Inc	6A/278	NA	6A/312	C
6A/244	Inc	6A/279	NA	6A/313	Inc

**Legend/Légende**

- Inc      Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA      Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C      Modification cancelled.  
Modification annulée.

**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>	
6A/314	Inc	6A/349	NA	CF-384	NA
6A/315	Inc	6A/350	NA	CF-385	NA
6A/316	Inc	6A/351	Inc	CF-386	Inc
6A/317	NA	6A/352	Inc	CF-387	NA
6A/318	NA	6A/353	NA	CF-388	NA
6A/319	Inc	CF-354	Inc	CF-389	NA
6A/320	NA	CF-355	Inc	CF-390	Inc
6A/321	Inc	6A/356	Inc	CF-391	Inc
6A/322	NA	CF-357	Inc	CF-392	Inc
6A/323	C	CF-358	C	CF-393	Inc
6A/324	Inc	6A/359	NA	CF-394	Inc
6A/325	Inc	6A/360	Inc	CF-395	NA
6A/326	Inc	CF-361	NA	CF-396	NA
6A/327	NA	CF-362	C	CF-397	NA
6A/328	NA	CF-363	Inc	CF-398	NA
6A/329	Inc	CF-364	Inc	CF-399	NA
6A/330	NA	CF-365	NA	CF-400	Inc
6A/331	Inc	CF-366	Inc	CF-401	NA
6A/332	NA	CF-367	Inc	CF-402	Inc
6A/333	Inc	CF-368	NA	CF-403	C
6A/334	Inc	CF-369	Inc	CF-404	NA
6A/335	NA	CF-370	Inc	CF-405	Inc
6A/336	Inc	CF-371	NA	CF-406	Inc
6A/337	Inc	CF-372	NA	CF-407	Inc
6A/338	NA	CF-373	Inc	CF-408	Inc
6A/339	NA	CF-374	Inc	CF-409	C
6A/340	NA	CF-375	Inc	CF-410	NA
6A/341	Inc	CF-376	Inc	CF-411	NA
6A/342	NA	CF-377	Inc	CF-412	Inc
6A/343	NA	CF-378	Inc	CF-413	C
6A/344	NA	CF-379	NA	CF-414	NA
6A/345	Inc	CF-380	C	CF-415	NA
6A/346	Inc	CF-381	NA	CF-416	
6A/347	NA	CF-382	Inc	CF-417	NA
6A/348	NA	CF-383	Inc	CF-418	Inc

**Legend/Légende**

- Inc      Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA      Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C      Modification cancelled.  
Modification annulée.

**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>	
CF-419	Inc	CF-454	NA	CF-489	NA
CF-420	NA	CF-455	NA	CF-490	NA
CF-421	Inc	CF-456	Inc	CF-491	NA
CF-422	Inc	CF-457	Inc	CF-492	NA
CF-423	NA	CF-458	Inc	CF-493	NA
CF-424	NA	CF-459	Inc	CF-494	C
CF-425	Inc	CF-460	NA	CF-495	C
CF-426	Inc	CF-461	Inc	CF-496	Inc
CF-427	C	CF-462	Inc	CF-497	NA
CF-428	Inc	CF-463	Inc	CF-498	C
CF-429	NA	CF-464	Inc	CF-499	Inc
CF-430	NA	CF-465	Inc	CF-500	NA
CF-431	NA	CF-466	NA	CF-501	NA
CF-432	NA	CF-467	Inc	CF-502	C
CF-433	Inc	CF-468	Inc	CF-503	
CF-434	Inc	CF-469	Inc	CF-504	C
CF-435	Inc	CF-470	Inc	CF-505	NA
CF-436	Inc	CF-471	NA	CF-506	NA
CF-437	Inc	CF-472	Inc	CF-507	Inc
CF-438	Inc	CF-473	Inc	CF-508	NA
CF-439	NA	CF-474	NA	CF-509	NA
CF-440	Inc	CF-475	NA	CF-510	Inc
CF-441	NA	CF-476	Inc	CF-511	NA
CF-442	NA	CF-477	NA	CF-512	NA
CF-443	Inc	CF-478	NA	CF-513	Inc
CF-444	NA	CF-479	NA	CF-514	Inc
CF-445	Inc	CF-480	Inc	CF-515	Inc
CF-446	Inc	CF-481	NA	CF-516	NA
CF-447	NA	CF-482	Inc	CF-517	C
CF-448	C	CF-483	C	CF-518	NA
CF-449	Inc	CF-484	C	CF-519	NA
CF-450	Inc	CF-485	Inc	CF-520	Inc
CF-451	NA	CF-486	Inc	CF-521	Inc
CF-452	NA	CF-487	Inc	CF-522	Inc
CF-453	C	CF-488	NA	CF-523	NA

**Legend/Légende**

- Inc    Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA    Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C    Modification cancelled.  
Modification annulée.



**MODIFICATION STATUS OF C-12-114-0X0/MF AND /DW-001  
MODIFICATIONS INCORPORÉES À C-12-114-0X0/MF ET /DW-001**

<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>		<b>MOD No./N°</b>	
CF-524	Inc	CD-015	Inc		
CF-525	Inc	CD-016	NA		
CF-526	Inc	CD-017	NA		
CF-527	NA	CD-018			
CF-528	NA	CD-019	Inc		
CF-529	Inc	CD-020	NA		
CF-530	NA	CD-021	NA		
CF-531	Inc	CD-022	C		
CF-532	C	CD-023	NA		
CF-533	NA	CD-024	NA		
CF-534	C	CD-025	Inc		
CF-535	NA	CD-026			
CF-536	NA	CD-027			
CF-537		CD-028			
CF-438	Inc	CD-029	NA		
CF-539	Inc	CD-030	Inc		
CF-540		CD-031	Inc		
CF-541	NA	CD-032	Inc		
CF-542	NA	CD-033	Inc		
CF-543	Inc	CD-034	Inc		
CF-544	Inc	CD-035			
CD-001	Inc	CD-036	Inc		
CD-002	Inc	CD-037			
CD-003	Inc	CD-038			
CD-004	Inc	CD-039			
CD-005	NA	CD-040	C		
CD-006	NA	CD-041	NA		
CD-007	NA	CD-042	NA		
CD-008	NA	CD-043	NA		
CD-009	NA	CD-044	C		
CD-010	NA	CD-045			
CD-011	Inc	CD-046	Inc		
CD-012	NA	CD-047	Inc		
CD-013	NA				
CD-014	Inc				

**Legend/Légende**

- Inc    Modification incorporated in CFTO text.  
Modification incorporée au texte de l'ITFC.
- NA    Modification not applicable to this CFTO series.  
Modification sans objet pour cette série d'ITFC.
- C    Modification cancelled.  
Modification annulée.



**CONTENTS**

	<b>PAGE</b>
<b>PART 1 – GENERAL INFORMATION</b>	<b>1-1</b>
INTRODUCTION .....	1-1
General .....	1-1
Description and Maintenance Instructions .....	1-1
Supplementary Information .....	1-4
GENERAL INFORMATION .....	1-4
Ground Power – Electrical .....	1-4
Specifications .....	1-4
Aircraft Areas and Access Panels .....	1-4
Special Tools and Ground Handling Equipment .....	1-4
Aircraft Stations .....	1-5
Telecommunication Equipment .....	1-6
Electronic Equipment Cooling .....	1-6
Danger Areas .....	1-6
Tank Capacities .....	1-6
Torque Values .....	1-6
Aircraft Bonding .....	1-7
Wire Identification and Repair .....	1-7
Removal and Installation of Equipment – Special Precaution .....	1-7
DESCRIPTION .....	1-7
General .....	1-7
Fuselage .....	1-8
Wings .....	1-8
Empennage .....	1-9
Canopy Jettison and Seat Ejection Systems .....	1-9
Flight Controls .....	1-9
Landing Gear .....	1-10
Landing Gear Safety Precautions .....	1-10
Hydraulic System .....	1-10
Anti-icing and Rain Removal System .....	1-10
Oxygen System .....	1-11
Air-Conditioning and Pressurizing Systems .....	1-11
Fire and Overheat Detection System .....	1-11
Power Plant .....	1-11
Fuel System .....	1-12
Instruments .....	1-12
Electrical Systems .....	1-12
Telecommunications .....	1-13
Smoke System (Snowbird Aircraft Only) .....	1-13
Aircraft Dimensions and Ground Clearances .....	1-14
Weight of Aircraft .....	1-16
Modification Status of Manuals .....	1-17

**TABLE DES MATIÈRES**

	<b>PAGE</b>
<b>PARTIE 1 – RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX</b>	<b>1-1</b>
INTRODUCTION .....	1-1
Généralités .....	1-1
Description et instructions de maintenance .....	1-1
Renseignements supplémentaires .....	1-4
RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX .....	1-4
Alimentation électrique de parc .....	1-4
Spécifications .....	1-4
Zones de l'avion et panneaux d'accès .....	1-4
Outils spéciaux et équipement au sol .....	1-4
Références avion .....	1-5
Équipement de télécommunications .....	1-6
Refroidissement de l'équipement électronique .....	1-6
Zones dangereuses .....	1-6
Capacité des réservoirs .....	1-6
Couples de serrage .....	1-6
Métallisation .....	1-7
Repérage et réparation des fils .....	1-7
Dépose et pose de l'équipement – précautions particulières .....	1-7
DESCRIPTION .....	1-7
Généralités .....	1-7
Fuselage .....	1-8
Voilure .....	1-8
Empennage .....	1-9
Largage de la verrière et sièges éjectables .....	1-9
Commandes de vol .....	1-9
Train d'atterrissage .....	1-10
Précautions relatives au train d'atterrissage .....	1-10
Circuit hydraulique .....	1-10
Circuit antigivrage et chasse-pluie .....	1-10
Circuit d'oxygène .....	1-11
Systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation .....	1-11
Système de détection incendie et surchauffe .....	1-11
Groupe turboréacteur .....	1-11
Circuit carburant .....	1-12
Instruments .....	1-12
Systèmes électriques .....	1-12
Télécommunications .....	1-13
Système de génération de fumée (Avions Snowbird seulement) .....	1-13
Dimensions de l'avion et gardes au sol .....	1-14
Masse de l'avion .....	1-16
Modifications incorporées aux manuels .....	1-17

**CONTENTS (Cont)**

	<b>PAGE</b>
<b>PART 2 – GROUND HANDLING</b>	<b>2-1</b>
TOWING .....	2-1
General .....	2-1
Towing Procedure .....	2-1
Emergency Towing .....	2-2
Steering Disconnection and Connection .....	2-2
Tow Bar and Towing Bridle Connection and Disconnection .....	2-2
PARKING .....	2-3
General .....	2-3
Application of Parking Brakes .....	2-3
Control Surface Lock Engagement .....	2-3
Use of Blanking Plugs .....	2-4
Landing Gear Ground Safety Locking Pins .....	2-4
Canopy Emergency Jettison Safety Pin .....	2-5
Picketing .....	2-5
JACKING .....	2-7
General Instructions .....	2-7
Aircraft Jacking – Wings Installed .....	2-8
Aircraft Jacking – Wings Not Installed .....	2-9
Jacking the Landing Gear .....	2-9
LEVELLING .....	2-10
ALIGNMENT AND SYMMETRY CHECKS .....	2-11
HOISTING .....	2-11
Hoisting Aircraft .....	2-11
Hoisting Wings .....	2-11
Hoisting Rear Fuselage .....	2-11
Hoisting Cockpit Canopy .....	2-11
JACK, PICKET AND HOIST ATTACHMENT POINTS – PLUGS .....	2-11
<b>PART 3 – SERVICING</b>	<b>3-1</b>
WALK AREAS .....	3-1
CLEANING .....	3-1
General .....	3-1
Windshields and Canopy .....	3-1
FUELLING AND DEFUELLING .....	3-2
General .....	3-2
Refuelling Aircraft .....	3-2
Defuelling Aircraft .....	3-3
Defuelling External Tanks .....	3-5
Defuelling Smoke Tanks .....	3-5
ENGINE OIL SYSTEM .....	3-7
Checking and Filling (Post-Flight) .....	3-7
Checking and Filling (Pre-Flight) .....	3-7

**TABLE DES MATIÈRES (suite)**

	<b>PAGE</b>
<b>PARTIE 2 – MANOEUVRES AU SOL</b>	<b>2-1</b>
REMORQUAGE .....	2-1
Généralités .....	2-1
Méthode de remorquage .....	2-1
Remorquage de secours .....	2-2
Désaccouplage et couplage du mécanisme d'orientation .....	2-2
Accrochage et décrochage de la barre et de la bride de remorquage .....	2-2
STATIONNEMENT .....	2-3
Généralités .....	2-3
Serrage des freins de parc .....	2-3
Verrouillage des gouvernes .....	2-3
Utilisation des obturateurs .....	2-4
Goupilles de sécurité au sol du train d'atterrissage .....	2-4
Goupille de sécurité de largage d'urgence de la verrière .....	2-5
Amarrage .....	2-5
LEVAGE .....	2-7
Instructions générales .....	2-7
Levage de l'avion – Ailes installées .....	2-8
Levage de l'avion – Ailes non installées .....	2-9
Levage du train d'atterrissage .....	2-9
MISE À NIVEAU .....	2-10
VÉRIFICATIONS D'ALIGNEMENT ET DE SYMMÉTRIE .....	2-11
HISSAGE .....	2-11
Hissage de l'avion .....	2-11
Hissage des ailes .....	2-11
Hissage du fuselage arrière .....	2-11
Hissage de la verrière .....	2-11
OBTURATEURS DES POINTS DE LEVAGE, D'AMARRAGE ET DE HISSAGE .....	2-11
<b>PARTIE 3 – ENTRETIEN</b>	<b>3-1</b>
ZONES DE PASSAGE .....	3-1
NETTOYAGE .....	3-1
Généralités .....	3-1
Pare-brise et verrière .....	3-1
AVITAILLEMENT ET REPRISE CARBURANT .....	3-2
Généralités .....	3-2
Avitaillement .....	3-2
Reprise carburant .....	3-3
Reprise du carburant des réservoirs externes .....	3-5
Reprise du carburant des réservoirs de carburant à fumée .....	3-5
CIRCUIT D'HUILE RÉACTEUR .....	3-7
Vérification et remplissage (après le vol) .....	3-7
Vérification et remplissage (avant le vol) .....	3-7

**CONTENTS (Cont)**

	<b>PAGE</b>
CHECKING AND FILLING HYDRAULIC RESERVOIR .....	3-8
MAIN LANDING GEAR OLEO LEG SERVICING .....	3-8
FILLING BRAKE RESERVOIR .....	3-9
TIRES .....	3-9
Pressures .....	3-9
Protection of Tires .....	3-9
Wear Limits .....	3-10
BATTERY MAINTENANCE .....	3-10
LUBRICATION .....	3-11
General .....	3-11
Undercarriage Systems Switches .....	3-11
OXYGEN SYSTEM .....	3-12
Safety Precautions .....	3-12
Filling .....	3-13
Purging .....	3-13

**TABLE DES MATIÈRES (suite)**

	<b>PAGE</b>
VÉRIFICATION ET REMPLISSAGE DU RÉSERVOIR HYDRAULIQUE .....	3-8
ENTRETIEN DES JAMBES D'AMORTISSEUR DU TRAIN PRINCIPAL .....	3-8
REMPLISSAGE DU RÉSERVOIR DE LIQUIDE DE FREINAGE .....	3-9
PNEUS .....	3-9
Pression .....	3-9
Protection des pneus .....	3-9
Limites d'usure .....	3-10
MAINTENANCE DES BATTERIES .....	3-10
LUBRIFICATION .....	3-11
Généralités .....	3-11
Contacteurs de train d'atterrissage .....	3-11
CIRCUIT D'OXYGÈNE .....	3-12
Mesures de sécurité .....	3-12
Remplissage .....	3-13
Purge .....	3-13



**LIST OF FIGURES**

<b>FIGURE</b>	<b>TITLE</b>	<b>PAGE</b>
1-1	DC and AC Bus Energizing Procedures .....	1-18
1-2	Aircraft Areas Diagram .....	1-20
1-3	Table of Specifications (6 Sheets).....	1-22
1-4	Access Panels (4 Sheets) .....	1-28
1-5	Special Tools and Ground Handling Equipment (11 Sheets).....	1-35
1-6	Aircraft Stations Diagram.....	1-46
1-7	Aircraft – General Arrangement.....	1-47
1-8	Aircraft Dimensions.....	1-48
1-9	Danger Areas .....	1-49
1-10	Tank Capacities (2 Sheets) .....	1-50
2-1	Aircraft Towing and Minimum Turning Circles (2 Sheets).....	2-12
2-2	Landing Gear Jacking and Ground Locking Pins.....	2-14
2-3	Disconnecting and Connecting Nose Wheel Steering .....	2-15
2-4	Application and Release of Parking Brakes and Control Surface Locks .....	2-16
2-5	Aircraft Picketing .....	2-17
2-6	Aircraft Jacking and Levelling.....	2-18
2-7	Table of Jacking and Hoisting Equipment .....	2-19
2-8	Aircraft and Component Hoisting.....	2-20

**LISTE DES FIGURES**

<b>FIGURE</b>	<b>TITRE</b>	<b>PAGE</b>
1-1	Mise sous tension des bus c.c et c.a.....	1-19
1-2	Schéma des zones de l'avion .....	1-21
1-3	Tableau des spécifications (6 feuilles) .....	1-22
1-4	Panneaux d'accès (4 feuilles) .....	1-28
1-5	Outils spéciaux et équipement au sol (11 feuilles) .....	1-35
1-6	Schéma des références de l'avion .....	1-46
1-7	Schéma d'ensemble de l'avion.....	1-47
1-8	Dimensions de l'avion .....	1-48
1-9	Zones dangereuses .....	1-49
1-10	Capacité des réservoirs (2 feuilles) .....	1-50
2-1	Remorquage de l'avion et cercles de braquage minimaux (2 feuilles).....	2-12
2-2	Points de levage et de verrouillage du train d'atterrissage.....	2-14
2-3	Désaccouplage et couplage du mécanisme d'orientation du train avant.....	2-15
2-4	Serrage et desserrage des freins de parc et verrouillage de gouvernes.....	2-16
2-5	Amarrage de l'avion .....	2-17
2-6	Levage et mise à niveau de l'avion .....	2-18
2-7	Tableau du matériel de levage et de hissage.....	2-19
2-8	Hissage de l'avion et de ses éléments .....	2-20

**LIST OF FIGURES (Cont)**

<b>FIGURE</b>	<b>TITLE</b>	<b>PAGE</b>
3-1	Permissible Walk Areas .....	3-15
3-2	Aircraft Fuelling and Aircraft Ground Points.....	3-16
3-3	Aircraft Filling and Draining Points .....	3-17
3-4	Main Landing Gear Servicing (2 Sheets).....	3-18
3-5	Nose Landing Gear Servicing .....	3-22
3-6	Lubrication Diagram (3 Sheets) .....	3-24

**LISTE DES FIGURES (suite)**

<b>FIGURE</b>	<b>TITRE</b>	<b>PAGE</b>
3-1	Zones de passage permises .....	3-15
3-2	Prises d'avitaillement et de mise à la terre de l'avion.....	3-16
3-3	Points de remplissage et de vidange de l'avion .....	3-17
3-4	Entretien du train d'atterrissage principal (2 feuilles) .....	3-19
3-5	Entretien du train d'atterrissage avant .....	3-23
3-6	Schéma des points de lubrification (3 feuilles).....	3-24



**PART 1****GENERAL INFORMATION****INTRODUCTION****GENERAL**

1. This CFTO is one of a series providing information for CT114 Tutor and Snowbird aircraft. The series consists of the following:

[C-12-114-000/MB-001](#), Aircraft Operating Instructions.

[C-12-114-000/MF-001](#), Description and Maintenance Instructions (see Paragraph 2).

[C-12-114-000/MN-000](#), Unit Field Repair Instructions.

[C-12-114-000/MY-001](#), Parts List.

[C-12-114-000/NE-000](#), Equipment Codes and Inspection Requirements.

[C-12-114-000/NF-000](#), Consolidated Inspection Card Schedule.

[C-12-114-000/MW-000](#), Weight and Balance Data.

[C-12-114-000/VP-000](#), Storage and Preservation Instructions.

**NOTE**

This publication contains the introduction and general information for CT114 Tutor aircraft rewired in accordance with [C-12-114-000/CD-036](#). For information regarding a pre-rewired aircraft, refer to [C-12-114-000/MF-000](#).

**DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS**

2. A list of CFTO and part titles for the complete Description and Maintenance Instructions follows:

[C-12-114-000/MF-001](#) – INTRODUCTION AND GENERAL INFORMATION

PART	TITLE
1	General Information
2	Ground Handling

**PARTIE 1****RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX****INTRODUCTION****GÉNÉRALITÉS**

1. La présente ITFC fait partie d'une série de documents qui fournissent des renseignements sur les avions CT114 Tutor et Snowbird. Cette série comprend :

[C-12-114-000/MB-001](#), Aircraft Operating Instructions.

[C-12-114-000/MF-001](#), Description et instructions de maintenance (voir paragraphe 2).

[C-12-114-000/MN-000](#), Unit Field Repair Instructions.

[C-12-114-000/MY-001](#), Parts List.

[C-12-114-000/NE-000](#), Equipment Codes and Inspection Requirements.

[C-12-114-000/NF-000](#), Consolidated Inspection Card Schedule.

[C-12-114-000/MW-000](#), Weight and Balance Data.

[C-12-114-000/VP-000](#), Storage and Preservation Instructions.

**NOTA**

La présente publication contient l'introduction et les renseignements généraux relatifs à l'avion CT114 Tutor recâblé conformément à [C-12-114-000/CD-036](#). Pour tout renseignement sur un avion de version antérieure au recâblage, voir [C-12-114-000/MF-000](#).

**DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE**

2. On trouvera ci-dessous la liste des ITFC et des titres des parties concernant la description et les instructions de maintenance :

[C-12-114-000/MF-001](#) – INTRODUCTION ET RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux
2	Manoeuvres au sol

## 3 Servicing

[C-12-114-0A0/MF-001](#) – AIRFRAME GROUP

PART	TITLE
1	General Information
2	Fuselage
3	Wing
4	Empennage
5	Flight Controls
6	Landing Gear
7	Furnishings and Loose Equipment

[C-12-114-0B0/MF-001](#) – HYDRAULIC SYSTEMS

PART	TITLE
1	General Information
2	Description
3	Maintenance Procedures
4	Hydraulic System Contamination

[C-12-114-0C0/MF-001](#) – UTILITY SYSTEMS

PART	TITLE
1	General Information
2	Air Conditioning and Pressurizing Systems
3	Anti-icing and De-icing Systems
4	Oxygen System
5	Fire and Overheat Detection Systems
6	Master Warning Control System
7	Smoke System

[C-12-114-0D0/MF-001](#) – POWER PLANT AND RELATED SYSTEMS

PART	TITLE
1	General Information

## 3 Entretien

[C-12-114-0A0/MF-001](#) – CELLULE

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux
2	Fuselage
3	Voilure
4	Empennage
5	Commandes de vol
6	Train d'atterrissage
7	Équipements divers

[C-12-114-0B0/MF-001](#) – CIRCUIT HYDRAULIQUE

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux
2	Description
3	Méthodes de maintenance
4	Contamination du circuit hydraulique

[C-12-114-0C0/MF-001](#) – SERVITUDES

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux
2	Systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation
3	Systèmes d'antigivrage et de dégivrage
4	Circuit d'oxygène
5	Systèmes de détection incendie et surchauffage
6	Système principal d'alarme
7	Système de génération de fumée

[C-12-114-0D0/MF-001](#) – GROUPE TURBORÉACTEUR ET CIRCUITS CONNEXES

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux

2	Power Plant
3	Engine Control System
4	Engine Fuel System
5	Aircraft Fuel System
6	Aircraft Auxiliary Fuel System
7	Oil System
8	Starting and Ignition Systems

#### [C-12-114-0E0/MF-001](#) – INSTRUMENTS

PART	TITLE
1	General Information
2	Instruments
3	Pitot-static System
4	Navigational Instruments

#### [C-12-114-0F0/MF-001](#) – ELECTRICAL SYSTEMS

PART	TITLE
1	General Information
2	DC System
3	AC System
4	Load Analysis Charts
5	Lighting Systems

#### [C-12-114-0G0/MF-001](#) – TELECOMMUNICATIONS

PART	TITLE
1	General Information
2	Communication Systems

#### [C-12-114-000/DW-001](#) – WIRING DATA

PART	TITLE
1	Introduction and General Information
2	Electrical Wiring Data
3	Electronic Wiring Data

2	Réacteur
3	Commandes réacteur
4	Circuit carburant réacteur
5	Circuit carburant avion
6	Circuit carburant auxiliaire avion
7	Circuit d'huile
8	Circuits de démarrage et d'allumage

#### [C-12-114-0E0/MF-001](#) – INSTRUMENTS

PARTIE	TITRE
1	Renseignements généraux
2	Instruments
3	Circuit anémométrique
4	Instruments de navigation

#### [C-12-114-0F0/MF-001](#) – ELECTRICAL SYSTEMS

PARTIE	TITRE
1	General Information
2	DC System
3	AC System
4	Load Analysis Charts
5	Lighting Systems

#### [C-12-114-0G0/MF-001](#) – TELECOMMUNICATIONS

PARTIE	TITRE
1	General Information
2	Communication Systems

#### [C-12-114-000/DW-001](#) – WIRING DATA

PARTIE	TITRE
1	Introduction and General Information
2	Electrical Wiring Data
3	Electronic Wiring Data

## SUPPLEMENTARY INFORMATION

3. Detailed information on general or proprietary items is contained in C-12-114-000/MA-000 and C-01-100-300/AX-000.

### GENERAL INFORMATION

#### GROUND POWER – ELECTRICAL

4. External electrical ground power may be applied to the aircraft to energize the various buses while the aircraft is on the ground (see [Figure 1-1](#)). When ground power is plugged into the aircraft, observe the following caution:



Before ground power is switched on, the controls and switches in the aircraft must be checked to ensure that it is safe to apply power. In particular, the following components must be checked to ensure that they are in the position selected:

- a. Wing flaps.
- b. Landing gear and doors.
- c. Speed brakes.

#### SPECIFICATIONS

5. The Table of Specifications (see [Figure 1-3](#)) gives the description and reference, specification or manufacturer of the items listed. All specifications should be to the latest issue.

#### AIRCRAFT AREAS AND ACCESS PANELS

6. For maintenance purposes, the aircraft has been separated into a number of distinct areas, each having definite boundaries (see [Figure 1-2](#)). The access panels are numbered to identify the area in which the panel is located and the actual panel (see [Figure 1-4](#)). If the panel is on an undersurface or on the port side of the fuselage, the second number will be an even number. For the starboard side of the fuselage, and the upper surfaces, the second number will be an odd number.

#### SPECIAL TOOLS AND GROUND HANDLING EQUIPMENT

7. For a list of special tools and ground handling equipment, see [Figure 1-5](#).

## RENSEIGNEMENTS SUPPLÉMENTAIRES

3. On trouvera des renseignements détaillés sur des questions générales ou particulières dans les ITFC C-12-114-000/MA-000 et C-01-100-300/AX-000.

### RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX

#### ALIMENTATION ÉLECTRIQUE DE PARC

4. Lorsque l'avion est au sol, on peut le relier à une source d'alimentation de parc afin de permettre la mise sous tension des bus (voir [figure 1-1](#)). Dans ce cas, observer la mise en garde suivante :



Avant de mettre en marche le groupe de parc, vérifier les commandes et les interrupteurs de l'avion pour s'assurer qu'on peut appliquer l'alimentation en toute sécurité. Vérifier tout particulièrement que les composants suivants sont dans la position choisie :

- a. Volets.
- b. Train d'atterrissage et trappes.
- c. Aérofreins.

#### SPÉCIFICATIONS

5. Le tableau des spécifications (voir [figure 1-3](#)) donne la description et la référence, la spécification ou le fabricant des composants énumérés. Il doit toujours s'agir de la version la plus récente.

#### ZONES DE L'AVION ET PANNEAUX D'ACCÈS

6. Aux fins de la maintenance, l'avion a été divisé en plusieurs zones distinctes qui ont chacune des limites bien définies (voir la [figure 1-2](#)). Les panneaux d'accès sont numérotés de façon à indiquer la zone dans laquelle le panneau se trouve et le panneau lui-même (voir [figure 1-4](#)). Si le panneau se trouve sur la surface inférieure ou du côté gauche du fuselage, le deuxième chiffre est pair. Pour le côté droit du fuselage et les surfaces supérieures, le deuxième chiffre est impair.

#### OUTILS SPÉCIAUX ET ÉQUIPEMENT AU SOL

7. Voir liste des outils spéciaux et de l'équipement au sol [figure 1-5](#).

## AIRCRAFT STATIONS

8. The Aircraft Stations Diagram (see [Figure 1-6](#)) shows the main components of the aircraft, some structural members, and lines indicating distances in inches from datum or reference lines marked 0. Each main component is shown in relation to one or more of these datum lines.

9. One of these datum lines is of the vertical fore-and-aft centreline of the fuselage; another is the horizontal fore-and-aft reference line and is parallel to, and approximately 19 inches above the cockpit floor. The third line is at a theoretical position forward of the nose structure of the aircraft.

10. Fuselage stations (FS's) are shown at a positive number of inches aft of the datum line, the tip of the fuselage nose being at FS 85 and the rear end of the fuselage at FS 461. Wing and horizontal stabilizer stations are to port and starboard of the datum line or centreline, with the extreme tip of the wing at wing station (WS) 219.08. As the wings are dihedral, the wing stations are slightly more than the horizontal distance from the aircraft centreline. Fin and rudder stations are in inches, above the fuselage reference line and, being above, are positive. For example, the bottom of the rudder is at water line (WL) + 15.0. The cockpit floor is at WL - 19.0.

11. The approximate positions of an item or component can be quickly located by use of the aircraft stations diagram and the reference figure quoted in the text or drawing. For example, an item located at FS 306 would be 2 inches forward of the joint between centre and rear fuselage sections. For the precise location of a point, it will be necessary to know the two vertical stations (if this is in the fuselage area, one will be referred to as the buttock line [BL]) and the WL, which will be plus if above the fuselage reference line and minus if below. For a general arrangement of the aircraft, see [Figure 1-7](#), and for the aircraft dimensions, see [Figure 1-8](#).

## RÉFÉRENCES AVION

8. Le schéma des références avion (voir [figure 1-6](#)) montre les éléments principaux de l'avion, certains éléments structuraux et des lignes indiquant les distances en pouces à partir des lignes ou plans de référence marqués zéro. Chaque élément principal est montré par rapport à une ou plusieurs de ces lignes de référence.

9. L'une de ces lignes de référence représente le plan vertical passant par l'axe longitudinal du fuselage. La deuxième est une ligne horizontale, parallèle au plancher du poste de pilotage, à environ 19 po au-dessus de celui-ci. La troisième ligne est une position théorique en avant du nez de l'appareil.

10. Les stations fuselage (FS) sont repérées par un nombre positif indiquant leur distance en pouces en arrière du plan de référence, l'extrémité du nez se trouvant à FS 85 et l'extrémité arrière du fuselage à FS 461. Les stations aile et stabilisateur sont situées de chaque côté du plan de référence vertical de l'avion, l'extrémité des ailes se trouvant à la station aile (WS) 219.08. Étant donné que les ailes ont un dièdre, les stations aile sont légèrement supérieures à la distance horizontale les séparant de l'axe longitudinal de l'appareil. Les stations dérive et gouverne de direction sont indiquées en pouces à partir du plan de référence du fuselage et, étant au-dessus de celui-ci, sont positives. Ainsi, le bas de la gouverne de direction se trouve à la référence horizontale (WL) + 15.0. Le plancher du poste de pilotage est situé à WL - 19.0.

11. La position approximative d'un composant ou d'un élément peut être rapidement repérée au moyen du schéma des références avion et du chiffre de référence indiqué dans le texte ou sur le dessin. Par exemple, un composant situé à FS 306 se trouvera à deux pouces en avant du raccord des parties centrale et arrière du fuselage. Pour repérer un point avec précision, il faut connaître les deux lignes de référence passant par des plans verticaux (si le point est dans la zone du fuselage, l'une sera appelée référence verticale [BL]) ainsi que la WL, qui sera positive si elle se trouve au-dessus de l'axe de référence du fuselage et négative si elle se trouve au-dessous. Voir le schéma d'ensemble de l'avion à la [figure 1-7](#), et les dimensions à la [figure 1-8](#).

## TELECOMMUNICATION EQUIPMENT

12. The telecommunication equipment installed in the aircraft consists of intercom, UHF system, VHF radio, Tacan, VOR/ILS/MARKER system DF-206A ADF system (only on selected Snowbird aircraft), IFF and underwater acoustic beacon. The major components are located in the nose equipment compartment and the controls for the systems are located in the cockpit.

## ELECTRONIC EQUIPMENT COOLING

13. Cooling for the electronic equipment in the nose area is provided by outlet air from the cabin pressure regulator and relief valve. This air is circulated throughout the area and exhausted overboard through louvers in the aircraft skin. For further details on the cooling system for the nose compartment, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).



The nose panels must be open if cooling air is not available when operating electronic equipment on the ground. If the electronic equipment is operated with the doors closed, the canopy must be closed and the engine must be running. Engine speed should not be less than 60 per cent of maximum rpm.

## DANGER AREAS

14. For danger areas, see [Figure 1-9](#).

## TANK CAPACITIES

15. For tank capacities, airspace, etc., see [Figure 1-10](#).

## TORQUE VALUES

16. The two classes of torque values are as follows:

- a. Class 1 is the standard torque. For a list of standard torque values, see C-12-010-040/TR-023.
- b. Class 2 torque is obtained with a dial-type torque wrench. For each individual nut and fastener, the running torque before

## ÉQUIPEMENT DE TÉLÉCOMMUNICATIONS

12. L'équipement de télécommunications installé dans l'avion comprend un interphone, un système UHF, un radio VHF, un TACAN, un système VOR/ILS/MARKER, un système ADF DF-206A (seulement sur les avions Snowbird sélectionnés), un système IFF et une radiobalise de détresse sous-marine. Les éléments principaux se trouvent dans le compartiment équipement avant et les commandes dans le poste de pilotage.

## REFROIDISSEMENT DE L'ÉQUIPEMENT ÉLECTRONIQUE

13. Le refroidissement de l'équipement électronique dans la partie avant de l'appareil est assuré par l'air de sortie du régulateur de pression cabine. Cet air circule dans toute la zone et est évacué à l'extérieur par des persiennes dans le revêtement de l'avion. Pour tout renseignement sur le refroidissement du compartiment avant, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).



Les panneaux d'accès de nez doivent être ouverts s'il n'y a pas d'air de refroidissement disponible quand on fait fonctionner l'équipement électronique au sol. Si l'équipement électronique fonctionne alors que les panneaux sont fermés, il faut fermer la verrière et le réacteur doit tourner à au moins 60 pour cent du régime maximal.

## ZONES DANGEREUSES

14. Voir zones dangereuses [figure 1-9](#).

## CAPACITÉ DES RÉSERVOIRS

15. Voir capacité des réservoirs, volume d'air, etc, [figure 1-10](#).

## COUPLES DE SERRAGE

16. Les deux classes de valeurs des couples de serrage sont les suivantes :

- a. La classe 1 correspond au serrage standard. Pour la liste des valeurs de couples de serrage standard, voir C-12-010-040/TR-023.
- b. Le serrage de classe 2 se fait avec une clé dynamométrique à cadran. Pour chaque boulon (écrou et tige filetée), il faut tenir

tightening must be observed. Running torque is the average torque developed after the fastener is at least one full thread through the nut, but before the tightening of the joint or assembly. The torque value for tightening each individual nut and fastener must consist of the specified torque value plus the running torque value observed on the torque wrench dial for each individual nut and fastener.

## AIRCRAFT BONDING

17. Aircraft bonding may be direct or by means of a braided jumper. Direct bonding is achieved by ensuring that each part is in metal-to-metal contact. Ensure that the metal is thoroughly clean before bonding. Bonding jumpers are used where metal-to-metal contact is not feasible. All major metal items, such as panels, racks, junction boxes, supports, conduits, etc., must have a positive metallic contact with the basic structure of the aircraft. Bonding is in accordance with C-17-010-002/ME-000 and specification MIL-B-5087.

## WIRE IDENTIFICATION AND REPAIR

18. Wiring in the aircraft is identified in accordance with specification MIL-W-5088. Where a damaged wire needs repair, splicing is to be avoided. Make wiring repairs by replacing the complete length between terminals. For information on electrical wiring procedure, see C-17-010-002/ME-000.

## REMOVAL AND INSTALLATION OF EQUIPMENT – SPECIAL PRECAUTION

19. Before removing seats, canopy or telecom equipment, a tail steady must be installed under the rear fuselage.

### DESCRIPTION

#### GENERAL

20. The Tutor is a low-wing monoplane designed as a two-seat side-by-side jet aircraft (see Figure 1-7). It is made almost entirely of aluminium alloy, but where heat or corrosion resistance or any other particular property is required, special materials are used. A J85-CAN-40 axial-flow turbo-jet engine is installed at the aft end of the centre fuselage to power the aircraft.

compte du couple de frottement avant le serrage. Il s'agit du couple moyen qui s'exerce après que la tige fileté est engagée d'au moins un filet complet dans l'écrou mais avant le serrage du joint ou de l'ensemble. Le couple de serrage pour chaque boulon doit comprendre le couple prescrit plus le couple de frottement noté sur le cadran de la clé dynamométrique pour le boulon donné.

## MÉTALLISATION

17. La métallisation de l'avion peut être directe ou se faire au moyen de câbles tressés. La métallisation directe consiste à s'assurer que chaque partie a un contact métal sur métal. S'assurer que le métal est bien propre avant de faire la métallisation. Les câbles de métallisation doivent être utilisés lorsque le contact métal sur métal n'est pas possible. Tous les composants métalliques importants tels que les panneaux, les châssis, les boîtes de jonction, les supports, les gaines, etc, doivent avoir un bon contact métallique avec la structure proprement dite de l'appareil. La métallisation se fait conformément à C-17-010-002/ME-000 et à la spécification MIL-B-5087.

## REPÉRAGE ET RÉPARATION DES FILS

18. Le câblage de l'avion est codé conformément à la spécification MIL-W-5088. Lorsqu'un fil abîmé doit être réparé, éviter de faire des épissures. Remplacer la section de câble au complet entre les bornes de branchement. Pour tout renseignement sur les méthodes de câblage électrique, voir C-17-010-002/ME-000.

## DÉPOSE ET POSE DE L'ÉQUIPEMENT – PRÉCAUTIONS PARTICULIÈRES

19. Avant de déposer les sièges, la verrière ou l'équipement de télécommunications, il faut placer une béquille de queue sous le fuselage arrière.

### DESCRIPTION

#### GÉNÉRALITÉS

20. Le Tutor est un avion à réaction monoplane à aile basse et à deux places côte à côte (voir figure 1-7). Il est presque entièrement en alliage d'aluminium mais, pour les endroits qui doivent résister à la chaleur ou à la corrosion, ou qui exigent une autre propriété particulière, des matériaux spéciaux sont utilisés. L'avion est équipé d'un turboréacteur à compresseur axial J85-CAN-40 installé à l'extrémité arrière du fuselage central.



## FUSELAGE

21. The fuselage is a semi-monocoque structure built in four sections: nose, cockpit, centre fuselage, and rear fuselage, the first three being permanently joined during final assembly. The rear fuselage section is bolted to the remainder of the fuselage structure and is disconnected and removed for engine removal and installation. Fuselage frames are of formed U or Z section aluminium alloy secured to the four longerons or to the two heavy keel plates. Full or partial bulkheads and the stressed skin form the remainder of the structure. Fuel cell chambers are formed between the rear or canted pressure bulkhead and the forward fire wall. Two external fuel tanks may be carried under the fuselage. For details of the fuel system, see [C-12-114-0D0/MF-001](#). Three fittings on each side of the fuselage at FS 235.7, FS 257 and FS 285 are provided for attachment of the wings.

### NOTE

On the Snowbird aircraft, two smoke tanks are installed on existing pylons.

22. Cockpit glazing consists of a two-piece moulded plastic canopy which can be jettisoned in an emergency, and two windshields. Access to the cockpit is by kick-in steps and retractable footsteps. The canopy can be opened from outside the aircraft by a handcrank or by operating the canopy actuator toggle switch which is reached via a panel on the port side of the fuselage.

23. A permanently-attached vertical stabilizer is secured to special attachment points on the rear fuselage. For further details on the fuselage, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## WINGS

24. The box spar construction wings are of the cantilever type, having three spars (front auxiliary, main, and rear auxiliary) joined by ribs and upper and lower skins which are braced by stringers and the rib caps. Wing tips are of glass fibre. Bearings in the main spar and in a lateral member (the landing gear diaphragm) between the ribs at WS 62.5 and WS 88.5

## FUSELAGE

21. Le fuselage est une structure semi-monocoque composée de quatre parties : le nez, le poste de pilotage, le fuselage central et le fuselage arrière, les trois premières parties étant réunies de façon permanente au cours du montage final. Le fuselage arrière est boulonné au reste de la structure du fuselage et se détache et s'enlève pour la dépose et la pose du réacteur. Les cadres du fuselage sont des profilés en alliage d'aluminium en U ou en Z, fixés aux quatre longerons ou aux deux poutres longitudinales. Les cloisons pleines ou partielles et le revêtement travaillant forment le reste de la structure. Les réservoirs carburant sont formés entre la cloison arrière ou cloison étanche inclinée et la paroi pare-feu avant. Deux réservoirs extérieurs peuvent être transportés sous le fuselage. Pour tout renseignement sur le circuit carburant, voir [C-12-114-0D0/MF-001](#). Il y a trois ferrures de chaque côté du fuselage, à FS 235.7, FS 257 et FS 285, pour la fixation des ailes.

### NOTA

Sur les avions Snowbird, deux réservoirs de carburant à fumée sont installés sur les mâts existants.

22. Les fenêtres du poste de pilotage comprennent une verrière en plastique moulé composée de deux pièces, qui peut être larguée en cas d'urgence, et deux pare-brise. L'accès au poste de pilotage se fait au moyen de marches dissimulées et de marches rabattables. On peut ouvrir la verrière de l'extérieur au moyen d'une manivelle ou de l'interrupteur à bascule qui commande l'actionneur de verrière et qu'on peut atteindre par un panneau situé sur le côté gauche du fuselage.

23. La dérive est fixée de façon permanente à des points de fixation spéciaux à l'arrière du fuselage. Pour tout renseignement sur le fuselage, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## VOILURE

24. La voilure à longerons caisson est du type en porte-à-faux et comporte trois longerons (longeron auxiliaire avant, longeron principal et longeron auxiliaire arrière) qui sont réunis par les nervures et le revêtement d'extrados et d'intrados, eux-mêmes renforcés par les lisses et les semelles de nervures. Les saumons d'ailes sont en fibre de verre. Des paliers



provide the mountings for the main landing gear. When retracted, the main gear is housed within the wing and is covered by the main gear door and shock strut door which form part of the wing undersurface.

25. An auxiliary fuel tank or an armament pod can be carried on an attachment point located outboard of the main landing gear attachment points. For further details on the wings, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## EMPENNAGE

26. The single vertical cantilever stabilizer is similar in construction to the wings but has only two spars. An interconnect bracket attaches the top hinge of the single-unit rudder to the stabilizer rear spar. The bottom hinge is a vertical shaft which is part of the rudder control system. The horizontal stabilizer, which is of box spar construction, is secured to the end of the vertical stabilizer spars. Attachment points are covered by a plastic fairing. For further details on the empennage, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## CANOPY JETTISON AND SEAT EJECTION SYSTEMS

27. The canopy can be jettisoned and the pilot and copilot seats can be ejected by operation of the leg guard and leg guard triggers. For further details on the canopy and seat, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## FLIGHT CONTROLS

28. The flight controls, aileron, elevator and rudder are of the conventional push-pull rod-operated type. Trim tabs, spring tabs and gear tabs are provided on the control surfaces. A hydraulically-operated slotted flap is mounted inboard of the aileron on hinges attached to the wing trailing edge. Speed brakes on each side of the rear fuselage are operated by hydraulic actuators. A mechanical control surface lock on the control column can be engaged when the aircraft is parked. A pre-stall warning system operates a stick shaker which will vibrate the control columns when the aircraft is within 10 per cent of stalling speed. For further details on the flight controls, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

dans le longeron principal et dans une traverse latérale (cloison de logement de train) entre les nervures à WS 62.5 et WS 88.5 assurent la fixation du train principal. Quand le train principal est rentré, il se loge à l'intérieur de l'aile et est caché par la trappe de train principal et par la trappe de la jambe d'amortisseur qui s'intègrent dans l'intrados de l'aile.

25. Un réservoir carburant auxiliaire ou une nacelle d'armement peuvent être accrochés au point de fixation qui se trouve à l'extérieur des points de fixation du train principal. Pour tout renseignement sur les ailes, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## EMPENNAGE

26. La dérive unique, en porte-à-faux, est de construction semblable à celle de la voilure mais ne comporte que deux longerons. Un support permet la fixation de l'articulation supérieure de la gouverne de direction au longeron arrière de la dérive. L'articulation du bas est un axe vertical qui fait partie du dispositif de commande de la gouverne de direction. Le stabilisateur, qui comporte un longeron caisson, est fixé à l'extrémité des longerons de la dérive. Les points de fixation sont recouverts d'un carénage de plastique. Pour tout renseignement sur l'empennage, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## LARGAGE DE LA VERRIÈRE ET SIÈGES ÉJECTABLES

27. La verrière peut être larguée et les sièges du pilote et du copilote peuvent être éjectés par la manoeuvre des serre-jambes et des déclencheurs de serre-jambes. Pour tout renseignement sur la verrière et les sièges, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## COMMANDES DE VOL

28. Les commandes de vol des ailerons, de la gouverne de profondeur et de la gouverne de direction sont du type classique à bielle à double effet. Les gouvernes sont équipées de tabs commandés, de tabs à ressort et de tabs automatiques. Un volet à fente à commande hydraulique est monté du côté intérieur de l'aileron, sur des articulations fixées au bord de fuite de l'aile. Les aérofreins de chaque côté du fuselage arrière sont commandés par des vérins hydrauliques. Un dispositif mécanique de verrouillage de gouverne, situé sur le manche pilote, peut être engagé quand l'avion est stationné. Un avertisseur de décrochage actionne un vibreur de manches qui se met en marche lorsque l'avion s'approche à moins de 10 pour cent de la vitesse de décrochage. Pour tout renseignement sur les commandes de vol, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## LANDING GEAR

29. The tricycle landing gear has a wide track and a long wheel base to give adequate stability. The oleopneumatic shock struts are retracted into the fuselage and wings. Normal retraction and extension of the gear is performed by the main hydraulic system but emergency extension is carried out by a handpump. An independent portion of the hydraulic system is used to power the brakes on the main wheels. The nose wheel is controlled by the rudder pedals, which are connected to the hydraulic steering system. For further details on the landing gear, see [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## LANDING GEAR SAFETY PRECAUTIONS

30. Positive indication that the landing gear control is in the DOWN position and that the landing gear has been locked in this position shall be obtained before:

- a. Moving the aircraft.
- b. Lowering the aircraft after jacking.
- c. Starting the engine.

31. For full information on aircraft landing gear safety precautions, see C-12-010-008/AM-000. Information on the stowages for the ground safety locking pins is contained in [C-12-114-0A0/MF-001](#). Installation of ground safety locking pins is covered in [Part 2](#).

## HYDRAULIC SYSTEM

32. The closed-centre hydraulic system has a nominal operating pressure of 1500 psi, supplied by a pressure-compensated variable-displacement pump. Main system hydraulic power is used to operate the landing gear, flaps, speed brakes and nose wheel steering. Handpump pressure is used only for emergency extension of the landing gear and for ground servicing of all subsystems. For further details on the hydraulic system, see [C-12-114-0B0/MF-001](#).

## ANTI-ICING AND RAIN REMOVAL SYSTEM

33. The anti-icing and rain removal system ensures a clean area in front of the pilot and copilot during moderate rain or light icing conditions.

## TRAIN D'ATERRISSAGE

29. Le train d'atterrissage tricycle, grâce à sa voie large et à son long empattement, assure une bonne stabilité. Les jambes oléopneumatiques s'escamotent dans le fuselage et les ailes. La rentrée et la sortie du train se font normalement au moyen du circuit hydraulique principal, mais en cas d'urgence on peut sortir le train au moyen d'une pompe à main. Une partie indépendante du circuit hydraulique sert à manoeuvrer les freins sur le train principal. Le train avant est commandé par les pédales du palonnier qui sont reliées au circuit d'orientation hydraulique. Pour tout renseignement sur le train d'atterrissage, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#).

## PRÉCAUTIONS RELATIVES AU TRAIN D'ATERRISSAGE

30. Bien s'assurer que la commande de train d'atterrissage est sur DOWN et que le train est verrouillé dans cette position avant d'entreprendre les manoeuvres suivantes :

- a. Déplacement de l'avion.
- b. Descente de l'avion levé sur vérins.
- c. Démarrage du réacteur.

31. Pour l'ensemble des précautions relatives au train d'atterrissage, voir C-12-010-008/AM-000. Les renseignements concernant le rangement des goupilles de sécurité au sol se trouvent dans [C-12-114-0A0/MF-001](#). L'installation des goupilles de sécurité est traitée dans la [Partie 2](#).

## CIRCUIT HYDRAULIQUE

32. Le circuit hydraulique, du type fermé, fonctionne à une pression nominale de 1500 lb/po<sup>2</sup> fournie par une pompe autorégulatrice à débit variable. L'énergie fournie par le circuit hydraulique principal sert à faire fonctionner le train d'atterrissage, les volets, les aérofreins et l'orientation du train avant. La pression fournie par la pompe à main ne sert qu'à sortir le train d'atterrissage en cas d'urgence et aux opérations d'entretien au sol de tous les systèmes. Pour tout renseignement sur le circuit hydraulique, voir [C-12-114-0B0/MF-001](#).

## CIRCUIT ANTIGIVRAGE ET CHASSE-PLUIE

33. Le circuit antigivrage et chasse-pluie assure la propreté de la surface devant le pilote et le copilote en cas de pluie modérée ou de givrage léger. Un jet

Compressor bleed air is ducted to a nozzle in front of each windshield to provide a jet of air. For further information on the anti-icing and rain removal system, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## OXYGEN SYSTEM

34. A high-pressure supply of gaseous breathing oxygen for the pilot and copilot is carried in two containers, one on each side of the fuselage in the engine air intake fairings. The feed to each oxygen mask is through a demand/regulator valve. Both cylinders are filled through a single filler valve located on the port side of the fuselage. For further details on the oxygen system, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## AIR CONDITIONING AND PRESSURIZING SYSTEMS

35. Bleed air from the eighth stage of the engine compressor is ducted to the air-conditioning equipment to provide conditioned air for the cockpit and for the necessary pressurizing of the cockpit area during ground running of the engine and under all flight conditions. Canopy demisting is also achieved using the air bled from the engine compressor. For further details on the air-conditioning and pressurizing systems, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## FIRE AND OVERHEAT DETECTION SYSTEM

36. Fire and overheat conditions are detected by a special electrical system. This system gives an appropriate warning of such conditions through the master warning control system so that action can be taken by the pilot and copilot. Detection is made through continuous-wire heat-sensing elements installed throughout the engine compartment and aft fuselage section. For further details on the fire and overheat detection system, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## POWER PLANT

37. The aircraft power plant is a General Electric J85-CAN-40 axial flow eight-stage compressor, two-stage reaction turbine jet engine. The engine and various engine auxiliaries can be replaced as a special quick change unit. For further details on the engine and systems, see [C-12-114-0D0/MF-001](#).

d'air prélevé sur le compresseur est soufflé par un tuyau devant chaque pare-brise. Pour tout renseignement sur le circuit antigivrage et chasse-pluie, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## CIRCUIT D'OXYGÈNE

34. De l'oxygène gazeux haute pression pour le pilote et le copilote est fourni par deux bouteilles, une de chaque côté du fuselage, dans les carénages d'entrée d'air réacteur. L'alimentation de chaque masque à oxygène se fait par un régulateur à la demande. Les deux bouteilles sont remplies au moyen d'un robinet de remplissage unique situé du côté gauche du fuselage. Pour tout renseignement sur le circuit d'oxygène, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## SYSTÈMES DE CONDITIONNEMENT D'AIR ET DE PRESSURISATION

35. L'air de prélèvement du huitième étage du compresseur réacteur est envoyé dans l'équipement de conditionnement d'air afin d'assurer la climatisation du poste de pilotage ainsi que sa pressurisation pendant les points fixes et toutes les conditions de vol. Le désembuage de la verrière se fait également au moyen de l'air prélevé sur le compresseur du réacteur. Pour tout renseignement sur le conditionnement d'air et la pressurisation, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## SYSTÈME DE DÉTECTION INCENDIE ET SURCHAUFFE

36. Les incendies et la surchauffe sont détectés par un système électrique spécial. Lorsque ces conditions se présentent, le système émet une alarme, via le système principal d'alarme, afin que le pilote ou le copilote puisse prendre les mesures nécessaires. La détection se fait par l'intermédiaire d'éléments thermosensibles à fil continu installés dans différents endroits du compartiment réacteur et du fuselage arrière. Pour tout renseignement sur la détection incendie et surchauffe, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## GROUPE TURBORÉACTEUR

37. L'avion est équipé d'un turboréacteur axial General Electric J85-CAN-40 avec un compresseur à huit étages et une turbine à deux étages. Le réacteur et ses différents équipements auxiliaires peuvent être remplacés rapidement d'un bloc. Pour tout renseignement sur le réacteur et ses circuits, voir [C-12-114-0D0/MF-001](#).

## FUEL SYSTEM

38. The single aircraft tank consists of five fuel cells which are located in compartments in the fuselage between FS 217 (canted pressure bulkhead) and FS 259. These cells are interconnected and feed a collector box located below the cells. An electrically-driven booster pump in the bottom of the collector box supplies fuel under pressure to a shut-off valve and through a filter to the fuel system of the engine.

39. An anti-siphoning valve prevents loss of fuel during acrobatics and abnormal aircraft manoeuvres. The single fuel filler point is located at the top of the starboard side of the tank and is directly connected to the RH centre fuel cell. Defuelling is via the drain valve in the collector box sump or via the quick-disconnect. Water drain valves are installed in the forward, RH, and LH centre fuel cells.

40. The usable fuel load of the aircraft is 1181 litres (260 imp gal, 312 US gal) of aviation turbine fuel (Figure 1-3, Item 62). For details of the filling procedure, see Part 3. For further details on the fuel system, see C-12-114-0D0/MF-001.

41. The main fuel system may be supplemented by the addition of two external tanks slung from the fuselage. The total usable fuel load for this system is 378.5 litres (83.3 imp gal, 100 US gal). For further details on the auxiliary system, see C-12-114-0D0/MF-001.

### NOTE

The Snowbird aircraft uses diesel fuel contained in two smoke tanks installed on existing pylons under the fuselage. The filler caps are located on top of the tanks.

## INSTRUMENTS

42. The instrumentation consists of flight, power plant, navigational, and miscellaneous instruments and related systems necessary for operation of the aircraft. For further details on the instruments and systems, see C-12-114-0E0/MF-001.

## ELECTRICAL SYSTEMS

43. The electrical power system consists of an engine-driven starter-generator which, when operating in the generator mode, supplies primary

## CIRCUIT CARBURANT

38. L'unique réservoir de l'avion est en fait un ensemble de cinq réservoirs souples situés dans des compartiments du fuselage entre FS 217 (cloison étanche inclinée) et FS 259. Ces compartiments sont intercommunicants et alimentent une nourrice qui se trouve au-dessous. Une électropompe au fond de la nourrice fournit le carburant sous pression à un robinet d'arrêt et, via un filtre, au circuit carburant réacteur.

39. Un clapet antisiphon empêche la perte de carburant pendant la voltige et les manoeuvres anormales de l'avion. L'unique prise d'avitaillement carburant se trouve au sommet du côté droit du réservoir et est directement reliée au réservoir central droit. La reprise du carburant se fait par le robinet de vidange dans le carter de la nourrice ou par le raccord rapide. Les drains d'eau sont situés dans le réservoir avant et dans les réservoirs centraux droit et gauche.

40. La quantité de carburant utilisable de l'avion est de 1181 litres (260 gal imp, 312 gal US) de carburant réacteur (voir figure 1-3, article 62). Pour tout renseignement sur la méthode de remplissage, voir la Partie 3. Pour tout renseignement sur le circuit carburant, voir C-12-114-0D0/MF-001.

41. On peut ajouter au circuit carburant principal deux réservoirs externes accrochés au fuselage. La quantité totale de carburant utilisable pour ce circuit est de 378.5 litres (83.3 gal imp, 100 gal US). Pour tout renseignement sur le circuit auxiliaire, voir C-12-114-0D0/MF-001.

### NOTA

Les avions Snowbird utilisent du carburant diesel, contenu dans deux réservoirs de carburant à fumée qui sont installés sur les mâts existants sous le fuselage. Les bouchons de remplissage sont situés sur le dessus des réservoirs.

## INSTRUMENTS

42. L'instrumentation englobe les instruments de vol, les indicateurs réacteurs, les instruments de navigation et divers instruments et systèmes connexes nécessaires pour l'exploitation de l'avion. Pour tout renseignement sur les instruments et systèmes, voir C-12-114-0E0/MF-001.

## SYSTÈMES ÉLECTRIQUES

43. La génération électrique est assurée par une génératrice-démarreur entraînée par le réacteur et qui, en mode génératrice, fournit l'alimentation

power at 28 Vdc. Power for the ac system is primarily supplied by the 115 Vac single-phase No. 1 static inverter (main). If a fault should occur on the ac system, standby ac power is available from the 115 Vac single-phase No. 2 static inverter (standby). Both static inverters also produce a 26 Vac output for instrument and navigational equipment. Two 24-Volt batteries, connected in series for engine starting, but normally connected in parallel, provide an emergency source of dc power. For further details on the electrical system, see [C-12-114-0F0/MF-001](#).

28 V c.c. L'alimentation principale du système c.a. est fournie par le convertisseur statique 115 V c.a. monophasé n° 1 (principal). En cas de défaillance du système c.a., le convertisseur statique 115 V c.a. monophasé n° 2 (de secours) fournit une alimentation c.a. de secours. Les deux convertisseurs statiques fournissent aussi une source de 26 V c.a. pour les instruments et l'équipement de navigation. Deux batteries de 24 volts, normalement en parallèle, sont reliées en série pour le démarrage du réacteur et fournissent l'alimentation c.c. de secours. Pour tout renseignement sur les systèmes électriques, voir [C-12-114-0F0/MF-001](#).

## TELECOMMUNICATIONS

44. The aircraft telecommunication systems provide the following facilities. For further information on the telecommunication systems, see [C-12-114-0G0/MF-001](#).

- a. Intercom for pilot and copilot.
- b. UHF radio transmitting and receiving.
- c. VHF radio transmitting and receiving.
- d. VOR/ILS/MARKER system.
- e. TACAN system.
- f. DF-206A ADF system (on selected Snowbird aircraft only).
- g. Identification radar (IFF).
- h. Underwater acoustic beacon.

## TÉLÉCOMMUNICATIONS

44. Les systèmes de télécommunications de l'avion comprennent les installations suivantes. Pour tout renseignement, voir [C-12-114-0G0/MF-001](#).

- a. Interphone pour le pilote et le copilote.
- b. Radio émetteur-récepteur UHF.
- c. Radio émetteur-récepteur VHF.
- d. Système VOR/ILS/MARKER.
- e. Système TACAN.
- f. Système ADF DF-206A (sur avions Snowbird sélectionnés seulement).
- g. Radar d'identification (IFF).
- h. Radiobalise de détresse sous-marine.

## SMOKE SYSTEM (SNOWBIRD AIRCRAFT ONLY)

45. The smoke system consists of two smoke tanks installed under the fuselage on existing pylons. The tanks contain diesel fuel under pressure. The diesel fuel is released through discharge nozzles into the exhaust to produce smoke. The system can be activated by the trigger switch located on the LH or RH control column. For further details on the smoke system, refer to [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE (AVIONS SNOWBIRD SEULEMENT)

45. Le système de génération de fumée comprend deux réservoirs de carburant à fumée installés sous le fuselage, sur les mâts existants. Les réservoirs contiennent du carburant diesel sous pression, qui est éjecté dans l'échappement par des buses afin de produire de la fumée. On peut activer le système au moyen du commutateur de déclenchement situé sur le manche de commande gauche ou droit. Pour plus de renseignements sur le système de génération de fumée, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

## AIRCRAFT DIMENSIONS AND GROUND CLEARANCES

46. With the aircraft supported on its landing gear, the principal dimensions and ground clearances are as follows (see [Figure 1-8](#)):

- a. Overall dimensions are as follows:
  - (1) Span – 11.12 metres (36 feet 5.9 inches).
  - (2) Length – 9.75 metres (32 feet 0 inch).
  - (3) Height (top of vertical stabilizer) – 2.82 metres (9 feet 3.04 inches) (static).
  - (4) Height (over canopy) – 2.16 metres (7 feet 0 inch) (with nose and main gear fully compressed).
  - (5) Height (over wing tip) – 1.14 metres (3 feet 9 inches). (with nose and main gear fully compressed).
- b. Wing dimensions are as follows:
  - (1) Root chord – 2.47 metres (8 feet 1.12 inches).
  - (2) Tip chord – 1.23 metres (4 feet 0.5 inch).
  - (3) Incidence (root) – 1 degree 0 minute.
  - (4) Incidence (tip) – 0 degree 30 minutes.
  - (5) Sweep back (front auxiliary spar) – 3 degrees 10 minutes.
  - (6) Sweep back (main spar) – 0 degree.
  - (7) Sweep forward (rear auxiliary spar) – 3 degrees 45 minutes.
  - (8) Dihedral – 2 degrees.
  - (9) Aerofoil section (root) – NACA 63A 014.
  - (10) Aerofoil section (tip) – NACA 63A 212.
  - (11) Aspect ratio – 6.0.
- c. The dimensions of the horizontal stabilizer and elevators are as follows:
  - (1) Span – 4.14 metres (13 feet 7 inches).

## DIMENSIONS DE L'AVION ET GARDES AU SOL

46. L'avion reposant sur son train d'atterrissage, les dimensions principales et les gardes au sol sont les suivantes (voir [figure 1-8](#)) :

- a. Les dimensions hors tout sont les suivantes :
  - (1) Envergure – 11.12 m (36 pi 5.9 po).
  - (2) Longueur – 9.75 m (32 pi 0 po).
  - (3) Hauteur (sommet de la dérive) – 2.82 m (9 pi 3.04 po) (statique).
  - (4) Hauteur (au-dessus de la verrière) – 2.16 m (7 pi 0.9 po) (trains avant et principal entièrement comprimés).
  - (5) Hauteur (au-dessus du saumon d'aile) – 1.14 m (3 pi 9 po) (trains avant et principal entièrement comprimés).
- b. Les dimensions de la voilure sont les suivantes :
  - (1) Corde à l'emplanture – 2.47 m (8 pi 1.12 po).
  - (2) Corde à l'extrémité – 1.23 m (4 pi 0.5 po).
  - (3) Angle d'incidence (emplanture) – 1 degré 0 minute.
  - (4) Angle d'incidence (extrémité) – 0 degré 30 minutes.
  - (5) Flèche positive (longeron auxiliaire avant) – 3 degrés 10 minutes.
  - (6) Flèche positive (longeron principal) – 0 degré.
  - (7) Flèche négative (longeron auxiliaire arrière) – 3 degrés 45 minutes.
  - (8) Dièdre – 2 degrés.
  - (9) Profil (emplanture) – NACA 63A 014.
  - (10) Profil (extrémité) – NACA 63A 212.
  - (11) Allongement – 6.0.
- c. Les dimensions du stabilisateur et de la gouverne de profondeur sont les suivantes :
  - (1) Envergure – 4.14 mètres (13 pi 7 po).



- |  |  |
|--|--|
| <p>(2) Root chord – 1.24 metres (4 feet 0.7 inch).</p> <p>(3) Tip chord – 0.62 metre (2 feet 0.35 inch).</p> <p>(4) Incidence – minus 1 degree.</p> <p>(5) Dihedral – 0 degrees.</p> <p>(6) Aspect ratio – 4.5.</p> <p>(7) Aerofoil section – NACA 64A 010 (modified).</p> | <p>(2) Corde à l'emplanture – 1.24 mètre (4 pi 0.7 po).</p> <p>(3) Corde à l'extrémité – 0.62 mètre (2 pi 0.35 po).</p> <p>(4) Angle d'incidence – moins 1 degré.</p> <p>(5) Dièdre – 0 degré.</p> <p>(6) Allongement – 4.5.</p> <p>(7) Profil – NACA 64A 010 (modifié).</p> |
|--|--|
- 
- |  |   |
|--|---|
| <p>d. Vertical stabilizer dimensions are as follows:</p> <p>(1) Height above fuselage reference line – 1.36 metres (4 feet 5.5 inches).</p> <p>(2) Height above fuselage – 0.98 metre (3 feet 2.56 inches).</p> <p>(3) Root chord (theoretical) – 2.08 metres (6 feet 10 inches) (approximate).</p> <p>(4) Aspect ratio – 0.59.</p> <p>(5) Aerofoil section (stabilizer and rudder) – NACA 63A 011 (modified).</p> | <p>d. Les dimensions de la dérive sont les suivantes :</p> <p>(1) Hauteur au-dessus de la ligne de référence du fuselage – 1.36 mètre (4 pi 5.5 po).</p> <p>(2) Hauteur au-dessus du fuselage – 0.98 mètre (3 pi 2.56 po).</p> <p>(3) Corde à l'emplanture (théorique) – 2.08 mètres (6 pi 10 po) (environ).</p> <p>(4) Allongement – 0.59.</p> <p>(5) Profil (dérive et gouverne de direction) NACA 63A 011 (modifié).</p> |
|--|---|
- 
- |  |  |
|--|--|
| <p>e. Fuselage dimensions are as follows:</p> <p>(1) Width (maximum) – 2.25 metres (7 feet 4.4 inches) (includes air intakes).</p> <p>(2) Height (maximum) – 1.63 metres (5 feet 4 inches) (over canopy).</p> <p>(3) Ground clearance (maximum) (struts and tires normal) – 0.57 metre (1 foot 10.5 inches) (aircraft static).</p> <p>(4) Ground clearance (minimum) (struts and tires normal) – 0.53 metre (1 foot 9 inches) (aircraft static).</p> <p>(5) Ground clearance (minimum) (struts and tires fully compressed) – 0.46 metre (1 foot 6 inches).</p> <p>(6) Height of kick-in step – 0.74 metre (2 feet 5.3 inches).</p> | <p>e. Les dimensions du fuselage sont les suivantes :</p> <p>(1) Largeur (maximum) – (y compris les entrées d'air) 2.25 mètres (7 pi 4.4 po).</p> <p>(2) Hauteur (maximum) – (au-dessus de la verrière) 1.63 mètre (5 pi 4 po).</p> <p>(3) Garde au sol (maximum) (jambes de train et pneus en position normale) – (avion immobile) 0.57 mètre (1 pi 10.5 po).</p> <p>(4) Garde au sol (minimum) (jambes de train et pneus en position normale) – (avion immobile) 0.53 mètre (1 pi 9 po).</p> <p>(5) Garde au sol (minimum) (jambes de train et pneus entièrement comprimés) – 0.46 mètre (1 pi 6 po).</p> <p>(6) Hauteur de la marche dissimulée – 0.74 mètre (2 pi 5.3 po).</p> |
|--|--|

f. The areal dimensions of the aircraft are as follows:

- (1) Wing (includes ailerons, flaps and 3.34 m<sup>2</sup> [36 ft<sup>2</sup>] of fuselage) – 20.44 m<sup>2</sup> (220 ft<sup>2</sup>).
- (2) Ailerons (includes tabs) – 2.06 m<sup>2</sup> (22.2 ft<sup>2</sup>).
  - (a) Tabs (trim) – 0.05 m<sup>2</sup> (0.5 ft<sup>2</sup>).
  - (b) Tabs (gear) – 0.05 m<sup>2</sup> (0.5 ft<sup>2</sup>).
  - (c) Tabs (spring (2)) – 0.23 m<sup>2</sup> (2.46 ft<sup>2</sup>).
- (3) Effective flap area – 3.03 m<sup>2</sup> (32.58 ft<sup>2</sup>).
- (4) Horizontal stabilizer (includes elevators) – 3.84 m<sup>2</sup> (41.3 ft<sup>2</sup>).
- (5) Elevators (includes tabs) – 1.17 m<sup>2</sup> (12.63 ft<sup>2</sup>).
  - (a) Tab (trim) – 0.06 m<sup>2</sup> (0.63 ft<sup>2</sup>).
  - (b) Tab (gear) – 0.06 m<sup>2</sup> (0.63 ft<sup>2</sup>).
- (6) Vertical stabilizer (includes rudder) – 1.62 m<sup>2</sup> (17.47 ft<sup>2</sup>).
- (7) Rudder (aft of hinge line) – 0.56 m<sup>2</sup> (6.0 ft<sup>2</sup>).

g. Landing gear dimensions are as follows:

- (1) Main wheel track – 4.02 metres (13 feet 2.22 inches).
- (2) Wheelbase – 3.39 metres (11 feet 1.62 inches).

#### WEIGHT OF AIRCRAFT

47. Approximate aircraft weights are as follows:

- a. Basic weight (includes removable equipment and residual fuel oil) – 2184.05 kg (4815 lb).
- b. Maximum permissible take-off weight – 3307.6 kg (7292 lb).
- c. Maximum permissible landing weight – 3175.1 kg (7000 lb).

f. Les zones sont les suivantes :

- (1) Voilure (y compris les ailerons, les volets et 3.34 m<sup>2</sup> [36 pi<sup>2</sup>] de fuselage) – 20.44 m<sup>2</sup> (220 pi<sup>2</sup>).
- (2) Ailerons (y compris les tabs) – 2.06 m<sup>2</sup> (22.2 pi<sup>2</sup>).
  - (a) Tabs commandés – 0.05 m<sup>2</sup> (0.5 pi<sup>2</sup>).
  - (b) Tabs automatiques – 0.05 m<sup>2</sup> (0.5 pi<sup>2</sup>).
  - (c) Tabs à ressort (2) – 0.23 m<sup>2</sup> (2.46 pi<sup>2</sup>).
- (3) Surface efficace des volets – 3.03 m<sup>2</sup> (32.58 pi<sup>2</sup>).
- (4) Stabilisateur (y compris la gouverne de profondeur) – 3.84 m<sup>2</sup> (41.3 pi<sup>2</sup>).
- (5) Gouverne de profondeur (y compris les tabs) – 1.17 m<sup>2</sup> (12.63 pi<sup>2</sup>).
  - (a) Tabs commandés – 0.06 m<sup>2</sup> (0.63 pi<sup>2</sup>).
  - (b) Tabs automatiques – 0.06 m<sup>2</sup> (0.63 pi<sup>2</sup>).
- (6) Dérive (y compris la gouverne de profondeur) – 1.62 m<sup>2</sup> (17.47 pi<sup>2</sup>).
- (7) Gouverne de profondeur (arrière de l'axe d'articulation) – 0.56 m<sup>2</sup> (6.0 pi<sup>2</sup>).

g. Les dimensions du train d'atterrissage sont les suivantes :

- (1) Voie du train principal – 4.02 mètres (13 pi 2.22 po).
- (2) Empattement – 3.39 mètres (11 pi 1.62 po).

#### MASSE DE L'AVION

47. Les masses approximatives de l'avion sont les suivantes :

- a. Masse à vide (y compris l'équipement amovible, l'huile et le carburant résiduels) – 2184.05 kg (4815 lb).
- b. Masse maximale admissible au décollage – 3307.6 kg (7292 lb).
- c. Masse maximale admissible à l'atterrissage – 3175.1 kg (7000 lb).



**MODIFICATION STATUS OF MANUALS**

48. The modification status of the manuals, as affected by the aircraft field and depot modifications, is found on [page ii](#) of this manual.

**MODIFICATIONS INCORPORÉES AUX MANUELS**

48. Les modifications incorporées aux manuels, effectuées sur place ou au dépôt, sont données à la [page ii](#) et suivantes du présent manuel.

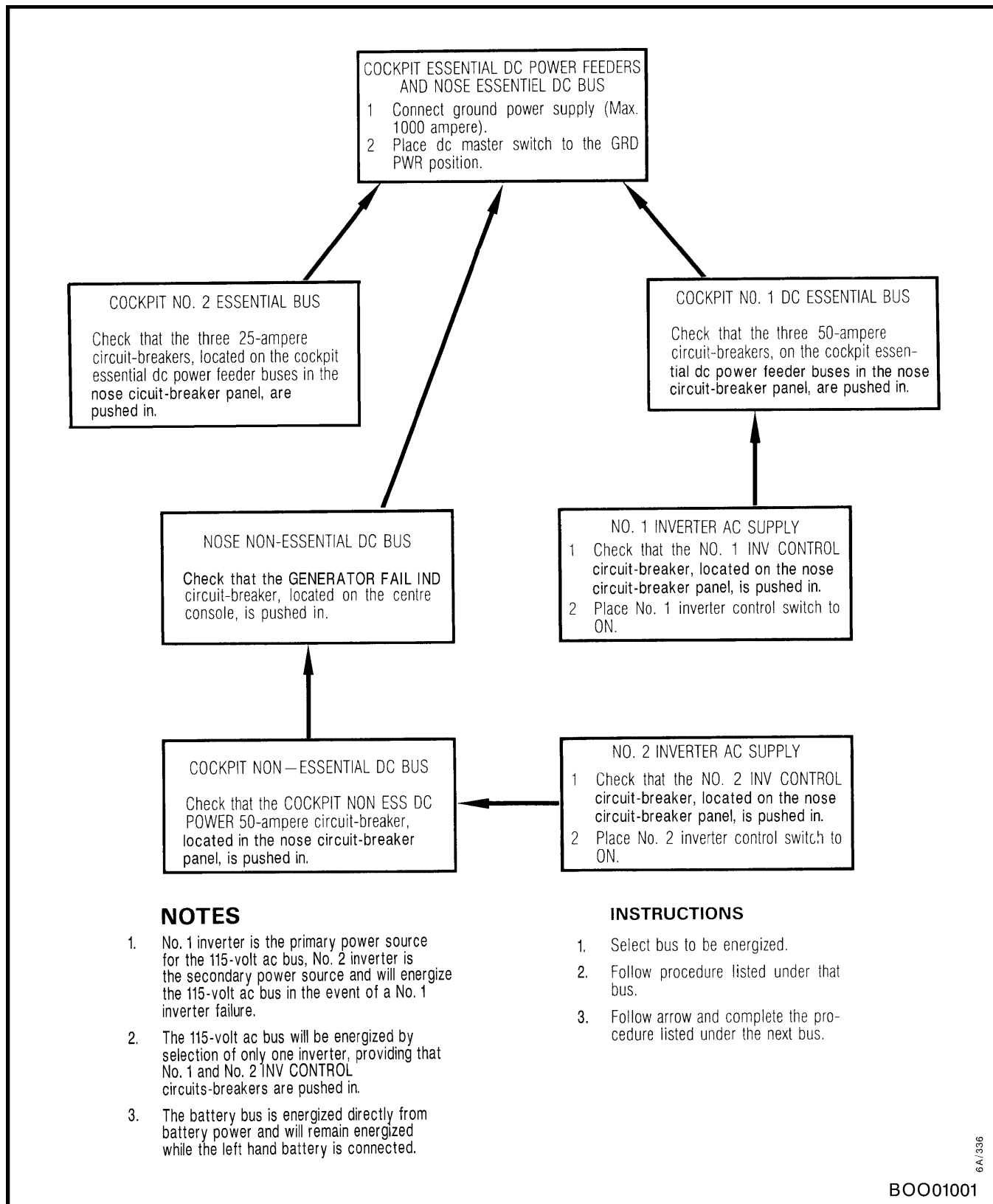


Figure 1-1 DC and AC Bus Energizing Procedures

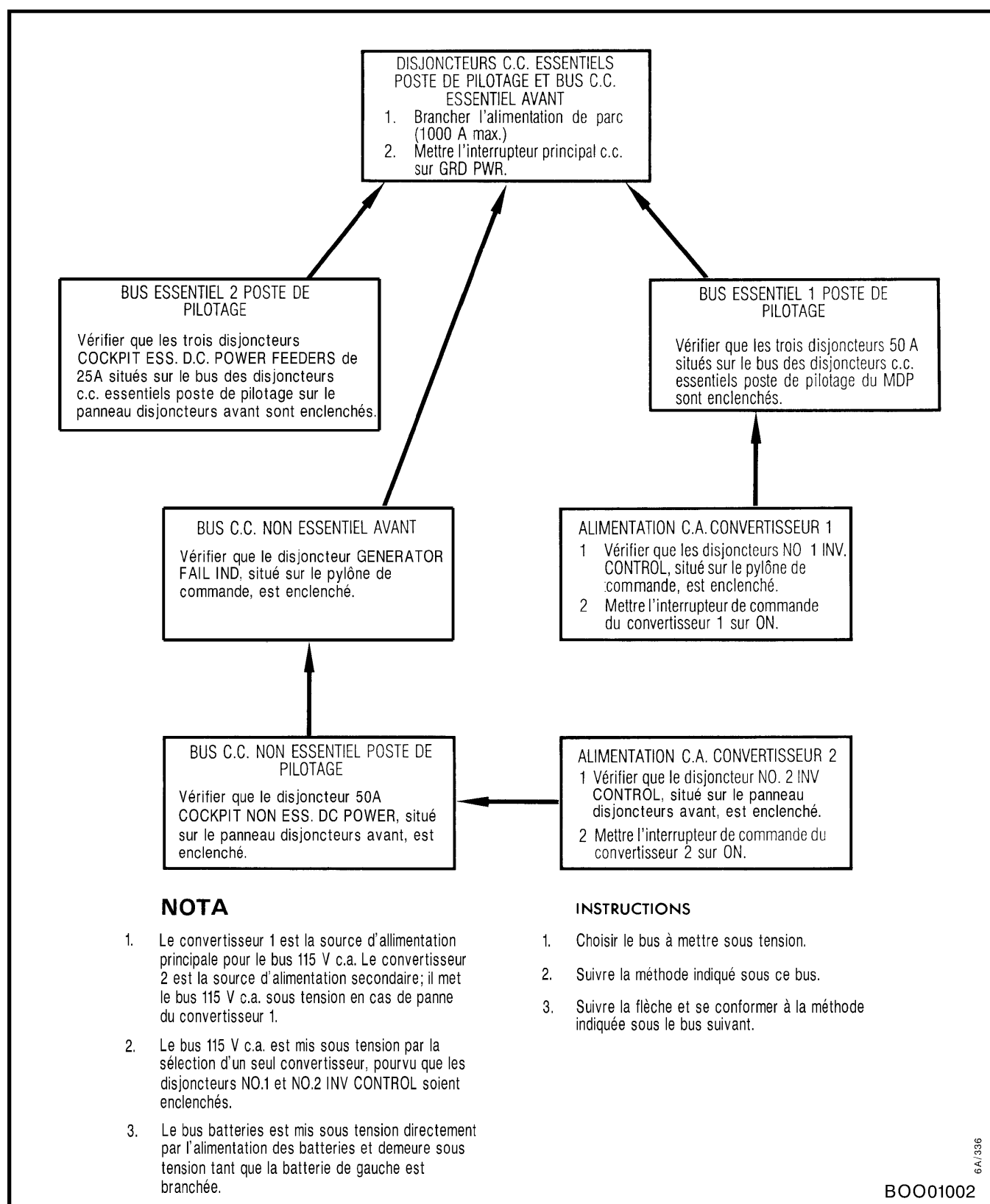


Figure 1-1 Mise sous tension des bus c.c. et c.a.

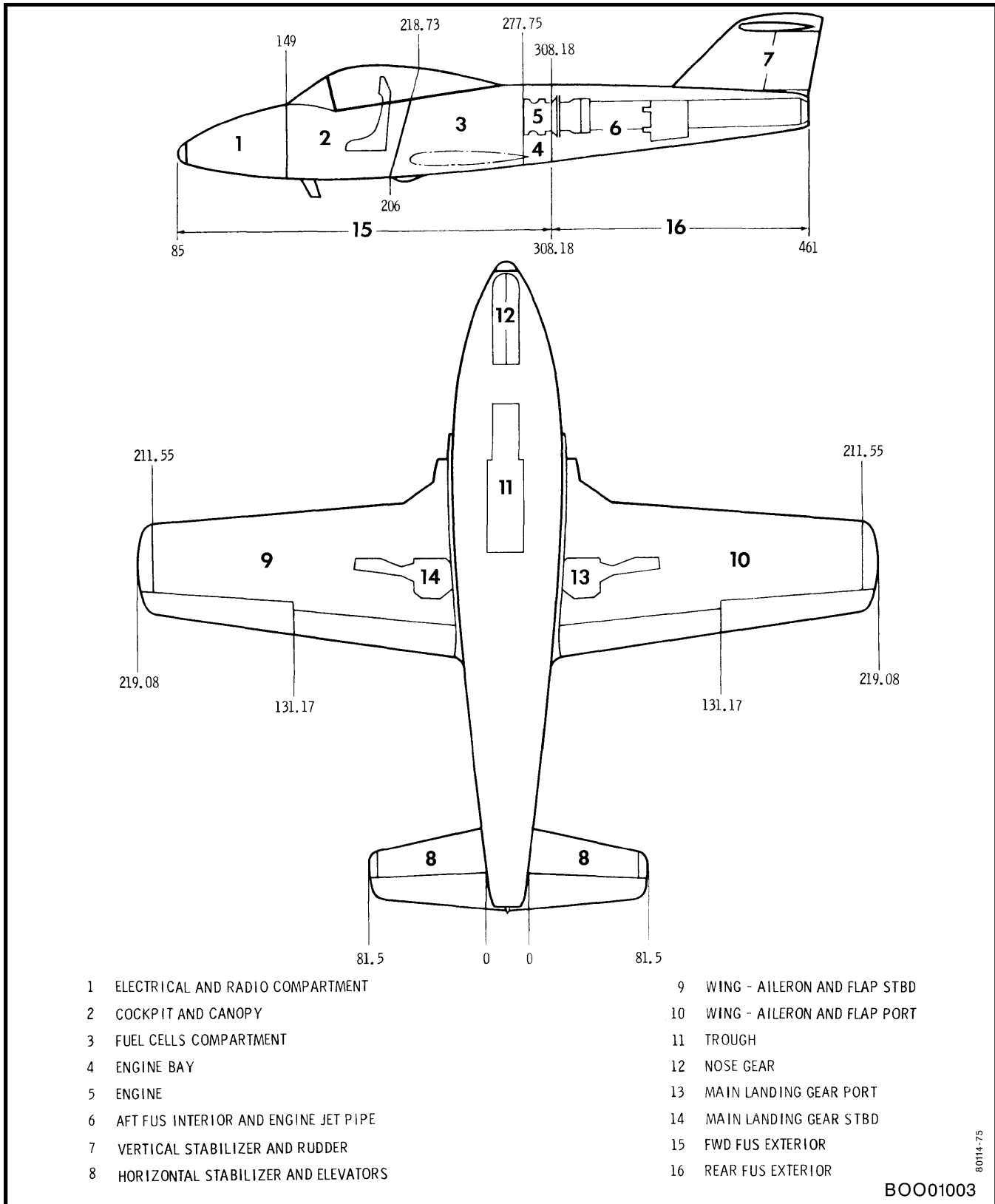


Figure 1-2 Aircraft Areas Diagram

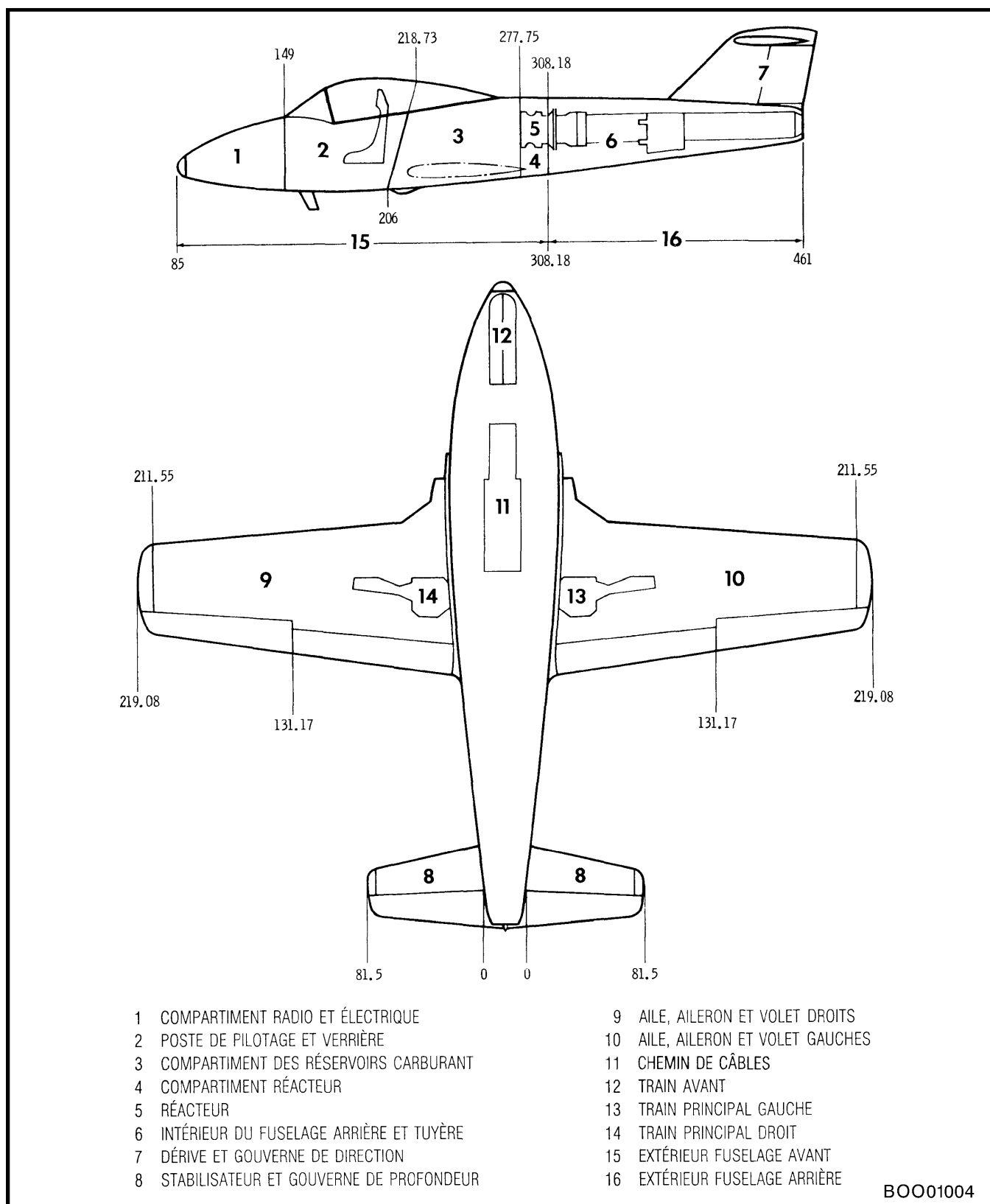


Figure 1-2 Schéma des zones de l'avion

Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000)  Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
<p>For the latest information available on petroleum products approved for use in Canadian Forces Aircraft, refer to C-82-010-001/AM-000.          Pour les plus récents renseignements sur les produits à base de pétrole approuvés pour l'utilisation dans les avions des Forces canadiennes, voir C-82-010-001/AM-000.</p>			
1	Oil, lubricating, turbine, synthetic Huile synthétique, lubrification, turbine	MIL-L-7808	
8	Compound, thread, anti-seize Composé à filetage, antigrippant	MIL-C-5544	
11	Fluid, hydraulic, petroleum base, aircraft (anti-freezing) Liquide hydraulique, à base de pétrole, aviation (antigel)	3-GP-26 MIL-H-5606	35068
12	Compound, insulating and sealing, electrical Composé, isolant et d'étanchéité, électrique	MIL-S-8660	
13		Use Item 285 Utiliser article 285	
19	Thinner, lacquer Diluant à laque	TT-T-266	
21	Solvent, dry cleaning IAW C-12-010-040/TR-021  Solvant, nettoyage à sec, conformément à C-12-010-040/TR-021	MIL-C-85570 and MIL-C-87937, 799 MIL-II (ZEP)  MIL-C-85570 et MIL-C-87937, 799 MIL-II (ZEP)	
24	Tape, anti-seize, 1/4 and 1/2 in., for oxygen systems  Ruban, antigrippant, 1/4 et 1/2 po, pour circuits oxygène	MIL-T-27730 (except for paragraph 4-3)  MIL-T-27730 (sauf pour paragraphe 4-3)	
27	Oil, mineral, aircraft turbine, Grade 1010 Huile minérale, turbine aviation, qualité 1010	MIL-L-6081	

Figure 1-3 (Sheet 1 of 6) Table of Specifications

Figure 1-3 (feuille 1 de 6) Tableau des spécifications

Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000)  Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
30	Lubricating oil, molybdenum disulphide, silicone fluid. Huile de lubrification, bisulfure de molybdène, silicone fluide.	DOD-L-25681 MIL-L-25681	81349
31	Grease, aircraft, silicone, pneumatic system Graisse, aviation, silicone, système pneumatique	MIL-G-4343	
32	Oil, lubricating, instrument, low volatility (synthetic) Huile, de lubrification, instrument, faible volatilité (synthétique)	MIL-L-6085	
33	Molybdenum disulphide (powder lubricant) Bisulfure de molybdène (lubrifiant en poudre)	MIL-M-7866	
34	Compound, sealing, Class A-1/2 Composé d'étanchéité, classe A-1/2	MIL-S-8802-A1/2	
48	Grease, extreme pressure, low temperature (synthetic) Graisse, haute pression, basse température (synthétique)	MIL-G-23827	
52		Use Item 286 Utiliser article 286	
55	Cleaner, anti-static, ANSTAC M.H. Nettoyant, antistatique, ANSTAC M.H.	Chemical Development Corp.	93648
61	Alternate Fuel NATO F-40 CAN/CGSB-3.22 (Grade F-40)  Carburant de remplacement OTAN F-40 CAN/CGSB-3.22 (catégorie F-40)	MIL-T-5624 (Grade JP-4)  MIL-T-5624 (catégorie JP-4)	
62	Standard Fuel NATO F-34 CAN/CGSB-3.23 (Grade F-34)  Carburant régulier OTAN F-34 CAN/CGSB-3.23 (catégorie F-34)	MIL-T-83133 (Grade JP-8)  MIL-T-83133 (catégorie JP-8)	

Figure 1-3 (Sheet 2 of 6) Table of Specifications  
Figure 1-3 (feuille 2 de 6) Tableau des spécifications

Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000)  Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
63	Alternate Fuel NATO F-44 3-GP-24  Carburant de remplacement OTAN F-44 3-GP-24	MIL-T-5624 (Grade JP-5)  MIL-T-5624 (catégorie JP-5)	
64	Compound, corrosion preventive, soft film Composé, anticorrosion, film mou	MIL-C-16173	
65	Alternate Commercial Fuels Jet B, Jet A-1, Jet A (each with FS11)  Carburants commerciaux de remplacement – carburéacteur B, carburéacteur A-1, carburéacteur A (chacun avec FS11)		
74	Sealant, Class B-2 Composé d'étanchéité, classe B-2	MIL-S-8802	
76	Adhesive  Colle	MIL-A-5092, Type II  MIL-A-5092, Type II	
88	Methyl ethyl ketone, technical grade Méthyle éthyle cétone, qualité technique	15-GP-52 TT-M-261	
107	Lacquer Laque	1-GP-134	
112	Molykote M88 (lubricant) Molykote M88 (lubrifiant)	Dow Corning Corp.	94499
115		Use Item 285 Utiliser article 285	
121	Nitrogen, Class 1, Grade B Azote, classe 1, qualité B	BB-N-411, Type I BB-N-411, type I	
138	Adhesive, liquid form, general purpose Colle liquide, tout usage		

Figure 1-3 (Sheet 3 of 6) Table of Specifications  
Figure 1-3 (feuille 3 de 6) Tableau des spécifications



Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
140	Molybdenum disulphide (Item 33) mixed with grease Bisulfure de molybdène, (article 33) mélangé à de la graisse		
145	Solution, leak test, Type I Solution, leak test, Type II (for below freezing temperatures) Solution, essai d'étanchéité, type I Solution, essai d'étanchéité, type II (pour température inférieure à 0°C)	MIL-L-25567, Type I  MIL-L-25567, type I	
153	Tape, pressure sensitive Ruban, autocollant	43-GP-3 PPP-T-60	
155	Cord, nylon Corde, nylon	MIL-C-5040, Type II  MIL-C-5040, type II	
159	Wax, paste Cire en pâte	Simoniz Co. Ltd.	33193
168	Oxygen, breathing, aviators Oxygène, à respirer, aviation	Air 53-5, Type I Air 53-5, type I	
188	Adhesive, with catalyst Colle, avec catalyseur	MIL-A-8623, Type II  MIL-A-8623, type II	
189		(See Item 188) (voir article 188)	
190		Use Item 285 Utiliser article 285	
211	Desiccant Déshydratant	43-GP-10	

Figure 1-3 (Sheet 4 of 6) Table of Specifications  
Figure 1-3 (feuille 4 de 6) Tableau des spécifications

Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000)  Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
213	Plastic coating, compound Enduit plastique	MIL-C-6799, Type II, Class 1  MIL-C-6799, type II, classe 1	
214	Plastic coating, compound Enduit plastique	MIL-C-6799, Type II, Class 3  MIL-C-6799, type II, classe 3	
215	Barrier material, vapour-proof Filtre, étanche au gaz	43-GP-131 MIL-B-131	
226	Lockwire Fil à freiner	MS20995F32	
227	Lockwire Fil à freiner	MS20995F41	
230	Lubricant solid film spray application Lubrifiant solide à pellicule à vaporiser	MIL-L-23398	
232	Plastilube, Moly No. 3 Plastilube, Moly n° 3	Warren Chemical and Refining Co. Ltd.	02307
233	Tape, aluminum foil, Mystik, No. 7402, 1 and 2 in. Ruban, feuille d'aluminium, Mystik, n° 7402, 1 po et 2 po	Mystik Tape Sales Canada Ltd.	88301
238	Adhesive, Stabond, HT-3 Colle, Stabond, HT-3	Dayco Corp.	81300
241	Lockwire Fil à freiner	MS20995N32	
245	DC-4 compound Composé DC-4	Dow Corning Corp.	21752

Figure 1-3 (Sheet 5 of 6) Table of Specifications

Figure 1-3 (feuille 5 de 6) Tableau des spécifications

Item No. Art. n°	Description	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137- 04B/LX-000)  Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
278	Plastic strip 5/32 by 3/32 Bande de plastique 5/32 par 3/32	BF Goodrich, Canada, Ltd.	08484
279	Repellant, rain, Repcon Antipluie Repcon	Unelko Corp. Chicago, USA	50159
280	Adhesive/Sealant, Silastic 732 RTV, Type I, black Colle, composé d'étanchéité, Silastic 732 RTV, type I, noire	Dow Corning Silicones	21752
281	Sealant, 731 RTV Composé d'étanchéité, 731 RTV	Dow Corning Silicones	21752
282	Sealant, 3145 RTV Composé d'étanchéité, 3145 RTV	Dow Corning Silicones	21752
283	Sealant, RTV108 Composé d'étanchéité, RTV108	G.E. RTV Adhesive Products	01139
284	Ethyl acetate Acétate d'éthyle	TT-E-751	
285	Grease, Aircraft, General Purpose, Wide Temperature Range Graisse, aviation, tout usage, plage de température étendue	MIL-G-81322	
286	Lubricant, Molybdenum Disulfide/Silicone Lubrifiant, bisulfure de molybdène-silicone	DOD-L-25681	
287	Adhesive, Rubber, General Purpose Colle, caoutchouc, tout usage	71-GP-1	35068
291	Diesel Fuel Carburant diesel	TBD À déterminer	TBD À déterminer

Figure 1-3 (Sheet 6 of 6) Table of Specifications  
Figure 1-3 (feuille 6 de 6) Tableau des spécifications

PANEL	ACCESS TO	PANNEAU	ACCÈS À
<b>3</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 RH CENTRE CELL, CAPACITANCE PROBE</li> <li>-3 FUEL TANK FILLER CAP</li> <li>-5 FUEL LINE ELBOW</li> <li>-7 AIR CONDITIONER LINE, N-42</li> <li>-9 FUEL LINES, VENT CHECK VALVE, AIR CONDITIONER LINE, ELEVATOR AND RUDDER CONTROLS</li> <li>-11 CANOPY LINKAGE</li> <li>-13 FUEL SYSTEM ELBOW</li> <li>-15 FUEL LINES</li> <li>-17 CANOPY CROSS-SHAFT</li> <li>-19 PANEL 3-9</li> </ul>	<b>3</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 RÉSERVOIR CENTRAL DROIT, JAUGEUR À CAPACITÉ</li> <li>-3 BOUCHON DE REMPLISSAGE DU RÉSERVOIR CARBURANT</li> <li>-5 COUDE DE LA CONDUITE DE CARBURANT</li> <li>-7 CONDUITE D'AIR CONDITIONNÉ, N-42</li> <li>-9 CONDUITES DE CARBURANT, CLAPET ANTIRETOUR DE MISE À L'AIR LIBRE, CONDUITE D'AIR CONDITIONNÉ, COMMANDES DES GOUVERNES DE PROFONDEUR ET DE DIRECTION</li> <li>-11 TRINGLERIE DE VERRIÈRE</li> <li>-13 COUDE DU CIRCUIT CARBURANT</li> <li>-15 CONDUITES DE CARBURANT</li> <li>-17 ARBRE TRANSVERSAL DE VERRIÈRE</li> <li>-19 PANNEAU 3-9</li> </ul>
<b>7</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 RUDDER BOTTOM ATTACHMENT POINT</li> <li>-3 RUDDER TOP HINGE</li> </ul>	<b>7</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 POINT DE FIXATION INFÉRIEUR DE LA GOUVERNE DE DIRECTION</li> <li>-3 ARTICULATION SUPÉRIEURE DE LA GOUVERNE DE DIRECTION</li> </ul>
<b>8</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 HORIZONTAL STABILIZER FORWARD ATTACHMENT POINT</li> <li>-3 TORQUE SHAFT ATTACHMENT BEARING BOLTS</li> <li>-5 TORQUE SHAFT ATTACHMENT BEARING BOLTS</li> <li>-7 ELEVATOR CONTROL</li> <li>-9 HORIZONTAL STABILIZER FAIRING</li> </ul>	<b>8</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 POINT DE FIXATION AVANT DU STABILISATEUR</li> <li>-3 BOULONS DE PALIER DE FIXATION DE L'ARBRE DE TORSION</li> <li>-5 BOULONS DE PALIER DE FIXATION DE L'ARBRE DE TORSION</li> <li>-7 COMMANDE DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR</li> <li>-9 CARÉNAGE DE STABILISATEUR</li> </ul>
<b>9</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 AILERON OUTBOARD HINGE</li> <li>-3 AILERON OUTBOARD HINGE</li> <li>-5 AILERON SPRING TAB TORQUE TUBE</li> <li>-7 FLAP ACTUATOR</li> <li>-9 FLAP ACTUATOR</li> <li>-11 FLAP INTERCONNECTING ROD</li> <li>-13 HYDRAULIC CONNECTORS</li> <li>-15 HYDRAULIC LINES</li> <li>-17 IFF</li> <li>-19 LEADING EDGE HINGE PINS</li> <li>-21 AILERON INBOARD HINGE AND AILERON RODS</li> <li>-23 LEADING EDGE HINGE PINS</li> <li>-25 HYDRAULIC LINES</li> <li>-27 WING ATTACHMENT TOP BOLTS</li> <li>-29 PERSONAL STOWAGE, COMPUTER STALL WARNING</li> <li>-31 OXYGEN BOTTLE, J34, J42, J44, J46</li> <li>-33 PITOT BOOM ATTACHMENT</li> </ul>	<b>9</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-1 ARTICULATION EXTÉRIEURE D'AILERON</li> <li>-3 ARTICULATION EXTÉRIEURE D'AILERON</li> <li>-5 TUBE DE TORSION DU TAB À RESSORT D'AILERON</li> <li>-7 VERIN DE VOLET</li> <li>-9 VERIN DE VOLET</li> <li>-11 ARBRE DE CONJUGAISON DES VOILETS</li> <li>-13 RACCORDS HYDRAULIQUES</li> <li>-15 CONDUITES HYDRAULIQUES</li> <li>-17 IFF</li> <li>-19 BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE</li> <li>-21 ARTICULATION INTÉRIEURE D'AILERON ET AXES D'AILERON</li> <li>-23 BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE</li> <li>-25 CONDUITES HYDRAULIQUES</li> <li>-27 BOULON SUPÉRIEUR DE FIXATION D'AILE</li> <li>-29 COMPARTIMENT BAGAGES, CALCULATEUR D'AVERTISSEUR DE DÉCROCHAGE</li> <li>-31 BOUTEILLE D'OXYGÈNE, J34, J42, J44, J46</li> <li>-33 FIXATION DU TUBE DE PITOT</li> </ul>

BOO01011

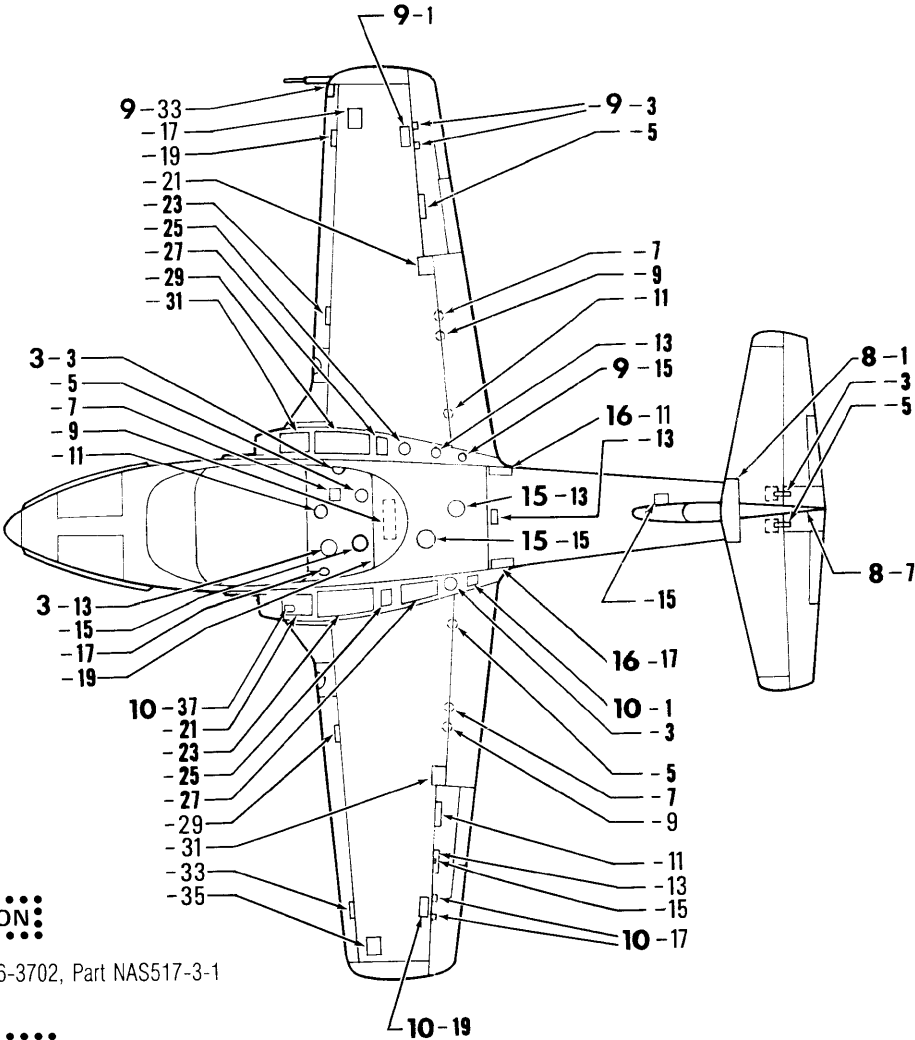
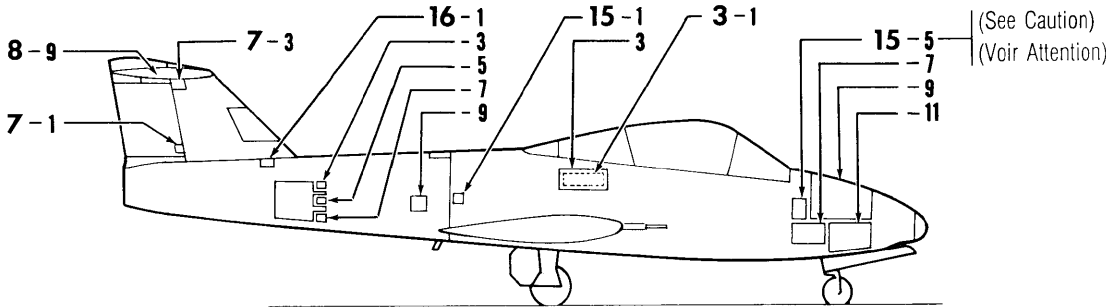
Figure 1-4 (Sheet 1 of 4) Access Panels  
 Figure 1-4 (feuille 1 de 4) Panneaux d'accès

PANEL ACCESS TO

- 10** -1 EXTERNAL POWER SUPPLY  
-3 FLAP TRANSMITTER AND TB33  
-5 FLAP INTERCONNECTING ROD  
-7 FLAP ACTUATOR  
-9 FLAP ACTUATOR  
-11 AILERON SPRING TAB TORQUE TUBE AND RELAY  
-13 AILERON TRIM ACTUATOR  
-15 AILERON TRIM ACTUATOR SCREW  
-17 OUTBOARD HINGE  
-19 AILERON OUTBOARD HINGE  
-21 OXYGEN BOTTLE, CONNECTORS J36, J38 AND J40  
-23 PERSONAL STOWAGE  
-25 WING ATTACHMENT TOP BOLT  
-27 FLAP FOLLOW-UP MECHANISM  
-29 LEADING EDGE HINGE PINS  
-31 AILERON INBOARD HINGE  
-33 LEADING EDGE HINGE PINS  
-35 FLUX GATE VALVE  
-37 OXYGEN CHARGING
- 15** -1 OIL TANK FILLER  
-3 FUEL CELL ACCESS  
-5 NO. 2 INVERTER, COCKPIT SAFETY VALVE, N2 AND N3  
-7 BATTERY  
-9 NO. 1 AND NO. 2 INVERTERS  
-11 CIRCUIT-BREAKERS  
-13 ELEVATOR AND RUDDER CONTROLS  
-15 VENT LINES, ENGINE FRONT MOUNT
- 16** -1 ELEVATOR CONTROL  
-3 HINGE  
-5 HINGE  
-7 HINGE  
-9 JET PIPE CLAMP  
-11 FUSELAGE ATTACHMENT BOLTS  
-13 ENGINE IGNITER  
-15 FIREWALL CONTROL RODS  
-17 FUSELAGE ATTACHMENT BOLT

PANNEAU ACCÈS À

- 10** -1 ALIMENTATION DE PARC  
-3 TRANSMETTEUR DE POSITION VOILETS ET TB33  
-5 ARBRE DE CONJUGAISON DES VOILETS  
-7 VÉRIN DE VOILET  
-9 VÉRIN DE VOILET  
-11 TUBE DE TORSION DU TAB À RESSORT D'AILERON ET RELAIS  
-13 VÉRIN DE COMPENSATEUR D'AILERON  
-15 VIS DE VÉRIN DE COMPENSATEUR D'AILERON  
-17 ARTICULATION EXTÉRIEURE  
-19 ARTICULATION EXTÉRIEURE D'AILERON  
-21 BOUTEILLE D'OXYGÈNE, CONNECTEURS J36, J38 ET J40  
-23 COMPARTIMENT BAGAGES  
-25 BOULON SUPÉRIEUR DE FIXATION D'AILE  
-27 MÉCANISME D'ASSERVISSEMENT DE VOILET  
-29 BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE  
-31 ARTICULATION INTÉRIEURE D'AILERON  
-33 BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE  
-35 SONDE MAGNÉTOMÉTRIQUE  
-37 PRISE D'OXYGÈNE
- 15** -1 REMPLISSAGE DU RÉSERVOIR D'HUILE  
-3 ACCÈS AU RÉSERVOIR SOUPLE CARBURANT  
-5 CONVERTISSEUR 2, SOUPAPE DE SÛRETÉ POSTE DE PILOTAGE, N2 ET N3  
-7 BATTERIE  
-9 CONVERTISSEURS 1 ET 2  
-11 DISJONCTEURS  
-13 COMMANDES GOUVERNES DE PROFONDEUR ET DE DIRECTION  
-15 CONDUITES DE MISE À L'AIR LIBRE, SUPPORT AVANT DU RÉACTEUR
- 16** -1 COMMANDE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR  
-3 ARTICULATION  
-5 ARTICULATION  
-7 ARTICULATION  
-9 COLLIER DE LA TUYÈRE  
-11 BOULON DE FIXATION DE FUSELAGE  
-13 ALLUMEUR DE RÉACTEUR  
-15 CÂBLES DE DÉTECTION D'INCENDIE, TIGES DE COMMANDE  
-17 BOULON DE FIXATION DE FUSELAGE



CAUTION

Use only NSN5305-00-206-3702, Part NAS517-3-1 screws on this panel.

ATTENTION

Utiliser seulement les vis NSN5305-00-206-3702, n° de pièce NAS517-3-1 sur ce panneau.

BOO01012

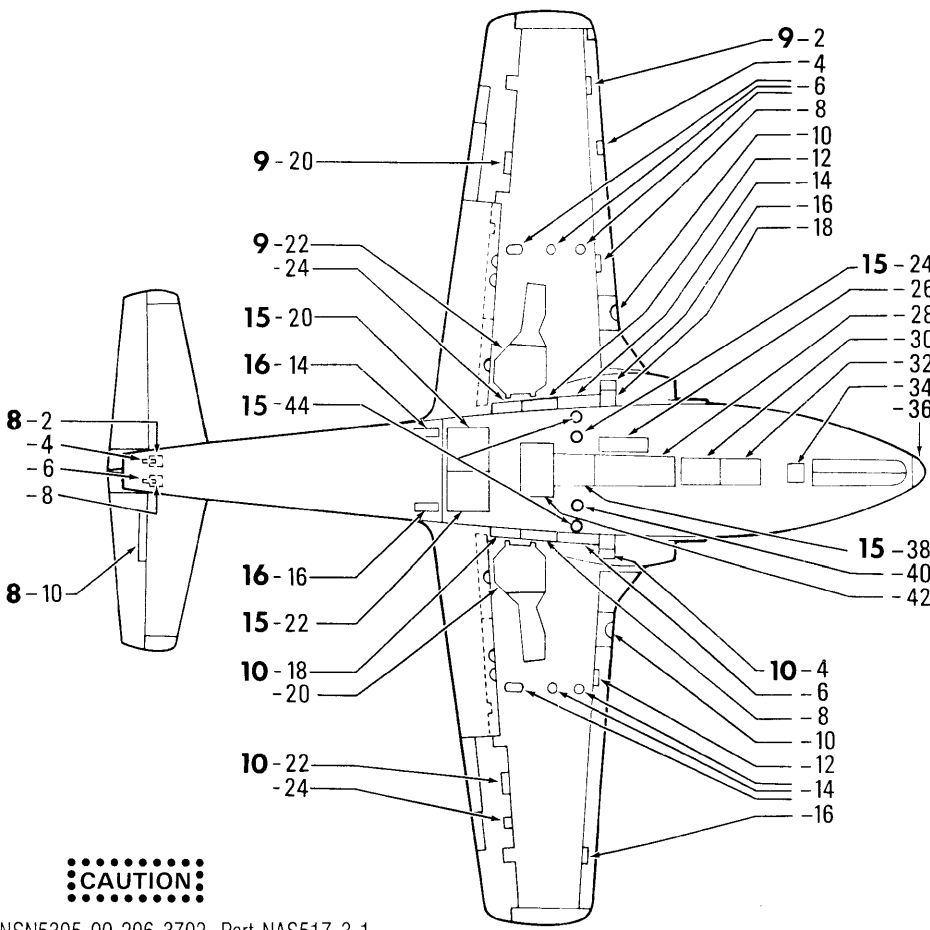
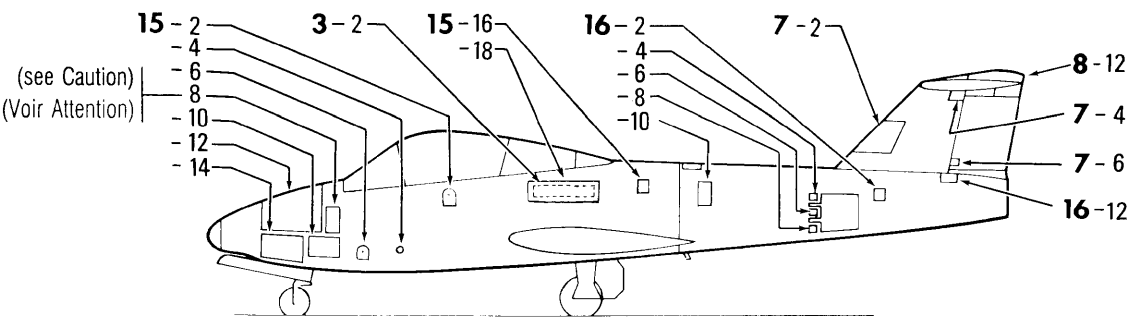
PANEL	ACCESS TO	PANNEAU	ACCÈS À
<b>3</b> -2	LH FUEL CELL	<b>3</b> -2	RÉSERVOIR SOUPLE CARBURANT GAUCHE
<b>7</b> -2	ELEVATOR CONTROL	<b>7</b> -2	COMMANDE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR
-4	TOP RUDDER ATTACHMENT	-4	FIXATION SUPÉRIEURE GOUVERNE DE DIRECTION
-6	RUDDER BOTTOM ATTACHMENT BOLTS	-6	BOULONS DE FIXATION INFÉRIEURE GOUVERNE DE DIRECTION
<b>8</b> -2	HORIZONTAL STABILIZER REAR ATTACHMENT POINT, TB18	<b>8</b> -2	POINT DE FIXATION ARRIÈRE DU STABILISATEUR, TB18
-4	TORQUE SHAFT BEARING ATTACHMENT BOLTS	-4	BOULONS DE FIXATION DU PALIER DE L'ARBRE DE TORSION
-6	TORQUE SHAFT BEARING ATTACHMENT BOLTS	-6	BOULONS DE FIXATION DU PALIER DE L'ARBRE DE TORSION
-8	HORIZONTAL STABILIZER REAR ATTACHMENT POINT	-8	POINT DE FIXATION ARRIÈRE DU STABILISATEUR
-10	ELEVATOR TRIM ACTUATOR AND RELAY	-10	VÉRIN DE COMPENSATION DE GOUVERNE DE PROFONDEUR ET RELAIS
-12	ELEVATOR DOWNSPRING	-12	RESSORT DE RAPPEL DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR
<b>9</b> -2	LEADING EDGE HINGE PINS	<b>9</b> -2	BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE
-4	STALL WARNING	-4	AVERTISSEUR DE DÉCROCHAGE
-6	PYLON ATTACHMENT	-6	FIXATION DE MÂT
-8	LEADING EDGE HINGE PINS	-8	BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE
-10	LANDING LIGHT	-10	PHARE D'ATERRISSAGE
-12	MAIN SPAR ATTACHMENT	-12	FIXATION DU LONGERON PRINCIPAL
-14	FRONT SPAR ATTACHMENT	-14	FIXATION DU LONGERON AVANT
-16	COMPUTER STALL WARNING	-16	CALCULATEUR D'AVERTISSEUR DE DÉCROCHAGE
-18	STRUCTURE	-18	STRUCTURE
-20	AILERON SPRING TAB TORQUE TUBE	-20	TUBE DE TORSION DU TAB À RESSORT D'AILERON
-22	LANDING GEAR MICROSWITCHES	-22	MICROCONTACTS DE TRAIN D'ATERRISSAGE
-24	REAR SPAR ATTACHMENT	-24	FIXATION DU LONGERON ARRIÈRE
<b>10</b> -4	STRUCTURE	<b>10</b> -4	STRUCTURE
-6	FRONT SPAR ATTACHMENT	-6	FIXATION DU LONGERON AVANT
-8	MAIN SPAR ATTACHMENT	-8	FIXATION DU LONGERON PRINCIPAL
-10	LANDING LIGHT	-10	PHARE D'ATERRISSAGE
-12	LEADING EDGE HINGE PINS	-12	BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE
-14	PYLON ATTACHMENT	-14	FIXATION DE MÂT
-16	LEADING EDGE HINGE PINS	-16	BROCHES D'ARTICULATION DE BORD D'ATTAQUE
-18	REAR SPAR ATTACHMENT	-18	FIXATION DU LONGERON ARRIÈRE
-20	LANDING GEAR DOOR GROUND SERVICE SWITCH, LANDING GEAR MICROSWITCH	-20	INTERRUPTEUR D'ENTRETIEN AU SOL TRAPPE DE TRAIN D'ATERRISSAGE, MICROCONTACT DE TRAIN D'ATERRISSAGE
-22	AILERON SPRING TAB TORQUE TUBE, TRIM RELAY	-22	TUBE DE TORSION DU TAB À RESSORT D'AILERON, RELAIS DE COMPENSATEUR
-24	AILERON TRIM ACTUATOR	-24	VÉRIN DE COMPENSATEUR AILERONS

Figure 1-4 (Sheet 3 of 4) Access Panels  
Figure 1-4 (feuille 3 de 4) Panneaux d'accès



PANEL	ACCESS TO
15 -2	CANOPY OPENING GEAR
-4	THROTTLE INTERCONNECT TUBE
-6	CANOPY EMERGENCY RELEASE
-8	GROUND TEST CONNECTION, PRESSURIZING VALVE NO. 1 INVERTER, N23, N24
-10	BATTERY
-12	LEVELLING BLOCKS, FIRE AND OVERHEAT CONTROL BOXES, MAIN UHF, EMERGENCY UHF, IFF, TACAN RECEIVER-TRANSMITTERS, DIRECTIONAL COUPLER, COAXIAL RELAY TEST PANEL, COMPASS AMPLIFIER, NO. 1 AND 2 INVERTERS
-14	NAVIGATION LIGHT FLASHER
-16	HYDRAULIC RESERVOIR
-18	FUEL CELL INNER ACCESS PANEL
-20	ENGINE BAY, GENERATOR
-22	ENGINE BAY, GENERATOR
-24	FUEL DRAIN
-26	WATER SEPARATOR
-28	TACAN ANTENNA
-30	FLIGHT CONTROLS, HYDRAULIC SYSTEM, AIR CONDITIONING
-32	UHF ANTENNA
-34	HYDRAULIC CONNECTIONS
-36	TAXI LIGHT
-38	CONTROLS, BOOSTER PUMP, COLLECTOR TANK
-40	FUEL DRAIN
-42	AIR CONDITIONING UNIT FUEL SHUT-OFF VALVE, FUEL STRAINER, FUEL LOW PRESSURE SWITCH, FLIGHT CONTROLS, AAE FILTER, AUX FUEL AIR PRESSURE S/O VALVES AND SWITCHES
-44	PYLON ELECTRICAL CONNECTION
16 -2	RUDDER CONTROL LINKAGE, JET PIPE ADJUSTMENT AND FIRE WIRE
-4	HINGE
-6	HINGE
-8	HINGE
-10	FLIGHT CONTROLS, FIREX AND JET PIPE
-12	RUDDER CONTROL LINKAGE
-14	FUSELAGE ATTACHMENT BOLT
-16	FUSELAGE ATTACHMENT BOLT

PANNEAU	ACCÈS À
15 -2	DISPOSITIF D'OUVERTURE DE LA VERRIÈRE
-4	TUBE DE CONJUGAISON MANETTES
-6	LARGAGE D'URGENCE DE LA VERRIÈRE
-8	RACCORD D'ESSAI AU SOL, SOUPAPE DE MISE EN PRESSION CONVERTISSEUR 1, N23, N24
-10	BATTERIE
-12	CALES DE MISE À NIVEAU, BOÎTIERS DE DÉTECTION D'INCENDIE ET DE SURCHAUFFE, UHF PRINCIPAL, UHF DE SECOURS, IFF, ÉMETTEURS-RÉCEPTEURS TACAN, COUPLEUR DE DIRECTION, PANNEAU D'ESSAI RELAIS, CÂBLE COAXIAL, AMPLIFICATEUR DE COMPAS, CONVERTISSEURS 1 ET 2
-14	CLIGNOTEUR DE FEU DE NAVIGATION
-16	RÉSERVOIR HYDRAULIQUE
-18	PANNEAU D'ACCÈS INTERNE DU RÉSERVOIR CARBURANT
-20	COMPARTIMENT RÉACTEUR, GÉNÉRATRICE
-22	COMPARTIMENT RÉACTEUR, GÉNÉRATRICE
-24	ROBINET DE VIDANGE DE CARBURANT
-26	SÉPARATEUR D'EAU
-28	ANTENNE TACAN
-30	COMMANDES DE VOL, CIRCUIT HYDRAULIQUE, CONDITIONNEMENT D'AIR
-32	ANTENNE UHF
-34	RACCORDS HYDRAULIQUES
-36	PHARE DE ROULAGE
-38	COMMANDES, POMPE BASSE PRESSION, NOURRICE
-40	ROBINET DE VIDANGE DE CARBURANT
-42	ROBINET D'ARRÊT CARBURANT DU GROUPE DE CONDITIONNEMENT D'AIR, FILTRE CARBURANT, MANOCONTACT DE PRESSION BASSE CARBURANT, COMMANDES DE VOL, FILTRE AAE, CONTACTEURS ET ROBINETS D'ARRÊT DE PRESSION D'AIR, CARBURANT AUXILIAIRE
-44	CONNECTEUR ÉLECTRIQUE DE MÂT
16 -2	TRINGLERIE DE COMMANDE GOUVERNE DE DIRECTION, RÉGLAGE ET CÂBLE DE DÉTECTION INCENDIE TUYÈRE
-4	ARTICULATION
-6	ARTICULATION
-8	ARTICULATION
-10	COMMANDES DE VOL, BOUTEILLE EXTINCTEUR ET TUYÈRE
-12	TRINGLERIE DE COMMANDE GOUVERNE DE DIRECTION
-14	BOULON DE FIXATION FUSELAGE
-16	BOULON DE FIXATION FUSELAGE



CAUTION

Use only NSN5305-00-206-3702, Part NAS517-3-1 screws on this panel.

ATTENTION

Utiliser seulement les vis NSN5305-00-206-3702, n° de pièce NAS517-3-1 sur ce panneau.

BOO01014

Access Panels (Sheet 4 of 4) Figure 1-4  
Panneaux d'accès (feuille 4 de 4) Figure 1-4



Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
1	Plug – Blanking – Intake Duct Obturbateur – entrée d'air	1730-21-808-8301	41-323-005-1A
2	Rig Board – Flap, Aileron, and Aileron Spring Tab Plaque réglage – volet, aileron, et tab à ressort d'aileron	4920-21-811-5237	602283-1
3	Rig Pins (Aileron) Broches de réglage (aileron)	4920-21-808-8305	555853-1
4	Rig Pins (Elevator) Broches de réglage (gouverne de profondeur)	4920-21-808-8306	555854-1
5	Rig Pins (Rudder) Broches de réglage (gouverne de direction)	4920-21-808-8307	555855-1
6	Adapter – MLG Jacking Adaptateur – levage train principal	1730-21-808-8313	C63F51613-1
7	Tow Bar Barre de remorquage	1730-21-808-1998	C63F51596-1
8	Tethering – Run-up Equipment Essai à l'entrave – équipement de point fixe	1730-21-808-1999	456688-1
9	Towing Bridle Bride de remorquage	1730-21-808-8300	456675-1
10	Plug – Blanking Jet Pipe Obturbateur – tuyère	1730-21-808-8302	360284-1
11	Test Set, Cabin Temp Control Appareil d'essai, régulation température cabine	4920-21-809-4240	607132
12	Rig Pins – Engine Controls – Airframe Only Broches de réglage – commandes réacteur – cellule seulement	4920-21-808-8326	555856-1
13	Canopy Strut Monture verrière	1730-21-808-8310	C63F51604-1

Figure 1-5 (Sheet 1 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 1 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
14	Lock Pins – NLG Goupille de verrouillage – train avant	1730-21-808-8311	456681-1
15	Lock Pins – MLG Goupilles de verrouillage – train principal	1730-21-808-8312	456680-1
16	Sling – Aircraft Complete Élingue – avion au complet	1730-21-808-8314	555833-1
17	Sling – Wing Élingue – aile	1730-21-808-8315	360294-1
18	Sling – Rear Fuselage Élingue – fuselage arrière	1730-21-808-8316	602273-1
19	Sling – Engine Élingue – réacteur	1730-21-808-8349	555795-1
20	Sling – Canopy Élingue – verrière	1730-21-808-8317	602261-1
21	Stand – Engine Maintenance & Storage Support – maintenance et entreposage réacteur	4920-21-808-1732	C63R51516-1
22	Kit Wrench – Special Generator Jeu de clés – spécial génératrice	5120-21-808-8318	555846-1
23	Wrench – MLG Axle Nut Clé – écrou d’essieu de train principal	5120-21-808-8320	555802-1
24	Wrench – NLG Axle Nut Clé – écrou d’essieu de train avant	5120-21-808-8321	555803-1
25	Tools – NLG Shock Absorber Overhaul Outils – révision amortisseur de train avant	5120-21-808-8322	555868-1
26	Adapter – Wheel Changing – NLG Adaptateur – changement de roue – train avant	1730-21-808-8347	555797-1

Figure 1-5 (Sheet 2 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 2 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
27	Plug – Blanking – Ram Air Inlet Obturbateur – entrée d'air dynamique	1730-21-808-8327	41-323-007-1
28	Plug – Blanking – Generator Cooling Outlet Obturbateur – orifice de sortie refroidissement génératrice	1730-21-808-8328	41-323-008-1
29	Plug – Blanking – Compressor Bleed Outlet Obturbateur – orifice de décharge du compresseur	1730-21-808-8329	41-323-009-1
30	Plug – Blanking – Exit Duct – RH FS 297.5 Obturbateur – gaine de sortie – FS 297.5 D	1730-21-808-8330	41-323-010-1
31	Cover – Stall Warning Probe Housse – sonde d'avertisseur de décrochage	1730-21-808-8332	555794-1
32	Guard – Ground Run Up – Intake Duct Protecteur – point fixe – entrée d'air		
33	See Items 74 and 75 Voir articles 74 et 75		
34	Inserting Guards – Wing to Fuselage Attach Bolts Guide de mise en place – boulon de fixation aile – fuselage	1730-21-808-8341	555831-1 8555831-2
35	Turntable – Nose Wheel Steering Plaque tournante – orientation du train avant		
36	Kit – MLG Bearing Pins – Removal & Installation Jeu – goupilles de palier train principal – dépose et pose	5120-21-808-1974	555792-1
37	Wrench – Tachometer Clé – tachymètre	5120-21-808-1976	555857-1 and/et -2
38	Simulator – Initiator (replacing M-32) Simulateur – déclencheur (remplace M-32)	4920-21-808-8342	555822-1
39	Dummy – Canopy Catapult Mannequin – éjecteur de verrière	6920-21-808-8343	555818-1

Figure 1-5 (Sheet 3 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 3 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
40	Spring Scale Dynamomètre à ressort	10285	
41	Adapter Kit for Use with Modified Stand Adaptateur pour support modifié		
42	Adapter – Jet Pipe – Removal & Installation Adaptateur – tuyère – dépose et pose		
43	Adapter Fitting – Jack Raccord d'adaptation – vérin	1730-21-808-8348	360356-1
44	Adapter – Picketing Equipment Adaptateur – équipement d'amarrage	1730-21-808-8346	360291-1
45	Ammeter 0 – 200 Amperes Ampèremètre 0 – 200 Ampères	6625-21-815-4908	
46	Test Set, Ammeter (Tong Tester) Appareil d'essai, ampèremètre (pince d'essai)	6625-21-814-9929	
47	Frequency Metre Fréquencemètre	6625-21-815-4907	
48	DELETED SUPPRIMÉ		
49	Plug – Blanking – Heat Exchanger Outlet – FS 280 Obturbateur – sortie échangeur thermique – FS 280	1730-21-808-8333	41-323-016-1
50	Plug – Blanking – Heat Exchanger – Wing Root Obturbateur – échangeur thermique – emplanture de l'aile	1730-21-808-8334	41-323-017-1
51	Plug – Blanking – Zone 2 Cooling – Flush Scoop – FS 300 Obturbateur – refroidissement zone 2 – prise d'air affleurante – FS 300	1730-21-808-8335	41-323-018-1

Figure 1-5 (Sheet 4 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 4 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
52	Stand – Floor – Engine Maintenance & Storage Support – plancher – maintenance et entreposage réacteur	4920-21-808-8339	265215-1
53	Sling – Engine Rotation Élingue – rotation réacteur	1730-21-808-8336	360303-1
54	Kit – Cables – Engine Tie-down – Test House Jeu de câbles – amarrage réacteur – essai sur place	1730-21-808-8337	555806-1
55	Kit – Stabilizer Screw Jacks – Test House Ensemble – vérins à vis de stabilisateur – essai sur place	5120-21-808-8338	555805-1
56	Simulator – Initiator (Replaces M-27) Simulateur – déclencheur (remplace M-27)	4920-21-811-0836	555870-1
57	Gram Force Gauge – 990-1-2-3 Dynamomètre en grammes – forces 990-1-2-3	4920-21-812-5665	
58	Multimeter – Simpson 260 Multimètre – Simpson 260		
59	Pitot-Static Checker – Type MB-1 or W-1 Appareil d'essai Pitot-statique – type MB-1 ou W-1	4920-00-580-2303	
60	DELETED SUPPRIMÉ		
61	Pressure Tester (fuel system) Appareil d'essai – pression (circuit carburant)	4920-21-808-6708	CTN81T52

Figure 1-5 (Sheet 5 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
Figure 1-5 (feuille 5 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
62	Tester – Power Supply, PRT8 Appareil d'essai alimentation, PRT8	6625-21-802-3100	
63	Microphone Headset – RCA Type H-157 Casque combiné – RCA type H-157	(R) Test equipment required in <a href="#">C-12-114-0G0/MF-001, Part 2, Section 1</a> (R) Équipement d'essai nécessaire selon <a href="#">C-12-114-0G0/MF-001, Partie 2, Section 1</a>	
64	Test Cables – 41178-1 Câbles d'essai – 41178-1		
65	DELETED SUPPRIMÉ		
66	Microswitch Safety Pin Goupille de sécurité de microcontacteur		
67	DELETED SUPPRIMÉ		
68	RF Wattmeter – Bird Model 611 Wattmètre RF – modèle Bird 611		
69	Heater Probe BH1278 Sonde thermique BH1278	4920-00-622-1407	
70	Kit – Control Surfaces Backlash Trousse – jeu des gouvernes	4920-21-811-0837	555871-1
71	Wing Component Check Box Boîte de contrôle des éléments d'aile		
72	Quick-disconnect Socket (41A-65055-2) Douille raccord rapide (41A-65055-2)		

Figure 1-5 (Sheet 6 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 6 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
73	Kit – Rigging – Canopy and Seat Leg Guards Trousse – réglage – verrière et protège-jambes du siège	4920-21-813-1287	555875-1
74	Kit – Safety Pin – Seat Ejection Trousse – goupille de sécurité – siège éjectable	1730-21-811-0839	555876-1
75	Kit – Safety Pin – Canopy Release System Trousse – goupille de sécurité – largage verrière	1730-21-808-8340	555877-1
76	See Items 74 and 75 Voir articles 74 et 75		
77	See Items 74 and 75 Voir articles 74 et 75		
78	See Items 74 and 75 Voir articles 74 et 75		
79	See Items 74 and 75 Voir articles 74 et 75		
80	Test Set – Gyrosyn Compass, T100870 Appareil d'essai – compas gyrosyn, T100870	6625-21-816-4076	
81	Assister Bar Assembly, Canopy Linkage Adjustment Barre de réglage de tringlerie de verrière		602295-1
82	Growler Ronfleur	6625-21-816-4076	
83	Test Stand, Generator Banc d'essai – génératrice	10494	
84	Voltmeter, 0 – 150, a.c. Voltmètre, 0 – 150, c.a.	6625-21-814-9935	
85	Multimeter, ME-77 Multimètre, ME-77	6625-21-800-1000	
86	Ohmmeter, 0 – 100 $\Omega$ Ohmmètre, 0 – 100 $\Omega$	6625-21-816-4037	

Figure 1-5 (Sheet 7 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 7 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
87	Tester, Bonding Appareil d'essai – métallisation	6625-21-813-9636	
88	Tester, Megger Appareil d'essai – mégohmmètre	6625-21-815-9638	
89	Test Stand, Inverter Banc d'essai – convertisseur	4920-21-801-3974	
90	Voltmeter, 0 – 30, dc Voltmètre, 0 – 30, c.c.	6625-21-814-9933	
91	Charger Analyzer Model PCA-130A Analyseur de charge modèle PCA-130A	6130-21-809-1191	
92	Tester Capacitance – MD-1 Appareil d'essai de condensateur – MD-1	4920-00-683-9547	
93	Rig Pin (Flap) Broche de réglage (volet)	1730-21-811-0343	555852-1
94	Engine Support – Front Engine Stand – Test House Support réacteur – support avant – essai sur place	4920-21-811-0343	555847-1
95		(See Item 97) (Voir article 97)	
96	Kit – Jet Pipe Bellows Connection Trousse – raccord soufflet de tuyère		555751-1
97	Jet-Cal Tester BH 112 JA-52 Appareil d'essai Jet-Cal BH 112 JA-52	4920-21-816-6111	
98	Twister Tordeur	5120-00-542-4171	
99	Timer – Interval Temporisateur	6645-21-803-6376	
100	Manometer Manomètre	6685-00-699-4579	

Figure 1-5 (Sheet 8 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
Figure 1-5 (feuille 8 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol



Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
101	Cover – Pitot Tube Capuchon – tube Pitot	1730-21-808-8303	
102	Test Set – Synchro 13669/2A Appareil d’essai – synchro 13669/2A	6635-00-347-3622	
103	Tester – Turn and Slip, 1242 Appareil d’essai – virage et dérapage, 1242	4920-00-511-6990	
104	Tester – Pitot Static, MR1A Appareil d’essai – circuit Pitot-statique, MR1A	4920-00-580-2303	
105	Tester – Gyro, 1406R Appareil d’essai – gyro, 1406R	4920-21-803-1657	
106	Test Panel – Elect Gyro, 210/2, Type T12 Panneau d’essai – gyro elect, 210/2, type T12	4920-21-803-2253	
107	Crimp Tool Hand, 11-7295 Sertisseuse, 11-7295	5120-00-064-5631	
108	Removal Tool, 11-7880-16 Outil de démontage, 11-7880-16	5120-00-991-3910	
109	Removal Tool, 11-7880-20 Outil de démontage, 11-7880-20	5120-00-991-3911	
110	Insertion Tool, 11-7401-16 Outil d’insertion, 11-7401-16	5120-00-809-9631	
111	Insertion Tool, 11-7401-20 Outil d’insertion, 11-7401-20	5120-00-809-9632	
112	Multimeter Multimètre	6625-21-805-7868	
113	Tester – Stall Warning Appareil d’essai – avertisseur de décrochage	4920-21-812-5665	990-1-2-3
114	Power Supply Bloc d’alimentation	5P/44	
115	Tester – Vacuum Chamber Appareil d’essai – chambre à vide	4920-21-803-2260	1622

Figure 1-5 (Sheet 9 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
Figure 1-5 (feuille 9 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
116	Tester – Tachometer Appareil d'essai – tachymètre	4920-21-803-2261	1810
117	Manometer, 211852/1 Manomètre, 211852/1	6685-21-803-2282	
118	Tester – Accelerometer Appareil d'essai – accéléromètre	4920-21-803-2655	
119		(See Item 103) (Voir article 103)	
120	Tester – Pressure Gauge, 460 Appareil d'essai – manomètre, 460	6685-21-803-2299	
121	Tester – Pressure Gauge, C2123 Appareil d'essai – manomètre, C2123	6685-21-803-2325	
122	Tester – Pressure Gauge, 12/154 Appareil d'essai – manomètre, 12/154	6685-21-803-2329	
123	Stop Watch Chronomètre	6645-21-803-1020	
124	Manometer, A338/1 Manomètre, A338/1	6685-00-699-4579	
125	Barometer – Mercurial, FA135 Baromètre à mercure, FA135	6685-21-803-2293	
126	Tester – Thermometer, 81T26 Appareil d'essai – thermomètre, 81T26	6695-21-803-2293	
127	Compass, Type B Compas, type B	6675-21-801-3305	
128	Tripod Trépied	6675-21-801-3032	
129	Pump – Vacuum Pompe à dépression	4310-21-803-1665	
130	Tester – Altitude, LT3468A Appareil d'essai – altitude, LT3468A	4920-00-603-0861	LT3468A

Figure 1-5 (Sheet 10 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 10 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

Item No. Art. n°	Description	CF Ref Réf. FC	CF Check List Liste de vérification FC
131	Tester – Altitude – Portable, LT3469A Appareil d'essai – altitude – portatif, LT3469A	4920-00-603-0863	LT3469
132	Test Set Tube Appareil d'essai pour tube électronique	6625-00-772-6106	
133	Magnifier – Illuminated Loupe, avec éclairage	6650-21-804-8710	
134	Cable Assembly Câbles	4920-00-570-9120	UG389A1
135	Tool, Canopy Outil, verrière		C65D00217
136	Screen – Air Intake Grille, entrée d'air	1730-21-819-4955	C64F46819-1
137	Screen – Air Intake Grille, entrée d'air	1730-21-819-4956	C64F46819-2
138	Pointer, Jet Pipe Alignment Outil de réglage de la tuyère		7940037
139	Jet Pipe Turnbuckle Adjustment Réglage, tendeur tuyère		7940033-1
140	Jet Pipe Turnbuckle Adjustment Réglage, tendeur tuyère		790033-2
141	Tester – Fuel Quantity Appareil d'essai, quantité carburant	6625-01-035-0257	
142	Tool, Engine Alignment (see C-12-114-000/CS-060) Outil d'alignement de réacteur (voir C-12-114-000/CS-060)		8840118-1

Figure 1-5 (Sheet 11 of 11) Special Tools and Ground Handling Equipment  
 Figure 1-5 (feuille 11 de 11) Outils spéciaux et équipement au sol

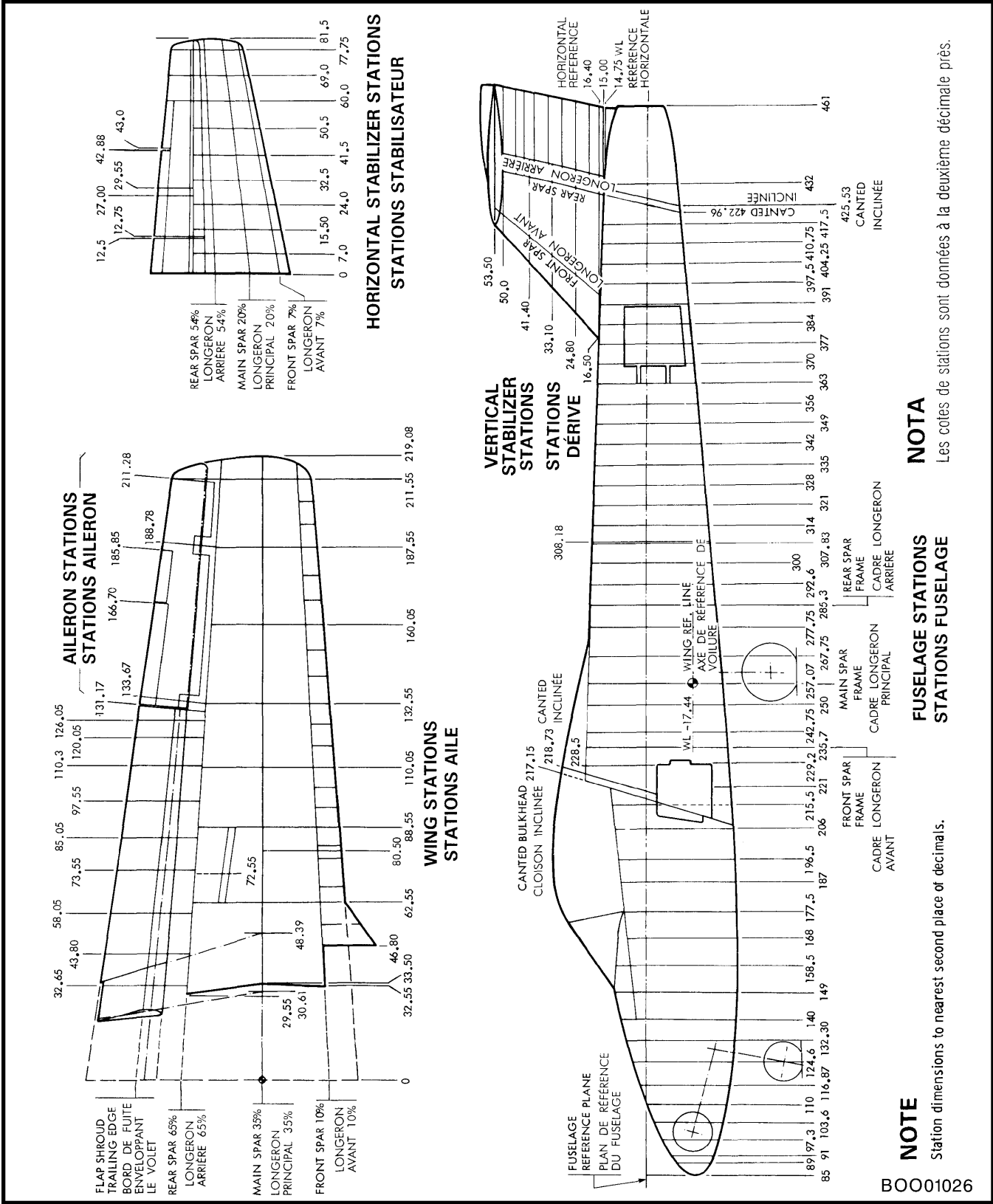
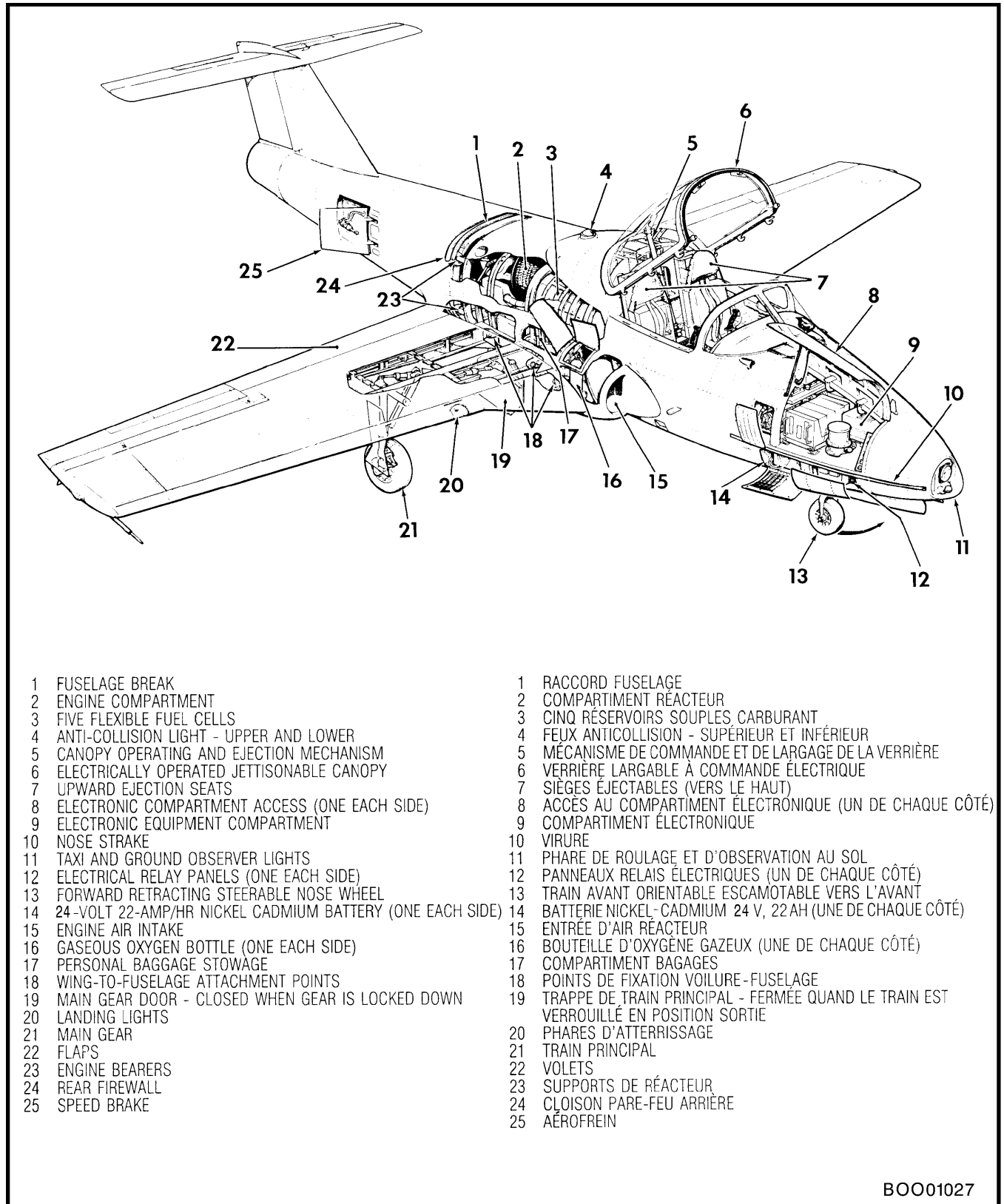


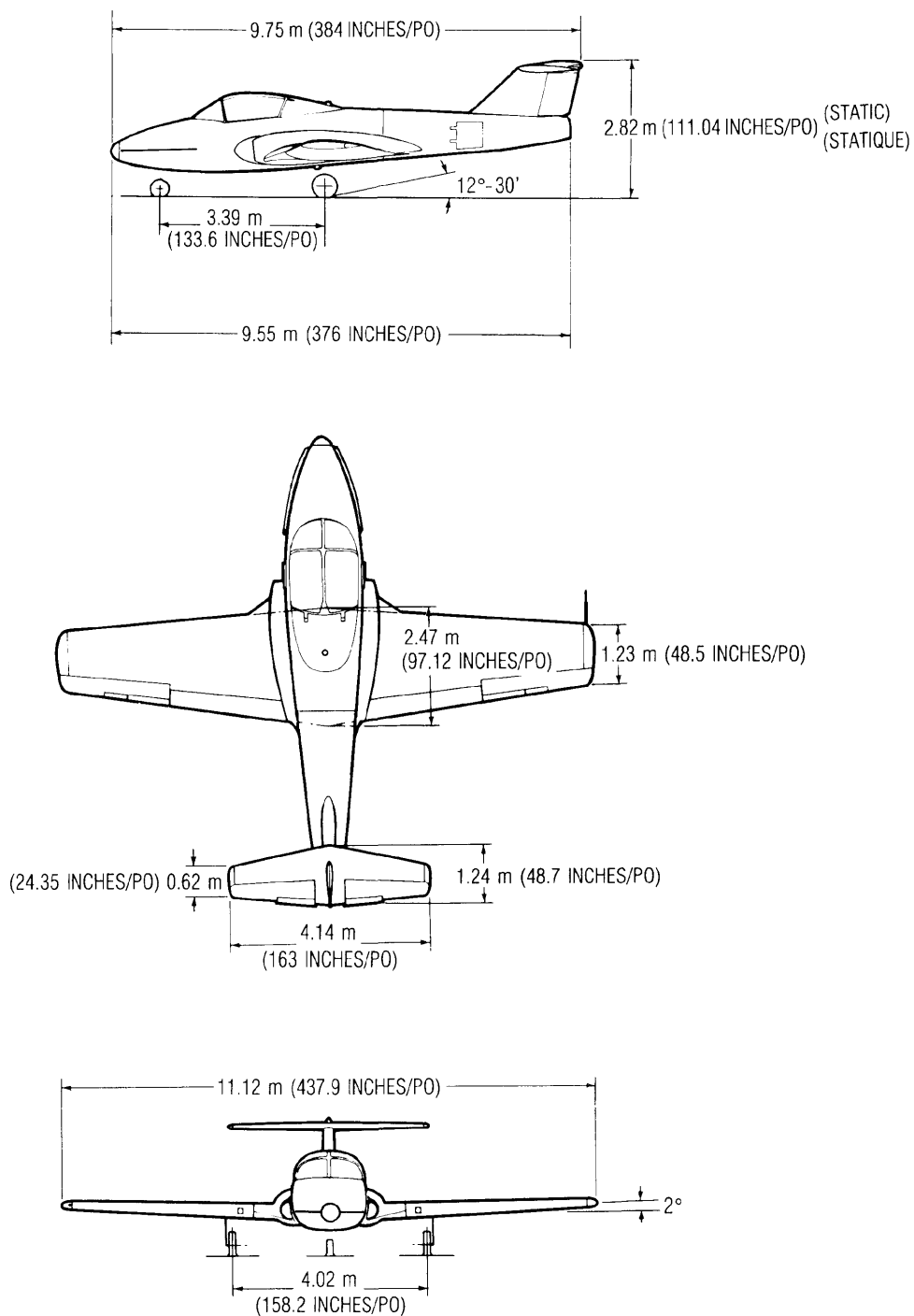
Figure 1-6 Aircraft Stations Diagram  
Figure 1-6 Schéma des références de l'avion



BOO01027

Figure 1-7 Aircraft – General Arrangement

Figure 1-7 Schéma d'ensemble de l'avion



BOO01028

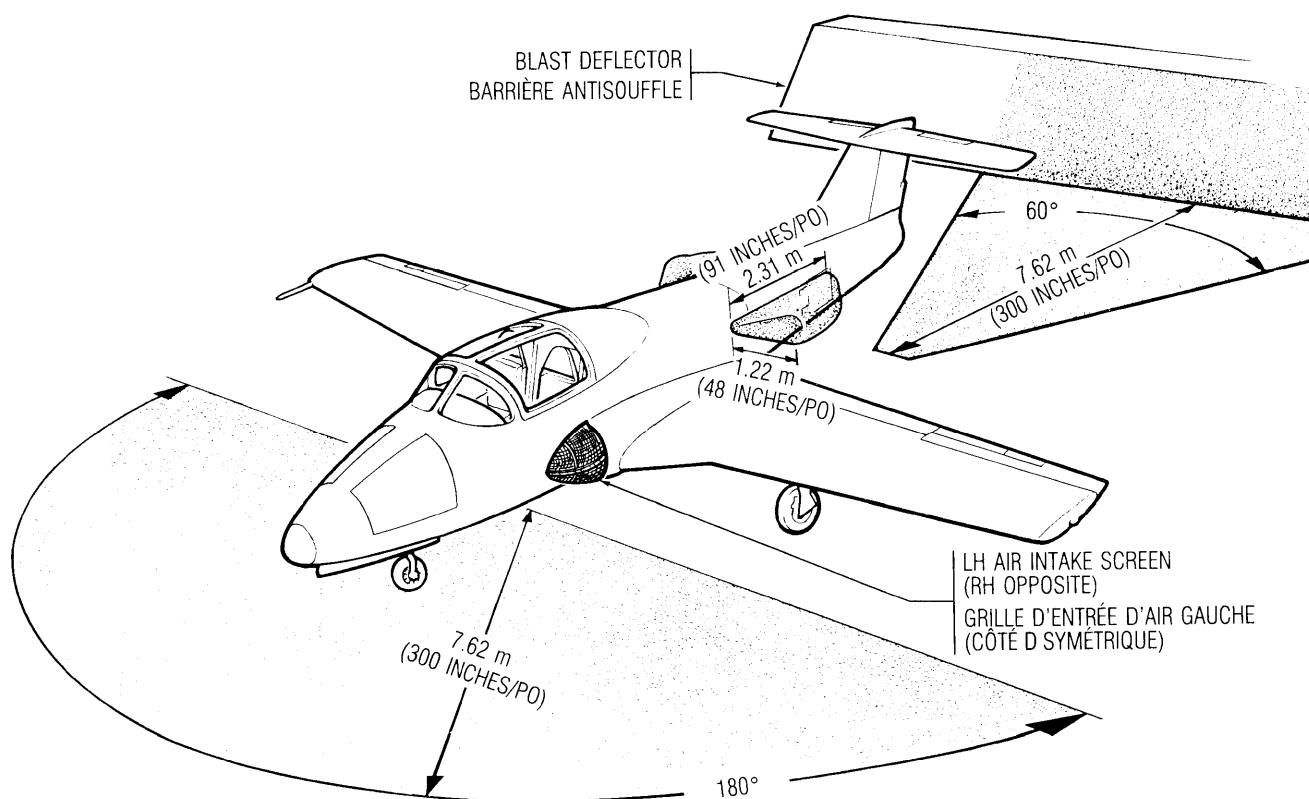
Figure 1-8 Aircraft Dimensions  
Figure 1-8 Dimensions de l'avion

**NOTE**

Air intake screens must be fitted prior to ground run (see Figure 1-5, Items 136 and 137).

**NOTA**

Les grilles d'entrée d'air doivent être installées avant le point fixe (voir figure 1-5, articles 136 et 137).



BOO01029

Figure 1-9 Danger Areas  
Figure 1-9 Zones dangereuses

Description	Total Tank Capacity (a) + (d) Capacité totale des réservoirs (a) + (d)	Total Fuel Capacity Capacité totale en carburant (a)	Usable (b) Utilisable (b)	Unusable (c) Inutilisable (c)	Airspace (d) Volume d'air (d)
<b>FUEL TANK</b> <b>RÉSERVOIR CARBURANT</b>					
Litres	1256.5	1185.6	1174.2	11.4	70.9
Imperial Gallons/ Gallons impériaux	276.4	260.8	258.3	2.5	15.6
US Gallons/ Gallons US	331.68	312.96	309.96	3.0	18.72
<b>AUXILIARY FUEL (2 TANKS)</b> <b>RÉSERVOIRS AUXILIAIRES (2)</b>	Each external tank has a usable fuel capacity as follows:  Chaque réservoir externe a une capacité de carburant utilisable comme suit :				
Litres	189.6		379.2		
Imperial Gallons/ Gallons impériaux	41.7		83.4		
US Gallons/ Gallons US	50.0		100.0		
<b>SMOKE TANKS (2 TANKS)</b> <b>RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE (2 RÉSERVOIRS)</b>	Each smoke tank has a usable fuel capacity as follows:  Chaque réservoir de carburant à fumée a une capacité de carburant utilisable comme suit :			(Snowbird aircraft only)  (Avions Snowbird seulement)	
Litres	84.1		168.2		
Imperial Gallons/ Gallons impériaux	18.5		37.0		
US Gallons/ Gallons US	22.2		44.4		

Figure 1-10 (Sheet 1 of 2) Tank Capacities

Figure 1-10 (feuille 1 de 2) Capacité des réservoirs



Description	Total Tank Capacity (a) + (d) Capacité totale des réservoirs (a) + (d)	Total Fuel Capacity Capacité totale en carburant (a)	Usable (b) Utilisable (b)		Unusable (c) Inutilisable (c)	Airspace (d) Volume d'air (d)
			Main Princ.	Emerg. Secours		
<b>HYDRAULIC FLUID</b> <b>FLUIDE HYDRAULIQUE</b>						
Litres	5.41	4.59	2.32	2.14	Negligible	0.82
Imperial Gallons/ Gallons impériaux	1.19	1.01	0.51	0.47	Négligeable	0.18
US Gallons/ Gallons US	1.45	1.21	0.63	0.57		0.24
<b>OIL TANK</b> <b>RÉSERVOIR D'HUILE</b>						
Litres		4.18		3.91	0.27	
Imperial Quarts/ Pintes impériales		3.68		3.44	0.24	
US Quarts/ Pintes US		4.41		4.13	0.28	

Figure 1-10 (Sheet 2 of 2) Tank Capacities  
 Figure 1-10 (feuille 2 de 2) Capacité des réservoirs



**PART 2****GROUND HANDLING****TOWING**

The aircraft must not be towed if ejection seats, canopy or telecom gear have been removed unless sufficient ballast is placed on equipment bay floor or equivalent position.

**GENERAL**

1. The aircraft can be towed forward or pushed back using a special tow bar assembly (see [Figure 1-5](#), Item 7) which must be attached to the nose landing gear as shown in [Figure 2-1](#). During towing, the canopy may be open or closed.

2. During a 45-degree turn, the radius of the turning circle is 5.36 metres (17 feet 7 inches) and the radius of the clearance circle is 8.80 metres (28 feet 10 inches). For a 90-degree turn the radius are 2.0 metres (6 feet 7 inches) and 5.56 metres (18 feet 3 inches).

**TOWING PROCEDURE**

3. To tow the aircraft, proceed as follows:



The steering mechanism must be disengaged by disconnecting the lower toggle link during towing whether by tow bar or by towing bridle.

- a. Ensure that the ground safety locking pins are in position (see [Figure 2-2](#)) on the nose and main gears and that the lock-balls on the pins have sprung out.
- b. Ensure that safety pins for canopy and ejection seats are installed (see [C-12-114-0A0/MF-001](#)).
- c. Disconnect the lower toggle link (see [Figure 2-3](#)).

**PARTIE 2****MANOEUVRES AU SOL****REMORQUAGE**

L'avion ne doit pas être remorqué si les sièges éjectables, la verrière ou les appareils de télécommunications ont été déposés à moins qu'il y ait suffisamment de lest sur le plancher du compartiment équipement ou à un endroit équivalent.

**GÉNÉRALITÉS**

1. L'avion peut être remorqué vers l'avant ou poussé vers l'arrière au moyen d'une barre de remorquage spéciale (voir [figure 1-5](#), article 7) qui doit être fixée au train avant comme le montre la [figure 2-1](#). Au cours du remorquage, la verrière peut être ouverte ou fermée.

2. Pendant un virage à 45 degrés, le rayon de braquage est de 5.36 mètres (17 pi 7 po) et le rayon du cercle de dégagement est de 8.80 mètres (28 pi 10 po). Pour un virage à 90 degrés, les rayons sont respectivement de 2.0 mètres (6 pi 7 po) et de 5.56 mètres (18 pi 3 po).

**MÉTHODE DE REMORQUAGE**

3. Pour remorquer l'avion, procéder comme suit :



Pendant le remorquage, le mécanisme d'orientation doit être dégagé par le décrochage de la branche inférieure du compas, qu'on utilise une barre ou une bride de remorquage.

- a. S'assurer que les goupilles de sécurité sont en place (voir [figure 2-2](#)) sur les trains avant et principaux et que les billes de verrouillage sur les goupilles sont sorties.
- b. S'assurer que les goupilles de sécurité pour la verrière et les sièges éjectables sont en place (voir [C-12-114-0A0/MF-001](#)).
- c. Décrocher la branche inférieure du compas (voir [figure 2-3](#)).



The shear bolt shall be an AN3-20A steel bolt.

- d. Check that the correct shear bolt has been used to connect the bar and fork of the tow bar assembly.
- e. Connect tow bar to nose gear as shown in [Figure 2-1](#).
- f. Release parking brake (see [Figure 2-4](#)).
- g. When towing is completed, connect the lower toggle link to the leg securing in position by the quick-release pin (see [Figure 2-3](#)).

#### NOTE

Ensure that the lock-balls on the pin have sprung out so as to safety the pin.

### EMERGENCY TOWING



The shear bolts shall be aluminium alloy (AN5-DD14A) bolts.

- 4. When it is necessary to use the towing bridle (see [Figure 1-5](#), Item 9), check that the correct shear bolts are installed in the bushes of the towing bridle before connecting bridle to the towing lugs on main gear shock struts.

### STEERING DISCONNECTION AND CONNECTION

- 5. For method of disconnecting and connecting steering mechanism, see [Figure 2-3](#).

### TOW BAR AND TOWING BRIDLE CONNECTION AND DISCONNECTION

- 6. For method of connecting and disconnecting tow bar or towing bridle, see [Figure 2-1](#).



Le boulon de cisaillement est un boulon d'acier AN3-20A.

- d. Vérifier que le bon boulon de cisaillement a été utilisé pour accrocher la barre et sa fourchette.
- e. Accrocher la barre de remorquage au train avant comme illustré à la [figure 2-1](#).
- f. Desserrer le frein de parc (voir [figure 2-4](#)).
- g. Une fois le remorquage terminé, accrocher la branche inférieure du compas à la jambe du train en la fixant au moyen d'une goupille rapide (voir [figure 2-3](#)).

#### NOTA

S'assurer que les billes de verrouillage de la goupille sont sorties de façon à maintenir celle-ci en place.

### REMORQUAGE DE SECOURS



Les boulons de cisaillement sont des boulons en alliage d'aluminium (AN5-DD14A).

- 4. Quand il faut utiliser la bride de remorquage (voir [figure 1-5](#), article 9), vérifier que les bons boulons de cisaillement sont en place dans les bagues de la bride de remorquage avant d'accrocher la bride aux pattes de remorquage sur les jambes d'amortisseur du train principal.

### DÉSACCOUPLAGE ET COUPLAGE DU MÉCANISME D'ORIENTATION

- 5. Pour le désaccouplage et le couplage du mécanisme d'orientation, voir la [figure 2-3](#).

### ACCROCHAGE ET DÉCROCHAGE DE LA BARRE ET DE LA BRIDE DE REMORQUAGE

- 6. Pour l'accrochage et le décrochage de la barre ou de la bride de remorquage, voir [figure 2-1](#).

**PARKING****GENERAL**

7. Install canopy and seat safety pins (see [C-12-114-0A0/MF-001](#)).



If seats, canopy, batteries or electronic sets have been removed, sufficient ballast must be placed on equipment bay floor or in equivalent position.

**APPLICATION OF PARKING BRAKES**

8. To apply the parking brakes, push on both rudder pedals sufficiently to give full brake pressure, then pull the parking cable located on the left of the cockpit above the cross-tube (see [Figure 2-4](#)). When releasing the parking brakes, apply pressure to both rudder pedals, give a slight pull on the parking cable toggle, and allow the toggle to return to the off position under the action of the return spring.

**CONTROL SURFACE LOCK ENGAGEMENT**

9. To engage the control surface lock, proceed as follows (see [Figure 2-4](#)):

- a. Place the control column and rudder pedals in approximately neutral position.
- b. Raise the control lock lever toward the control column to engage the lever in the spigot on the left control column.

**NOTE**

This will pull the lock-plate (against the action of a spring) into the left tee-bar on the left pair of rudder pedals.

- c. Pull back on the lever handle to lock the spigot in the lever.
10. To release the control surface lock, proceed as follows:

- a. Move lever handle forward.
- b. Permit lock lever to swing down.

**STATIONNEMENT****GÉNÉRALITÉS**

7. Installer les goupilles de sécurité de la verrière et des sièges (voir [C-12-114-0A0/MF-001](#)).



Si les sièges, la verrière, les batteries ou l'équipement électronique ont été déposés, il faut placer du lest sur le plancher du compartiment équipement ou à un endroit équivalent.

**SERRAGE DES FREINS DE PARC**

8. Pour serrer les freins de parc, appuyer suffisamment sur les deux pédales du palonnier pour obtenir la pression de freinage maximale, puis tirer le câble de stationnement qui se trouve du côté gauche du poste de pilotage, au-dessus du tube de conjugaison (voir [figure 2-4](#)). Pour desserrer les freins de parc, appuyer sur les deux pédales du palonnier, tirer légèrement sur le levier du câble de stationnement et laisser le levier revenir à la position d'arrêt sous l'action du ressort de rappel.

**VERROUILLAGE DES GOUVERNES**

9. Pour verrouiller les gouvernes, procéder comme suit (voir [figure 2-4](#)):

- a. Mettre le manche pilote et les pédales de palonnier à peu près en position neutre.
- b. Lever le levier de verrouillage des gouvernes à la hauteur du manche pilote pour engager le levier dans le doigt du manche gauche.

**NOTA**

Ceci tirera la plaque de verrouillage (contre l'action d'un ressort) dans la barre en T de gauche sur les pédales du palonnier gauche.

- c. Tirer la poignée de la manette pour verrouiller le doigt dans la manette.
10. Pour relâcher le verrouillage des gouvernes, procéder comme suit :

- a. Déplacer la poignée du levier vers l'avant.
- b. Permettre au levier de verrouillage de descendre.

- c. Check that the lock-plate is disengaged from the tee-bar.

## USE OF BLANKING PLUGS

11. The following are the minimum requirements for the use of aircraft blanking plugs:

- a. Intake blanking plugs shall be installed when aircraft are parked on the flight line, and are not to be flown immediately.
- b. Intake, compressor bleed and generator cooling inlet blanking plugs shall be installed at all times when aircraft are being hangared or undergoing first-line maintenance.
- c. All blanking plugs shall be installed:
  - (1) When aircraft are being hangared for extended periods of maintenance.
  - (2) When aircraft are in storage or are non-effective for extended periods of time.

12. Note that if environmental conditions are favourable and no protracted delays before flight are anticipated, the use of intake blanking plugs is not mandatory during between-flight turn-around servicing. This provision is adopted because the nature of recent Foreign Object Damage (FOD) experience indicates limited risk during these periods and because of problems involved in large-volume handling of intake plugs during between-flight turn-arounds. Nevertheless, all concerned are to be guided by the principle that the minimum requirements of Paragraph 11 are to be met, and that all blanking plugs are to be used to the maximum extent that is practicable in any situation.

## LANDING GEAR GROUND SAFETY LOCKING PINS

13. Main and nose gear safety locking pins are provided in addition to the ground safety micro-switches to prevent inadvertent retraction of the landing gear when the aircraft is supported by the landing gear. These ground safety locking pins must be installed immediately after the aircraft has been taxied to the parking site and removed when the aircraft is being readied for flight. When not in use, the ground safety locking pins are installed in a stowage pouch on the right side of the cockpit.

- c. Vérifier que la plaque de verrouillage est dégagée de la barre en T.

## UTILISATION DES OBTURATEURS

11. On trouvera ci-dessous les exigences minimales pour l'utilisation des obturateurs sur l'avion :

- a. Les obturateurs des entrées d'air doivent être installés quand l'avion est stationné sur l'aire de service et qu'il ne doit pas décoller immédiatement.
- b. Les obturateurs des entrées d'air, de la décharge du compresseur et de l'entrée de refroidissement de la génératrice doivent toujours être en place quand l'avion est dans un hangar ou qu'il fait l'objet d'entretien au premier échelon.
- c. Tous les obturateurs doivent être installés :
  - (1) Quand l'avion est dans un hangar pour une période de maintenance.
  - (2) Quand l'avion est remisé ou hors service pendant des périodes prolongées.

12. Noter que, quand les conditions météorologiques le permettent et qu'on ne prévoit aucun délai prolongé avant le vol, l'usage des obturateurs n'est pas obligatoire pendant l'entretien en escale. Cette mesure résulte des expériences récentes sur les dommages causés par les corps étrangers selon lesquelles le risque est limité au cours de cette période, et en raison des problèmes que présente la manutention d'un grand nombre d'obturateurs d'entrée d'air pendant les escales. Quoi qu'il en soit, il faut noter que les exigences minimales du paragraphe 11 qui précède doivent être respectées et que tous les obturateurs doivent être utilisés en toute situation où il est pratique de le faire.

## GOUPILLES DE SÉCURITÉ AU SOL DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

13. Des goupilles de sécurité du train avant et du train principal sont prévues, en plus des microcontacteurs de sécurité au sol, pour empêcher la rentrée accidentelle du train quand l'avion repose dessus. Elles doivent être mises en place immédiatement après que l'avion a été placé dans son lieu de stationnement et elles doivent être enlevées quand l'avion est prêt au vol. Quand elles ne sont pas utilisées, les goupilles de sécurité au sol sont placées dans un sac de rangement du côté droit du poste de pilotage.

14. The main gear locking pins are installed through two holes in the side stay upper strut and a hole in the lug on the side stay lower strut. The nose gear ground safety pin is installed in the safety pin holes in the nose landing gear drag strut. For installation of safety pins, see [Figure 2-2](#).

14. Les goupilles de sécurité du train principal s'engagent dans deux trous dans la branche supérieure de la contrefiche latérale et dans un trou de la patte de la branche inférieure. La goupille de sécurité du train avant est installée dans les trous aménagés à cet effet dans la contrefiche longitudinale du train avant. Voir installation des goupilles de sécurité [figure 2-2](#).

#### NOTE

For special instructions on removal of nose gear ground safety pin, see [C-12-114-000/MB-001](#).

#### NOTA

Pour les instructions spéciales sur la dépose des goupilles de sécurité du train avant, voir [C-12-114-000/MB-001](#).

### CANOPY EMERGENCY JETTISON SAFETY PIN

15. When an aircraft is placed serviceable for flight, the ground crew shall remove the canopy emergency jettison pin and stow it in the blind flying hood stowage pocket. The ground crew must replace the pin at the completion of flying and/or when the aircraft is placed unserviceable and maintenance is required.

### GOUPILLE DE SÉCURITÉ DE LARGAGE D'URGENCE DE LA VERRIÈRE

15. Quand un avion est prêt pour le vol, le personnel au sol doit enlever la goupille de sécurité de largage d'urgence de la verrière et la ranger dans la pochette de rangement de l'écran pour PSV. Le personnel au sol doit remettre la goupille après le vol ou quand l'avion est mis hors service et qu'il doit faire l'objet de maintenance.

### PICKETING



If seats, canopy, batteries or electronic sets have been removed, sufficient ballast shall be placed on the equipment bay floor or in equivalent position.

### AMARRAGE



Si les sièges, la verrière, les batteries ou l'équipement électronique ont été déposés, mettre suffisamment de lest sur le plancher du compartiment équipement ou dans un endroit équivalent.

16. To picket the aircraft, proceed as follows:

- a. Check that aircraft is headed into prevailing wind. Check that seat and canopy safety pins are installed (see [C-12-114-0A0/MF-001](#)). Remove batteries, if necessary. Close canopy. Lock controls and install landing gear safety pins.
- b. Tie down the aircraft with rope or wire cables at the tie-down points on the landing gear and fuselage as shown in [Figure 2-5](#). Wire cables should be taut but no mechanical means must be used to tighten them. Rope

16. Pour amarrer l'avion, procéder comme suit :

- a. Vérifier que l'avion est orienté face au vent dominant. Vérifier que les goupilles de sécurité de la verrière et des sièges sont en place (voir [C-12-114-0A0/MF-001](#)). Enlever les batteries au besoin. Fermer la verrière. Verrouiller les commandes et poser les goupilles de sécurité du train d'atterrissage.
- b. Attacher l'avion avec de la corde ou des câbles métalliques aux points d'amarrage du train d'atterrissage et du fuselage comme l'indique la [figure 2-5](#). Les câbles métalliques doivent être tendus mais il ne faut utiliser

cables should have one inch of slack to allow for rope shrinkage should the ropes become wet. Tie-down points and picketing equipment are as follows (see [Figure 1-5](#)):

aucun moyen mécanique pour cela. Les cordes doivent avoir un pouce de jeu pour tenir compte du rétrécissement possible dû à l'humidité. Les points et l'équipement d'amarrage sont énumérés ci-dessous (voir [figure 1-5](#)) :

- |   |   |
|---|---|
| (1) Lugs on the main gear shock strut for the attachment of shackles. | (1) Pattes sur la jambe d'amortisseur du train principal pour la fixation des manilles. |
| (2) Intake duct plugs (Item 1).                                       | (2) Obturateurs d'entrée d'air (article 1).   |
| (3) Jet-pipe plug (Item 10).  | (3) Obturateur de tuyère (article 10).  |
| (4) Wire or rope tie-down cables.                                     | (4) Câbles d'amarrage (métalliques ou en corde).  |
| (5) Ram air inlet plug (Item 27).                                     | (5) Obturateur d'entrée d'air dynamique (article 27).                                   |
| (6) Generator cooling outlet plug (Item 28).                          | (6) Obturateur de sortie de refroidissement de la génératrice (article 28).             |
| (7) Compressor bleed outlet plug (Item 29).                           | (7) Obturateur de la décharge du compresseur (article 29).                              |
| (8) Exit duct plug (Item 30).   | (8) Obturateur de gaine de sortie (article 30).   |
| (9) Stall warning probe cover (Item 31).                              | (9) Housse de la sonde d'avertisseur de décrochage (article 31).                        |
| (10) Heat exchanger outlet plug (Item 49).                            | (10) Obturateur de sortie de l'échangeur de chaleur (article 49).                       |
| (11) Wing root heat exchanger outlet plug (Item 50).                  | (11) Obturateur de sortie de l'échangeur de chaleur à l'emplanture d'aile (article 50). |
| (12) Cooling scoop plug (Item 51).                                    | (12) Obturateur de la prise d'air de refroidissement (article 51).                      |
| (13) Adapters for tie-down/jacking points (Item 44).                  | (13) Adaptateurs pour points d'amarrage et de levage (article 44).                      |
| (14) Pitot cover.   | (14) Housse de tube.  |
| (15) Canopy cover.  | (15) Housse de verrière.  |



**JACKING**

If the aircraft is to be jacked up outside the hangar, the dangers due to side loads can be reduced by heading the aircraft into the wind before jacking starts. After the aircraft has been lowered until the weight is supported on the landing gear, the jacks should be further retracted to ensure that, should the aircraft settle at all on the landing gear, the jacks will not contact the aircraft structure and cause damage. Circuit-breakers pulled out in [Paragraph 20](#) shall be pushed in when aircraft is off the jacks. For further jacking precautions, see C-12-040-004/TS-003.



For removal of certain items such as batteries, radios, etc., move the centre of gravity toward the aft limit. When the aircraft centre of gravity is at or near the aft limit, great care must be taken to prevent the aircraft from tipping. A tail steady must be used every time the aircraft is jacked.

**GENERAL INSTRUCTIONS**

17. The maximum weight at which the Tutor aircraft may be jacked is 3313 kg (7300 lb) (see [Figure 2-6](#)). This is without external tanks installed and provided that the centre of gravity of the aircraft is within permissible limits.

18. The five jacking points are located as follows:

- a. One immediately aft of the nose landing gear.
- b. Two under the fuselage just forward of the fuselage break.
- c. One under each wing at the rear auxiliary spar, inboard of the ailerons.

**LEVAGE**

Si l'avion doit être levé à l'extérieur d'un hangar, les dangers représentés par les charges latérales peuvent être réduits si l'on place l'avion face au vent. Une fois l'avion descendu et sa masse supportée par le train d'atterrissage, il faut descendre davantage les vérins pour s'assurer qu'au cas où l'avion s'affaisse sur le train, les vérins n'entreront pas en contact avec la structure de l'appareil et ne risqueront pas de l'abîmer. Les disjoncteurs désenclenchés au [paragraphe 20](#) doivent être réenclenchés quand les vérins sont enlevés. Pour tout renseignement sur les précautions à prendre lors du levage, voir C-12-040-004/TS-003.



La dépose de certains articles tels que les batteries, les radios, etc, déplace le centre de gravité vers sa limite arrière. Quand le centre de gravité est à sa limite arrière ou à proximité, prendre bien soin d'empêcher l'avion de basculer. Il faut utiliser une béquille de queue chaque fois que l'avion est levé.

**INSTRUCTIONS GÉNÉRALES**

17. La masse maximale à laquelle l'avion peut être levé est de 3313 kg (7300 lb) (voir [figure 2-6](#)). Ceci s'entend sans les réservoirs externes et à condition que le centre de gravité de l'avion soit dans les limites permises.

18. Les cinq points de levage se trouvent aux endroits suivants :

- a. Un immédiatement en arrière du train avant.
- b. Deux sous le fuselage, juste en avant du raccord du fuselage.
- c. Un sous chaque aile, aux longerons auxiliaires arrière, du côté intérieur par rapport aux ailerons.

19. A threaded hole at each of these points permits the jacking pads to be screwed into position. In addition to jacking, these pads can be used for the attachment of picketing equipment. When raising the complete aircraft, use the jacking points specified in Paragraph 18, Steps a and c. To support the fuselage when the wings have been removed or for wing removal, use the jacking points specified in [Paragraph 18](#), Steps a and b.

20. To ensure that none of the usual ground safety features of the aircraft are lost when the aircraft is on jacks, a number of circuit-breakers must be pulled out before jacking starts. These are:

- a. LANDING GEAR WARN.
- b. GND SAFETY.
- c. A/I PITOT & STALL WARN.
- d. ZONE 2 COOLING.
- e. WINDSHIELD DE-ICE.
- f. STALL WARN.

21. For aircraft jacking points, see [Figure 2-6](#). For the capacities of jacks and their retracted and extended dimensions, see [Figure 2-7](#). The retracted dimensions are such that they can be placed in position even if the tires are flat and the shock struts are deflated.

#### AIRCRAFT JACKING – WINGS INSTALLED

22. Procedure:

- a. Remove special bolt and washer from jacking point at FS 149 and special bolts from WS 100.5, port and starboard, and install jacking pads (see [Figure 1-5](#), Item 43).
- b. Place jacks under the jacking pads and raise jacks until they make light contact with the pads (adapters).
- c. Pull circuit-breakers detailed in Paragraph 20.
- d. Raise aircraft evenly to the required height. To carry out a retraction test of the landing gear, there should be a minimum clearance of 5 centimetres (2 inches) under the wheels.

19. Un trou fileté à chacun de ces points permet de visser en place les rotules de levage. En plus du levage, ces rotules peuvent être utilisées pour la fixation du matériel d'amarrage. Pour le levage de l'avion au complet, utiliser les points de levage mentionnés au paragraphe 18, étapes a et c. Pour supporter le fuselage quand les ailes ont été déposées ou pour la dépose de ces dernières, utiliser les points de levage mentionnés au [paragraphe 18](#), étapes a et b.

20. Pour s'assurer qu'aucun des dispositifs habituels de sécurité au sol de l'avion n'est neutralisé quand l'appareil est sur vérins, plusieurs disjoncteurs doivent être désenclenchés avant le levage. Ce sont les suivants :

- a. LANDING GEAR WARN.
- b. GND SAFETY.
- c. A/I PITOT & STALL WARN.
- d. ZONE 2 COOLING.
- e. WINDSHIELD DE-ICE.
- f. STALL WARN.

21. Voir points de levage de l'avion [figure 2-6](#). Pour la capacité des vérins de levage et leurs dimensions entrés et sortis, voir la [figure 2-7](#). Les dimensions des vérins rentrés sont telles que ces derniers peuvent être mis en position même si les pneus ou les amortisseurs sont dégonflés.

#### LEVAGE DE L'AVION – AILES INSTALLÉES

22. Méthode :

- a. Enlever le boulon spécial et la rondelle du point de levage à FS 149 ainsi que les boulons spéciaux à WS 100.5, des côtés gauche et droit, et poser les rotules de levage (voir [figure 1-5](#), article 43).
- b. Placer les vérins sous les rotules de levage, et lever jusqu'à ce que les vérins soient en contact léger avec les rotules.
- c. Désenclencher les disjoncteurs mentionnés au paragraphe 20.
- d. Lever l'avion de façon uniforme à la hauteur requise. Pour faire un essai de rentrée du train, il doit y avoir une distance minimale de 5 cm (2 po) entre les roues et le sol.

- e. Tighten locking collars on jacks.
  - f. A tail steady shall be placed under the rear fuselage at FS 335.
23. Before lowering the aircraft off the jacks, carry out the following:
- a. Check that stands, tail steady, etc., have been moved clear of the aircraft.
  - b. Check that the ground safety locking pins have been installed in the nose and main landing gears.
  - c. Check that the shock struts are adequately charged.
  - d. Check that the tires are adequately inflated.
  - e. Check that the parking brake is off.
  - f. Back-off the locking collars on the jack.
  - g. Remove jacking pads and install plugs.
24. When the aircraft weight is being supported by the landing gear, push in the circuit-breakers pulled out in [Paragraph 20](#).

#### AIRCRAFT JACKING – WINGS NOT INSTALLED

25. Procedure:
- a. Remove special bolt and washer at FS 149 and plugs at FS 285. Install jacking pads (see [Figure 1-5](#), Item 43).
  - b. Carry out procedure in [Paragraph 22](#), Steps b to f inclusive.
26. For lowering procedure, see Paragraphs 23 and 24.

#### JACKING THE LANDING GEAR

27. To jack the landing gear main wheels, proceed as follows:
- a. Chock the wheels not being removed.
  - b. Place the tongue of adapter (see [Figure 1-5](#), Item 6) in hole in brake disc.

- e. Serrer les colliers de verrouillage sur les vérins.
  - f. Placer une béquille de queue sous le fuselage arrière à FS 335.
23. Avant de descendre l'avion, effectuer les opérations suivantes :
- a. Vérifier que les supports, la béquille de queue, etc, ont été éloignés de l'avion.
  - b. Vérifier que les goupilles de sécurité au sol ont été posées sur le train avant et sur le train principal.
  - c. Vérifier que les amortisseurs sont bien gonflés.
  - d. Vérifier que les pneus sont bien gonflés.
  - e. Vérifier que le frein de parc est desserré.
  - f. Desserrer les colliers de verrouillage du vérin.
  - g. Enlever les rotules de levage et poser les obturateurs.
24. Quand la masse de l'avion est supportée par le train d'atterrissage, enclencher les disjoncteurs désenclenchés au [paragraphe 20](#).

#### LEVAGE DE L'AVION – AILES NON INSTALLÉES

25. Méthode :
- a. Enlever le boulon spécial et la rondelle à FS 149 et les obturateurs à FS 285. Poser les rotules de levage (voir [figure 1-5](#), article 43).
  - b. Appliquer la méthode indiquée au [paragraphe 22](#), étapes b à f inclusivement.
26. Pour descendre l'appareil, voir les paragraphes 23 et 24.

#### LEVAGE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

27. Pour lever les roues du train principal, procéder comme suit :
- a. Caler les roues qui ne doivent pas être déposées.
  - b. Placer la patte de l'adaptateur (voir [figure 1-5](#), article 6) dans le trou du disque de frein.

- |   |  |
|---|--|
| <p>c. Holding adapter in place, position jack under the pad and raise jack until jack makes light contact with the adapter pad (see <a href="#">Figure 2-2</a>).</p> <p>d. Check that adapter is in position, then raise jack until wheel is clear of the ground. For wheel removal procedure, see <a href="#">C-12-114-0A0/MF-001</a>.</p> | <p>c. En maintenant l'adaptateur en place, placer un vérin sous la rotule et lever le vérin jusqu'à ce qu'il touche légèrement la rotule (voir <a href="#">figure 2-2</a>).</p> <p>d. Vérifier que l'adaptateur est en position, puis lever le vérin jusqu'à ce que la roue décolle du sol. Pour la dépose de la roue, voir <a href="#">C-12-114-0A0/MF-001</a>.</p> |
|---|--|
- 
- |  |  |
|--|--|
| <p>28. To jack the nose wheel, proceed as follows:</p> <p>a. Position wheel chocks in front of and behind main wheels.</p> <p>b. Locate adapter on nose wheel leg (see <a href="#">Figure 2-2</a>).</p> <p>c. Place jack in position under the pad on the adapter and raise jack until it makes light contact with the pad.</p> <p>d. Check that adapter is in position, then raise jack until wheel is clear of the ground. For wheel removal procedure, see <a href="#">C-12-114-0A0/MF-001</a>.</p> | <p>28. Pour lever la roue avant, procéder comme suit :</p> <p>a. Placer des cales en avant et en arrière des roues principales.</p> <p>b. Placer l'adaptateur sur la jambe du train avant (voir <a href="#">figure 2-2</a>).</p> <p>c. Placer le vérin en position sous la rotule sur l'adaptateur et lever le vérin jusqu'à ce qu'il entre légèrement en contact avec la rotule.</p> <p>d. Vérifier que l'adaptateur est en position, puis lever le vérin jusqu'à ce que la roue ne touche plus le sol. Pour déposer la roue, voir <a href="#">C-12-114-0A0/MF-001</a>.</p> |
|--|--|

### LEVELLING

29. To level the aircraft, proceed as follows (see [Figure 2-6](#)):
- Remove plugs and install fuselage jacking pads at FS 149 and FS 285.
  - Place jacks under the pads and raise aircraft until wheels are clear of the ground.
  - Place spirit level across levelling pads and adjust the jacks at FS 285 until the aircraft is laterally level as indicated by the spirit level.
  - Place spirit level across pads on the port side of the aircraft and adjust on the jack at FS 149 until the aircraft is level longitudinally, as indicated by the spirit level.
  - Re-check lateral level as in Step c.

### NOTE

For precise levelling, see [C-12-114-000/MN-000](#).

### MISE À NIVEAU

29. Pour mettre l'avion à niveau, procéder comme suit (voir [figure 2-6](#)) :
- Enlever les obturateurs et installer les rotules de levage du fuselage à FS 149 et FS 285.
  - Placer les vérins sous les rotules et lever l'avion jusqu'à ce que les roues ne touchent plus le sol.
  - Placer le niveau à bulle sur les rotules de mise à niveau et régler les vérins à FS 285 jusqu'à ce que le niveau indique que l'avion est à niveau latéralement.
  - Placer le niveau à bulle sur les rotules du côté gauche de l'avion et régler le vérin à FS 149 jusqu'à ce que le niveau indique que l'avion est à niveau longitudinalement.
  - Vérifier de nouveau le niveau latéral comme à l'étape c.

### NOTA

Pour une mise à niveau précise, voir [C-12-114-000/MN000](#).

## ALIGNMENT AND SYMMETRY CHECKS

30. For alignment and symmetry checks, see [C-12-114-000/MN-000](#).

## HOISTING

### HOISTING AIRCRAFT

31. The aircraft can be hoisted as a single lift using special sling and spreader bar (see [Figure 1-5](#), Item 16). This sling is installed as shown in [Figure 2-8](#). For safety precautions to be taken during hoisting procedure, see C-19-040-003/TS-001. To permit the same sling to be used under different centre of gravity conditions, for example, with no engine, the rear cables are connected to the spreader bar at certain specified links. Metal tags secured to the relevant links indicate those to be engaged under the varying conditions.

### HOISTING WINGS

32. To hoist the wings, remove the blanking screws in the wing upper surface at WS 46.8 and WS 132.5 and install the sling (see [Figure 1-5](#), Item 17) as shown in [Figure 2-8](#).

### HOISTING REAR FUSELAGE

33. To hoist the rear fuselage, place loops of sling (see [Figure 1-5](#), Item 18) around the fuselage at FS 333 and FS 411 as shown in [Figure 2-8](#).

### HOISTING COCKPIT CANOPY

34. To hoist the cockpit canopy, place loops of sling (see [Figure 1-5](#), Item 20) as shown in [Figure 2-8](#).

## JACK, PICKET AND HOIST ATTACHMENT POINTS – PLUGS

35. Ground handling equipment adapter attachment points (see [Figures 2-5, 2-6 and 2-8](#)) are normally plugged to prevent thread damage, using screws, setscrews and special bolts. When not installed, protect these parts from thread damage and dirt. Promptly reinstall when ground handling attachment parts are removed. See [C-12-114-000/MY-001](#) for correct part identification.

## VÉRIFICATIONS D'ALIGNEMENT ET DE SYMÉTRIE

30. Pour les vérifications d'alignement et de symétrie, voir [C-12-114-000/MN-000](#).

## HISSAGE

### HISSAGE DE L'AVION

31. On peut hisser l'avion d'une seule pièce en utilisant une élingue spéciale et une barre de levage (voir [figure 1-5](#), article 16). L'élingue est installée comme l'illustre la [figure 2-8](#). Pour les mesures de sécurité à prendre pendant le hissage, voir C-19-040-003/TS-001. Pour permettre l'utilisation de cette élingue dans des conditions de centrage différentes, par exemple lorsqu'il n'y a pas de réacteur, on peut accrocher les câbles arrière à certains points de liaison particuliers de la barre de levage. Des étiquettes métalliques fixées aux liaisons correspondantes indiquent celles qui doivent être engagées dans différentes conditions.

### HISSAGE DES AILES

32. Pour hisser les ailes, déposer les vis d'obturation sur l'extrados de l'aile à WS 46.8 et WS 132.5, puis installer l'élingue (voir [figure 1-5](#), article 17) tel qu'illustré à la [figure 2-8](#).

### HISSAGE DU FUSELAGE ARRIÈRE

33. Pour hisser le fuselage arrière, placer des sangles d'élingue (voir [figure 1-5](#), article 18) autour du fuselage à FS 333 et FS 411, tel qu'illustré à la [figure 2-8](#).

### HISSAGE DE LA VERRIÈRE

34. Pour hisser la verrière, placer les sangles de l'élingue (voir [figure 1-5](#), article 20) comme illustré à la [figure 2-8](#).

## OBTURATEURS DES POINTS DE LEVAGE, D'AMARRAGE ET DE HISSAGE

35. Les points de fixation pour adaptateurs d'équipement au sol (voir [figures 2-5, 2-6 et 2-8](#)) sont normalement obturés, au moyen de vis ou de boulons spéciaux, pour éviter d'en endommager les filets. Lorsque ces obturateurs ne sont pas en place, il faut les protéger contre l'endommagement des filets et contre la poussière. Il faut les remettre en place rapidement dès que les pièces de fixation de l'équipement au sol sont enlevées. Pour le repérage des pièces appropriées, voir [C-12-114-000/MY-001](#).

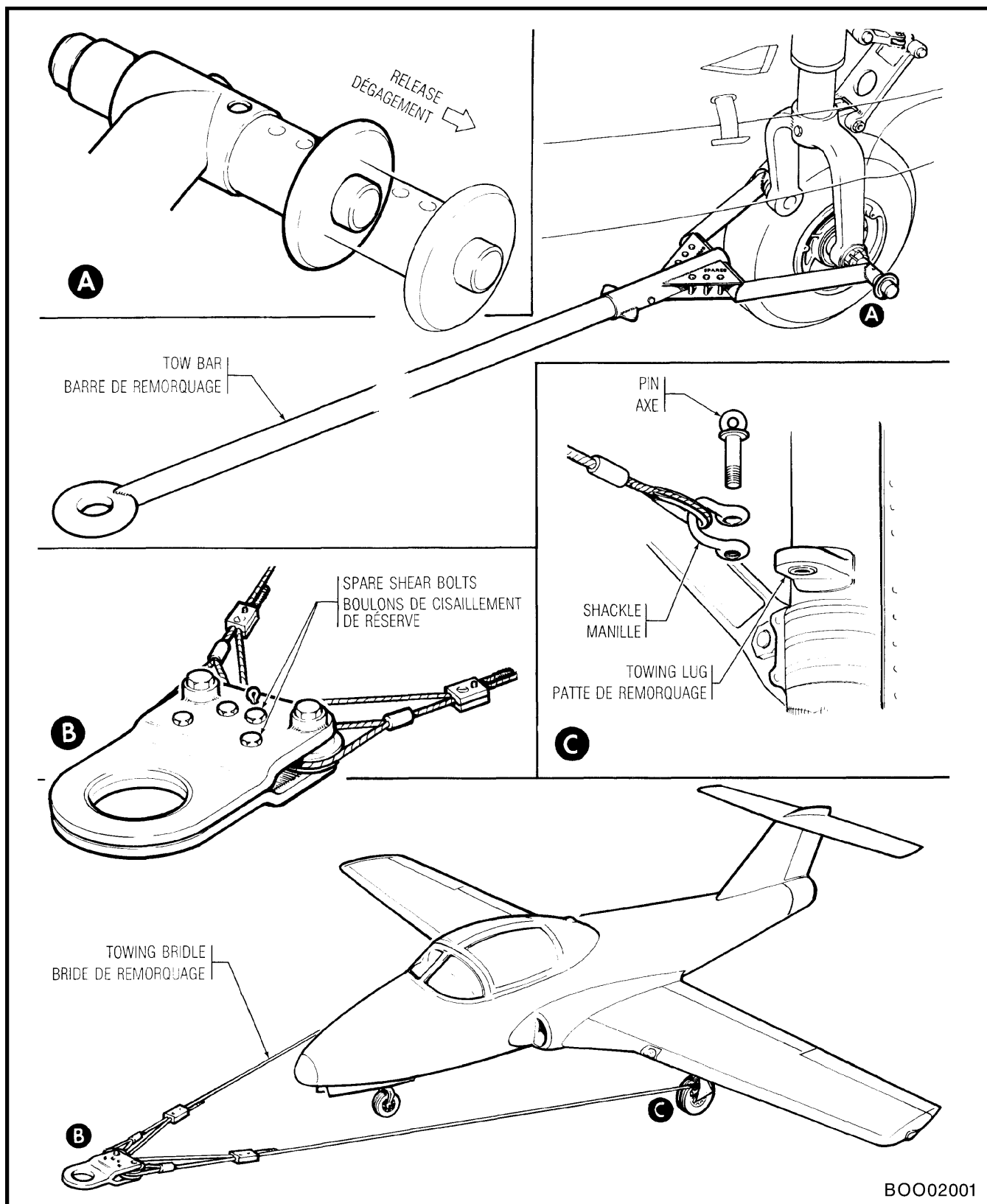


Figure 2-1 (Sheet 1 of 2) Aircraft Towing and Minimum Turning Circles  
 Figure 2-1 (feuille 1 de 2) Remorquage de l'avion et cercles de braquage minimaux

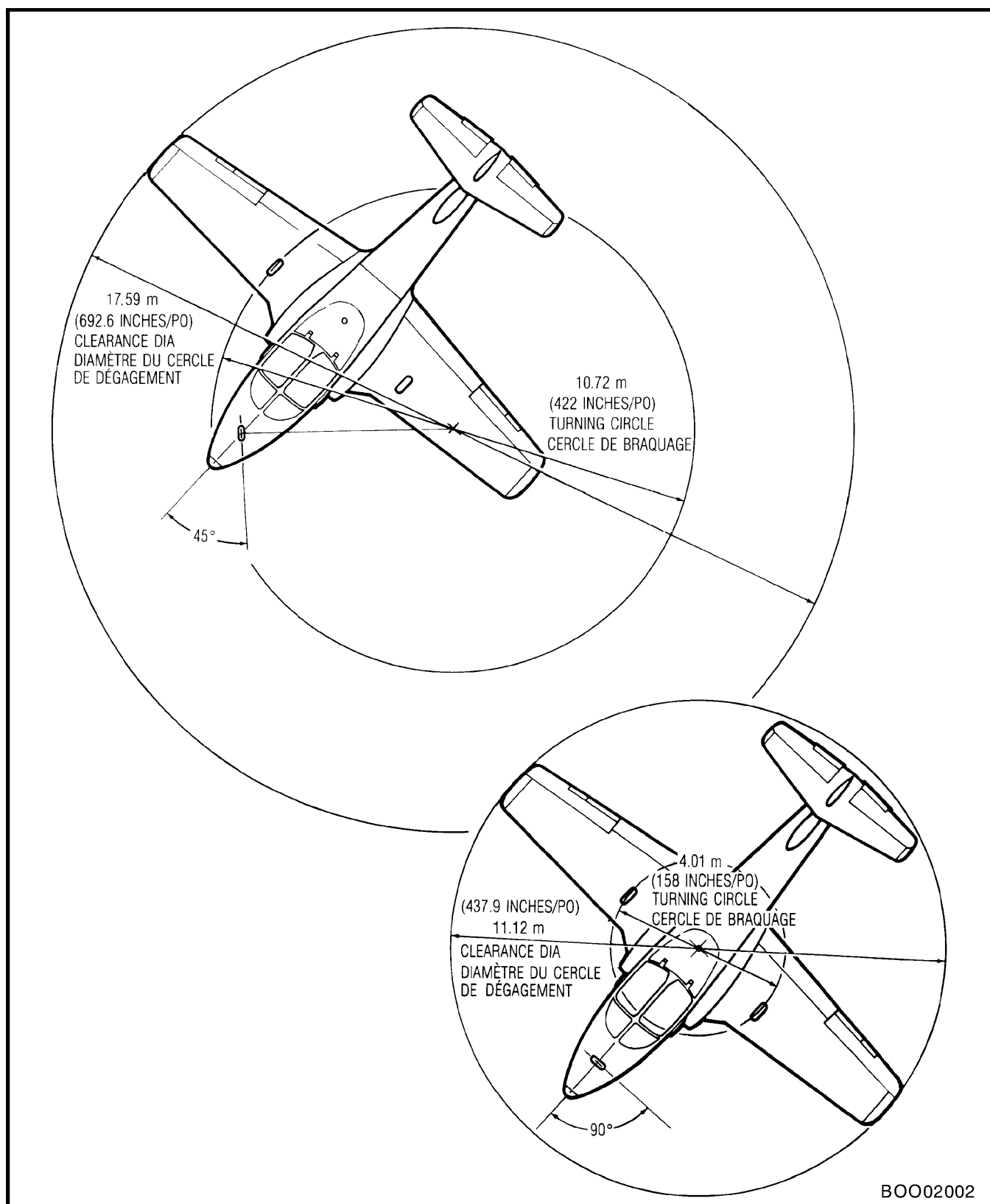


Figure 2-1 (Sheet 2 of 2) Aircraft Towing and Minimum Turning Circles  
 Figure 2-1 (feuille 2 de 2) Remorquage de l'avion et cercles de braquage minimaux



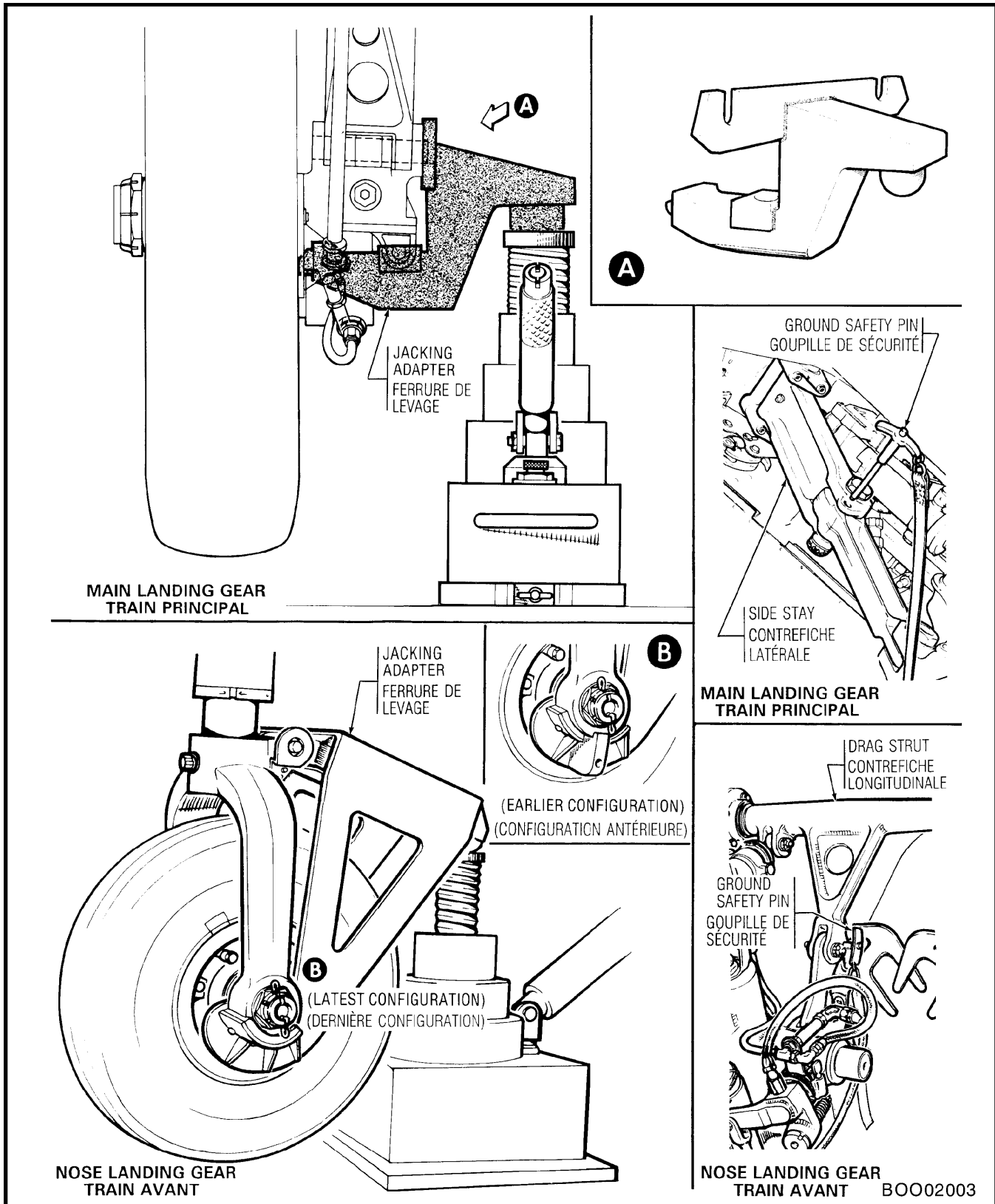


Figure 2-2 Landing Gear Jacking and Ground Locking Pins  
 Figure 2-2 Points de levage et de verrouillage du train d'atterrissage



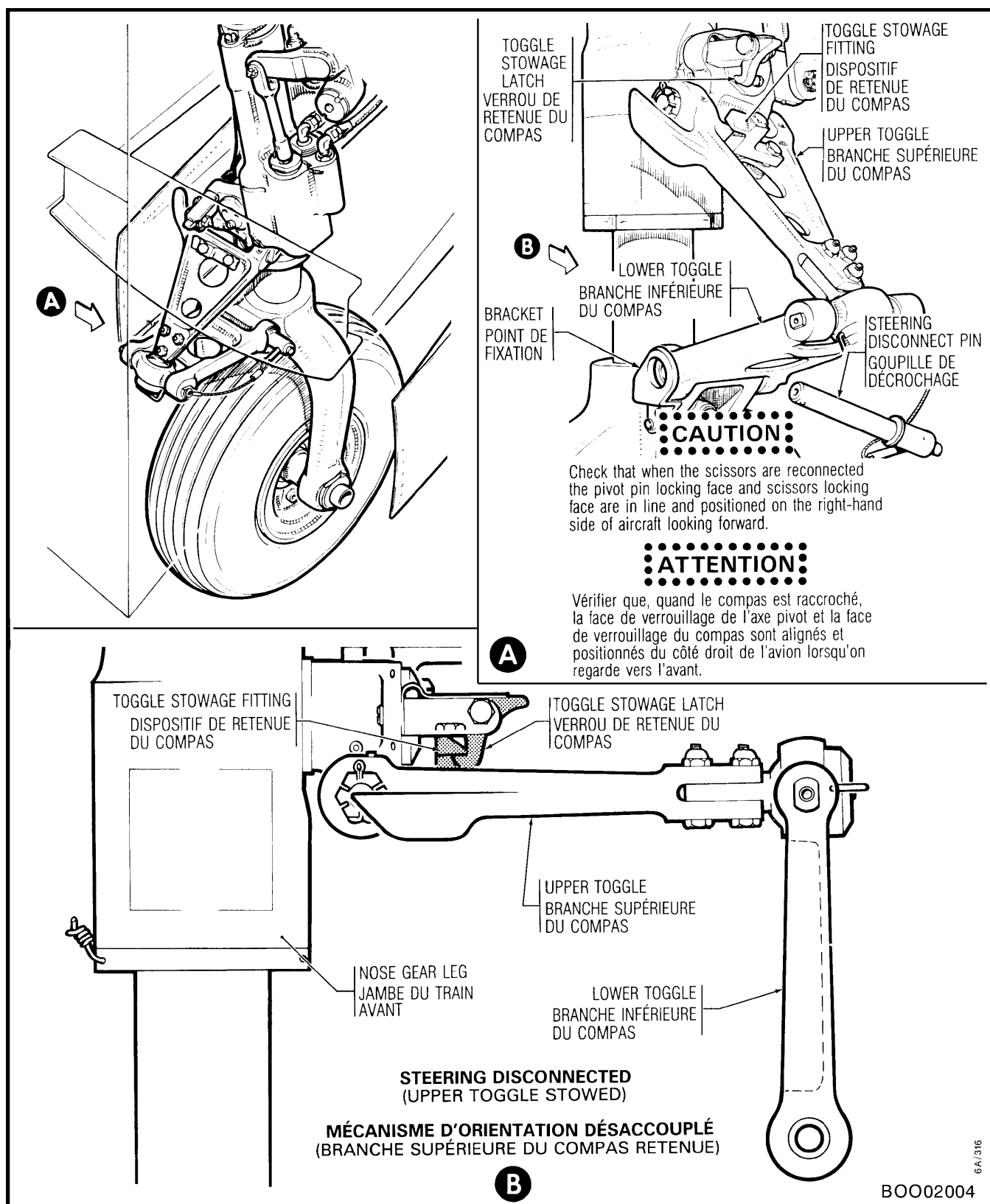
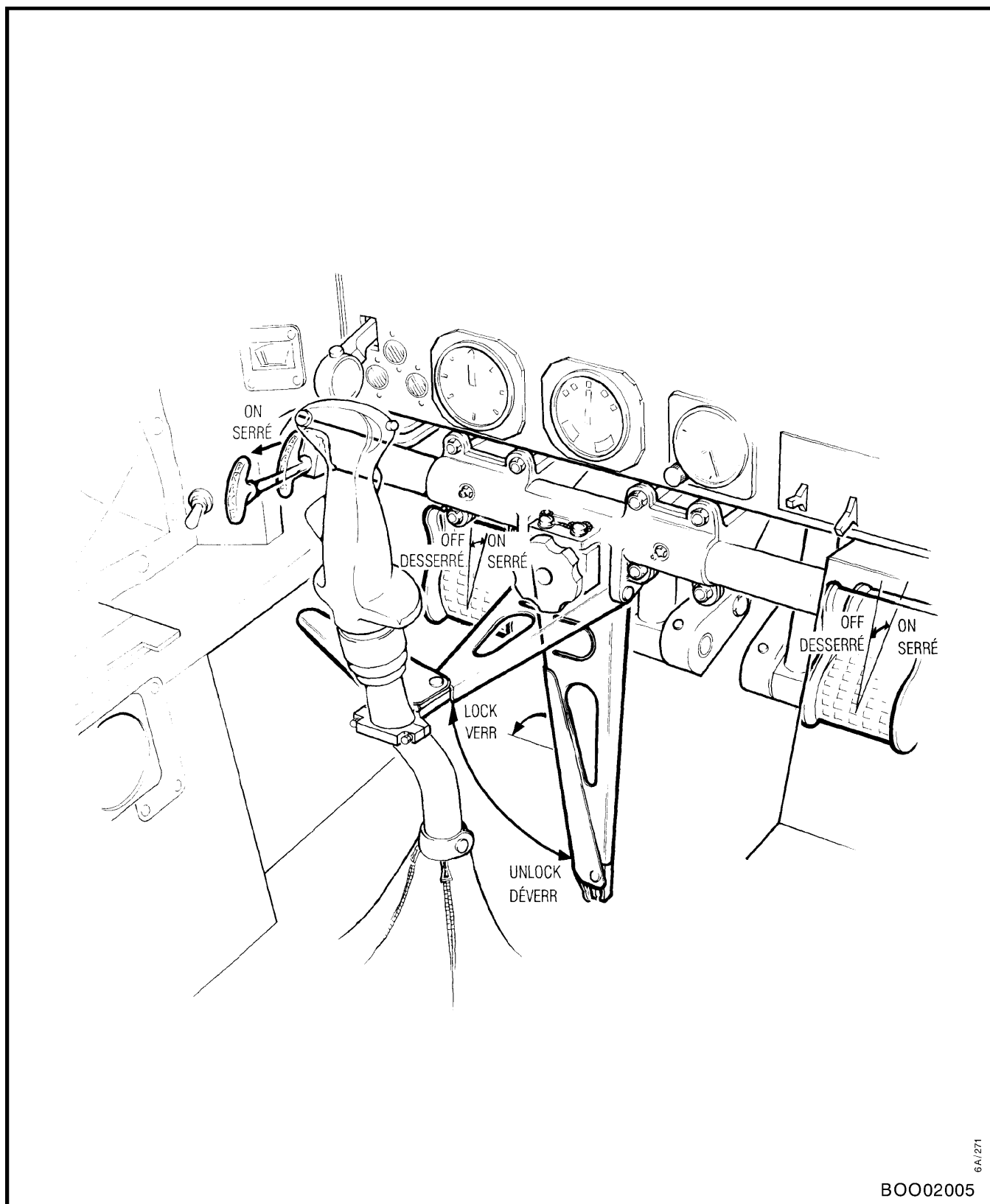


Figure 2-3 Disconnecting and Connecting Nose Wheel Steering

Figure 2-3 Désaccouplage et couplage du mécanisme d'orientation du train avant



6A/271

BOO02005

Figure 2-4 Application and Release of Parking Brakes and Control Surface Locks  
Figure 2-4 Serrage et desserrage des freins de parc et verrouillage de gouvernes

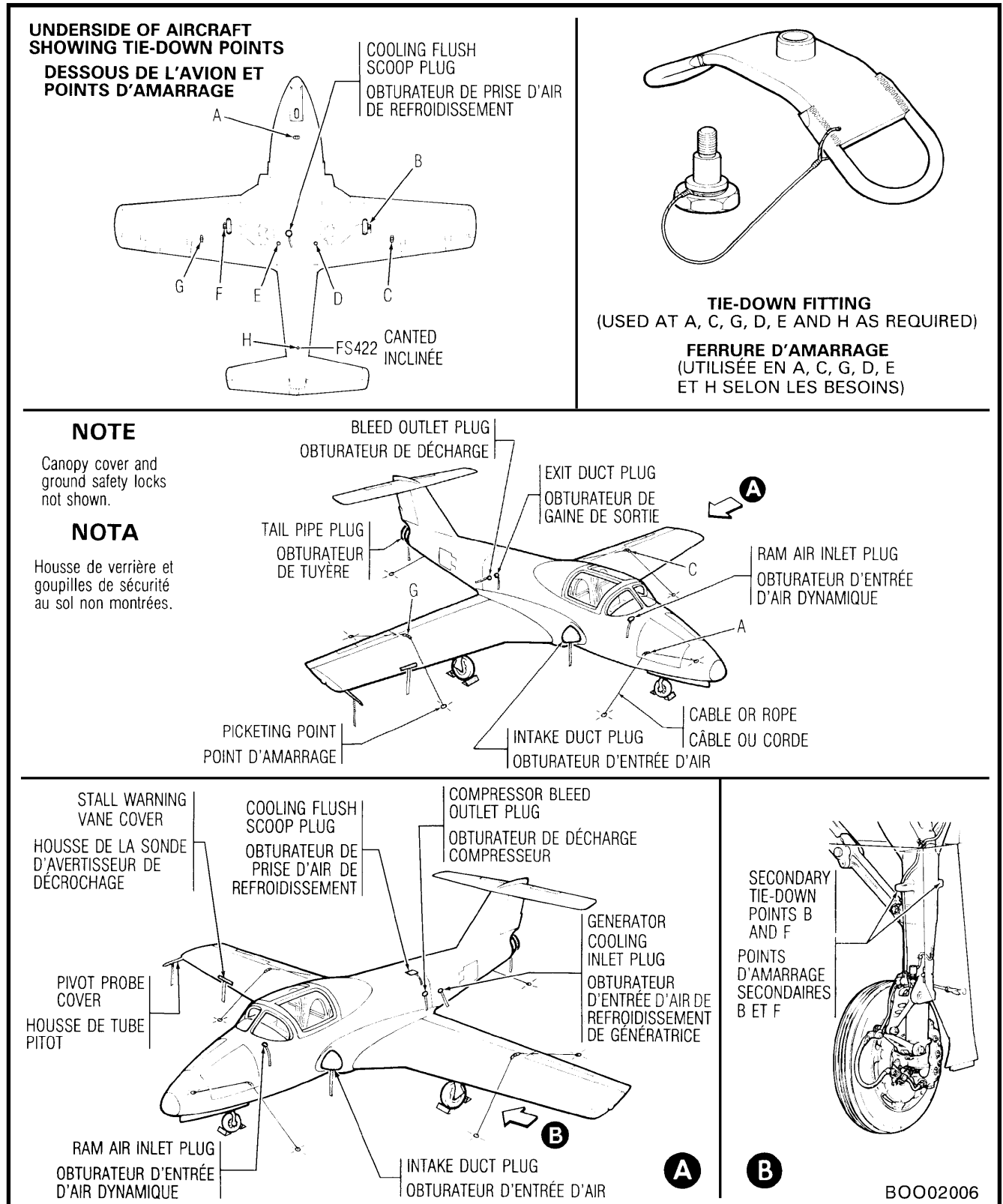


Figure 2-5 Aircraft Picketing  
Figure 2-5 Amarrage de l'avion

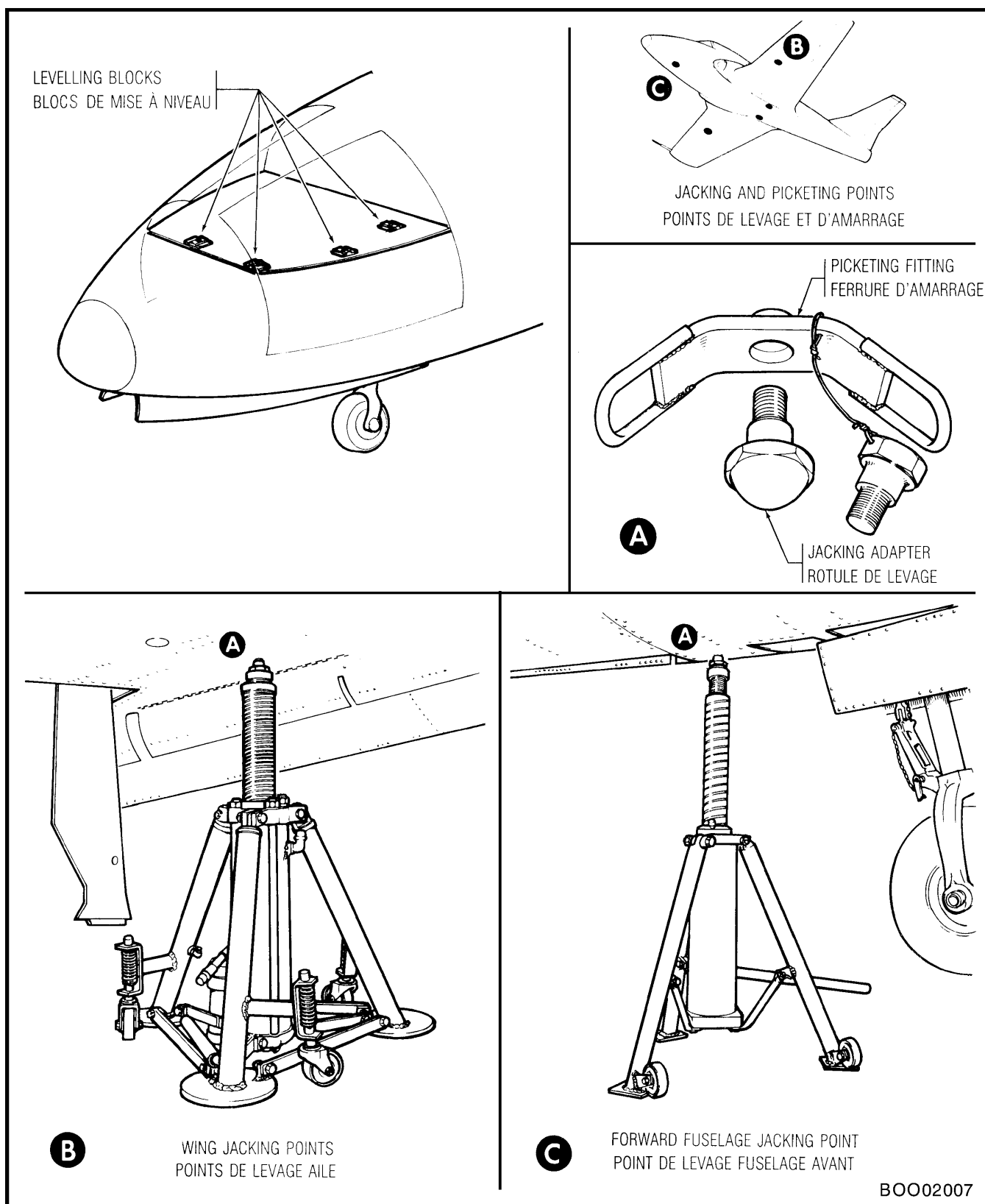


Figure 2-6 Aircraft Jacking and Levelling  
Figure 2-6 Levage et mise à niveau de l'avion

Equipment Matériel	Location Emplacement	Vertical Load (tons)  Charge verticale (tonnes)	Dimensions				Detachable Items  Éléments amovi- bles
			Maximum Retracted  Maximum retré		Minimum Extended  Minimum sortie		
			mm	in. po	mm	in. po	
Jack  Vérin	FS 149	3	356	14	737	29	Jacking pad (adapter)  Rotule de levage (adapteur)
Jack  Vérin	FS 285	5	762	30	1219	48	Jacking pads  Rotules de levage
Sling  Élingue	FS 219 and 304  FS 219 et 304	10					
Jack  Vérin	WS 100.5	5	762	30	1219	48	Jacking pads (2)  Rotules de levage (2)
Jack  Vérin	Bottom main gear strut  Amortisseur inférieur train principal	4	152	6			Adapter  Adaptateur
Jack  Vérin	Bottom nose gear strut  Amortisseur inférieur train avant	3					Adapter  Adaptateur

BOO02008

BOO02008

Figure 2-7 Table of Jacking and Hoisting Equipment  
 Figure 2-7 Tableau du matériel de levage et de hissage

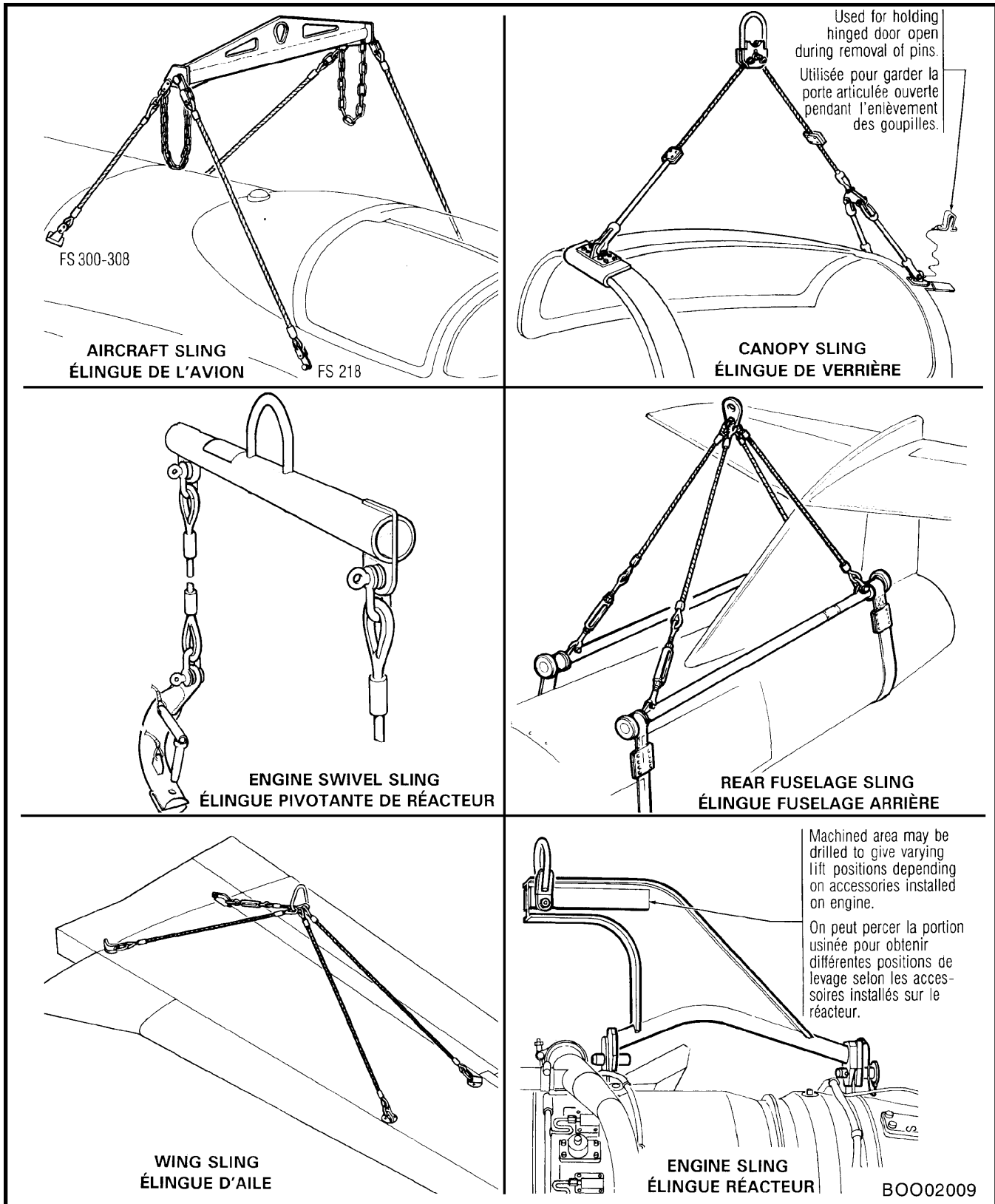


Figure 2-8 Aircraft and Component Hoisting  
Figure 2-8 Hissage de l'avion et de ses éléments

**PART 3****SERVICING****WALK AREAS**

1. The areas on the wing upper surface on which walking is permitted are shown in [Figure 3-1](#). Outside of these areas, protective mats shall be used to prevent structural damage.

**CLEANING****GENERAL**

2. The aircraft is to be cleaned in accordance with C-12-010-029/TP-000.



Certain parts of the aircraft have been bonded with metal-to-metal adhesives. The strength of these bonds may be considerably reduced if cleaning fluids and paint removers containing ketones or fluorinated hydrocarbons (trichloroethane, methyl ethyl ketone or ethylene-dichloride) are allowed to contact these adhesives. When these fluids are used, great care shall be taken to prevent seepage into corners or joints.

**WINDSHIELDS AND CANOPY**

3. Windshield panels shall be cleaned with soap and water, dried with a clean soft cloth and Repcon rain repellant and surface conditioner applied (see [Figure 1-3](#), Item 279).

4. To clean the canopy, proceed as follows:

- a. Blow off dust and loose particles with a low- pressure air blast.
- b. Flush with a plentiful supply of clean water (the water must be grit free) and loosen any adhering matter with bare hands.
- c. Dry by blotting (not rubbing) with a sponge or cloth dampened in water.

**PARTIE 3****ENTRETIEN****ZONES DE PASSAGE**

1. Les zones de l'extrados de l'aile sur lesquelles on peut marcher sont indiquées à la [figure 3-1](#). À l'extérieur de ces surfaces, il faut utiliser des matelas de protection pour éviter d'abîmer la structure.

**NETTOYAGE****GÉNÉRALITÉS**

2. L'avion doit être nettoyé conformément à C-12-010-029/TP-000.



Certaines parties de l'avion ont été collées avec une colle métal sur métal. La force de ces collages peut être considérablement réduite si des liquides de nettoyage ou des décapants à peinture contenant des cétones ou des hydrocarbures fluorés (trichloréthane, méthyle éthyle cétone ou dichlorure d'éthylène) entrent en contact avec la colle. Si on utilise ces liquides, faire extrêmement attention pour éviter qu'ils s'infiltrant dans les coins ou dans les joints.

**PARE-BRISE ET VERRIÈRE**

3. Les panneaux du pare-brise doivent être nettoyés à l'eau et au savon et séchés avec un linge doux et propre. Un liquide anti-pluie Repcon et un conditionneur de surface doivent être appliqués (voir [figure 1-3](#), article 279).

4. Pour nettoyer la verrière, procéder comme suit :

- a. Souffler la poussière et les particules libres avec un jet d'air à basse pression.
- b. Rincer abondamment à l'eau claire (cette eau doit être exempte de particules abrasives) et enlever à la main les corps qui pourraient adhérer.
- c. Sécher en tamponnant (sans frotter) avec une éponge ou un linge humide.

- d. Apply Repcon rain repellant and surface conditioner (see [Figure 1-3](#), Item 279).

**NOTE**

Use a minimum amount of cleaner.

**FUELLING AND DEFUELLING****GENERAL**

5. The aircraft can be gravity-fuelled through the single filler unit located on the top RH side of the fuselage. This filler is provided with a scupper and overboard drain to ensure that excess fuel is drained to atmosphere.

**WARNING**

All safety precautions detailed in C-05-005-P06/AM-001 and C-82-040-003/TS-001 shall be carried out.



Before refuelling aircraft equipped with long range external fuel tanks, ensure that the selector switch for external tank feeding is at the OFF position. If the fuel switch is found at the ON position, set it to the OFF position and turn on battery power for approximately 10 seconds, then turn battery power off.

**REFUELLING AIRCRAFT**

6. Procedure:
- Ground the aircraft, refuelling nozzle and refuelling tender (see [Figure 3-2](#)).
  - Open access panel No. 3-3 located on the top starboard side of the fuselage (see [Figure 1-4](#)).
  - Remove filler cap, and insert refuelling hose nozzle in filler unit, taking care not to damage items in the filler access area (see [Figure 3-3](#)).

- d. Appliquer le liquide anti-pluie Repcon et le conditionneur de surface (voir [figure 1-3](#), article 279).

**NOTA**

Utiliser un minimum de nettoyeur.

**AVITAILLEMENT ET REPRISE CARBURANT****GÉNÉRALITÉS**

5. L'avion peut être avitaillé par gravité au moyen de la prise de remplissage unique qui se trouve sur le côté droit supérieur du fuselage. La prise comprend un dalot et un drain de trop-plein pour assurer le drainage de l'excédent de carburant dans l'atmosphère.

**AVERTISSEMENT**

Toutes les précautions indiquées dans C-05-005-P06/AM-001 et C-82-040-003/TS-001 doivent être respectées.



Avant d'avitailler un avion équipé de réservoirs carburant externes pour grande autonomie, s'assurer que l'interrupteur d'alimentation des réservoirs externes est sur OFF. Si l'interrupteur est sur ON, le mettre sur OFF et mettre la batterie en circuit pendant environ 10 secondes avant de la couper.

**AVITAILLEMENT**

6. Méthode :
- Mettre à la terre l'avion, le tuyau d'avitaillement et le camion-citerne (voir [figure 3-2](#)).
  - Ouvrir le panneau d'accès 3-3 du côté supérieur droit du fuselage (voir [figure 1-4](#)).
  - Enlever le bouchon de la prise de remplissage et introduire le bec du tuyau de remplissage dans la prise en faisant attention de ne pas abîmer les éléments situés près de la prise (voir [figure 3-3](#)).



- |  |  |
|--|--|
| <p>d. When fuel (see <a href="#">Figure 1-3</a>, Item 62) reaches the lip of the filler unit, stop refuelling.</p> <p>e. Install filler cap and close access panel.</p> <p>f. Check fuel contents gauge.</p> <p>g. Refuel external tanks individually. The filler cap is located on the tank nose section.</p> | <p>d. Une fois que le niveau du carburant (voir <a href="#">figure 1-3</a>, article 62) a atteint le rebord de la prise, arrêter l'avitaillement.</p> <p>e. Remettre le bouchon de remplissage et fermer le panneau d'accès.</p> <p>f. Vérifier l'indicateur de quantité carburant.</p> <p>g. Remplir les réservoirs externes un par un. Le bouchon de remplissage est situé sur la partie avant du réservoir.</p> |
|--|--|

### NOTES

1. When an alternate fuel is to be used on a one-flight-only basis, an adjustment of the fuel control density knob is not required. Use of an alternate fuel, for two or more flights, requires an adjustment to the main fuel control density knob (refer to C-14-165-000/MF-000).
2. On Snowbird aircraft, refuel smoke tanks individually using diesel fuel (see [Figure 1-3](#), Item 291). The filler cap is located on top of the tank.

### NOTA

1. Lorsqu'on utilise du carburant de remplacement pour «un vol seulement», le réglage du bouton de masse volumique carburant n'est pas nécessaire. Lorsqu'on utilise le carburant de remplacement pour deux vols ou plus, on doit refaire le réglage du bouton de masse volumique du régulateur carburant (voir C-14-165-000/MF-000).
2. Sur les avions Snowbird, remplir les réservoirs de carburant à fumée un par un, avec du carburant diesel (voir [figure 1-3](#), article 291). Le bouchon de remplissage est situé sur le dessus du réservoir.

### WARNING

Take extreme care when removing smoke tank fuel caps, since residual pressure may be present in the tanks. To release pressure, slowly remove the smoke tank fuel vent caps attached to the fuel cap (see C-12-114-000/CS-069).

### AVERTISSEMENT

Faire extrêmement attention lorsqu'on enlève les bouchons de remplissage de réservoir de carburant à fumée, car il peut y avoir une pression résiduelle dans les réservoirs. Pour éliminer cette pression, enlever lentement les bouchons de mise à l'air libre de réservoir de carburant à fumée qui sont attachés au bouchon de remplissage (voir C-12-114-000/CS-069).

### DEFUELLING AIRCRAFT

7. Two methods of defuelling the aircraft may be used, depending upon the amount of fuel to be drained. For small quantities, proceed as follows:

- a. Ground the aircraft (see [Figure 3-2](#)).

### REPRISE CARBURANT

7. On peut utiliser deux méthodes de reprise carburant selon la quantité de carburant à retirer. Pour les petites quantités, on procède comme suit :

- a. Mettre l'avion à la terre (voir [figure 3-2](#)).

- |   |   |
|---|---|
| <p>c. When draining has ceased, close the drain valve by pushing up on the outer, or release sleeve, of the valve.</p> <p>d. If it is required to drain the residual fuel from the front and centre fuel cells, open the drain valves and allow fuel to drain into funnel. Access to the drain valves is through panel No. 15-24 and 15-40 (see <a href="#">Figure 1-4</a>). Drain valves are opened by pushing the valve handle up and then turning in a counter-clockwise direction to lock the valve open.</p> <p>e. Close drain valves.</p> <p>f. Secure access panels.</p> <p>8. For method two, proceed as follows:</p> <p>a. Before connecting the fuel tender delivery line to the aircraft fuel quick-disconnect line, ensure that there is no residual pressure in the delivery line. This pressure when released into the aircraft collector tank could rupture it.</p> <p>b. Ground aircraft and refuelling/defuelling tender.</p> <p>c. Disconnect fuel line at the quick-disconnect point located on the port side of the aircraft at FS 277.5. Use access panel No. 15-22 (see <a href="#">Figure 1-4</a>).</p> <p>d. Connect fuel delivery line to filler point of tender using defuelling adapter with check valve (see C-12-114-000/CS-048) adequately bonded electrically to fuel line and tender.</p> | <p>c. Quand la vidange est terminée, fermer le robinet de vidange en poussant le manche extérieur du robinet vers le haut.</p> <p>d. S'il est nécessaire de vidanger le carburant restant des réservoirs avant et centraux, ouvrir les robinets de vidange et laisser le carburant s'écouler dans l'entonnoir. L'accès aux robinets de vidange se fait par les panneaux 15-24 et 15-40 (voir <a href="#">figure 1-4</a>). On ouvre les robinets de vidange en poussant la poignée du robinet vers le haut et en la tournant dans le sens antihoraire, ce qui verrouille le robinet en position ouverte.</p> <p>e. Fermer les robinets de vidange.</p> <p>f. Fixer les panneaux d'accès.</p> <p>8. Pour la seconde méthode, procéder comme suit :</p> <p>a. Avant de relier la conduite du camion-citerne à la conduite de raccord rapide de carburant de l'avion, s'assurer qu'il n'y a pas de pression résiduelle dans cette conduite. En se détendant, cette pression risquerait de rompre la nourrice de l'avion.</p> <p>b. Mettre à la terre l'avion et le camion-citerne.</p> <p>c. Débrancher la conduite de carburant au raccord rapide situé du côté gauche de l'avion, à FS 277.5. Utiliser le panneau d'accès 15-22 (voir <a href="#">figure 1-4</a>).</p> <p>d. Relier la conduite d'arrivée du carburant à la prise de remplissage du camion-citerne en utilisant l'adaptateur de reprise et le clapet antiretour (voir C-12-114-000/CS-048) et s'assurer qu'ils sont bien reliés électriquement à la conduite d'arrivée de carburant et au camion-citerne.</p> |
|---|---|

**WARNING**

The fuel tender pump shall not exceed the 36.4 L/min (8 gal/min) rating of the Tutor fuel booster pump.

- e. Connect a ground power supply to the aircraft, start fuel booster pump then start the fuel tender pump. Set master switch to ON, which will open the fuel shut-off valve.

**AVERTISSEMENT**

La pompe du camion-citerne ne doit pas dépasser le débit de 36.4 l/min (8 gal/min), de la pompe basse pression du Tutor.

- e. Brancher un groupe de parc à l'avion, démarrer la pompe basse pression carburant, puis démarrer la pompe du camion-citerne. Mettre l'interrupteur principal sur ON afin d'ouvrir le robinet d'arrêt carburant.

- d. Connect fuel delivery line to filler point of tender using defuelling adapter with check valve (see C-12-114-000/CS-048) adequately bonded electrically to fuel line and tender.

**WARNING**

The fuel tender pump shall not exceed the 36.4 L/min (8 gal/min) rating of the Tutor fuel booster pump.

- e. Connect a ground power supply to the aircraft, start fuel booster pump then start the fuel tender pump. Set master switch to ON, which will open the fuel shut-off valve.

- d. Relier la conduite d'arrivée du carburant à la prise de remplissage du camion-citerne en utilisant l'adaptateur de reprise et le clapet antiretour (voir C-12-114-000/CS-048) et s'assurer qu'ils sont bien reliés électriquement à la conduite d'arrivée de carburant et au camion-citerne.

**AVERTISSEMENT**

La pompe du camion-citerne ne doit pas dépasser le débit de 36.4 l/min (8 gal/min), de la pompe basse pression du Tutor.

- e. Brancher un groupe de parc à l'avion, démarrer la pompe basse pression carburant, puis démarrer la pompe du camion-citerne. Mettre l'interrupteur principal sur ON afin d'ouvrir le robinet d'arrêt carburant.



- f. When fuel discharge ceases, switch off booster pump and disconnect drain hose and bonding wire. Close filler cap of tender, connect fuel line at socket and disconnect ground power supply.

- g. Drain off residual fuel as detailed in [Paragraphe 7](#).

## DEFUELLING EXTERNAL TANKS

### 9. Procedure:

- a. Defuel main tanks (see [Paragraphs 7 and 8](#)) and remove defuelling tender.
- b. Disconnect air line at pressure regulator. Connect external source of clean dry air to regulator 68.9 kPa (10 psi) maximum.
- c. Apply 28 Vdc ground power supply to aircraft.
- d. Set EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to ON.
- e. When transfer is complete, set EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to OFF.
- f. Disconnect external air source and reconnect air line at pressure regulator.
- g. Remove 28 Vdc ground power supply from aircraft.
- h. Drain residual fuel through water drain on external tanks.

## DEFUELLING SMOKE TANKS

10. Three methods of defuelling the smoke tanks may be used as follows:

- a. Drain smoke tanks as follows:
  - (1) Bleed air pressure. Pressure drain line is located in engine compartment.

- f. Lorsque le carburant cesse de s'écouler, arrêter la pompe basse pression et débrancher le tuyau de vidange et le fil de mise à la masse. Fermer le bouchon de remplissage du camion-citerne, brancher la conduite à la douille et débrancher l'alimentation de parc.

- g. Vidanger le carburant résiduel conformément au [paragraphe 7](#).

## REPRISE DU CARBURANT DES RÉSERVOIRS EXTERNES

### 9. Méthode :

- a. Faire la reprise des réservoirs principaux (voir [paragraphes 7 et 8](#)) et éloigner le camion-citerne.
- b. Débrancher la conduite d'air au régulateur de pression. Brancher une source d'air sec propre au régulateur 68.9 kPa (10 lb/po<sup>2</sup>) au maximum.
- c. Brancher un groupe de parc 28 V c.c. à l'avion.
- d. Mettre l'interrupteur EXTERNAL TANKS SELECTOR sur ON.
- e. Une fois que le transfert est terminé, mettre l'interrupteur EXTERNAL TANKS SELECTOR sur OFF.
- f. Débrancher la source d'air extérieure et rebrancher la conduite d'air au régulateur de pression.
- g. Débrancher le groupe de parc 28 V c.c. de l'avion.
- h. Vidanger le carburant résiduel par la vidange d'eau des réservoirs externes.

## REPRISE DU CARBURANT DES RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE

10. Pour effectuer la reprise du carburant des réservoirs de carburant à fumée, on peut utiliser une des trois méthodes suivantes :

- a. Vidanger les réservoirs de carburant à fumée comme suit :
  - (1) Purger la pression d'air. La conduite de purge de pression est située dans le compartiment réacteur.



Container shall be adequately grounded and electrically bonded to the smoke tank.

- (2) Place suitable container under smoke tank drain.
- (3) Remove drain plug at bottom of smoke tanks and drain diesel fuel.
- (4) When draining has ceased, reinstall drain plug and disconnect ground and bonding wire.

b. Perform engine run-up to burn off all remaining diesel fuel.

c. Drain smoke tanks using refuelling/defuelling tender as follows:

- (1) Before connecting the fuel tender delivery line to the smoke tank filler cap, ensure that there is no residual pressure in the delivery line. This pressure could rupture the smoke tank when released into it.
- (2) Ground tank and refuelling/defuelling tender.
- (3) Connect fuel tender delivery line to filler cap on smoke tanks. Drain fuel tanks.
- (4) When defuelling has ceased, disconnect fuel tender delivery line. Close filler cap.



Le contenant doit être mis à la terre et relié électriquement au réservoir de carburant à fumée de façon adéquate.

(2) Placer un contenant approprié sous le drain du réservoir de carburant à fumée.

(3) Enlever le bouchon de drainage au fond du réservoir de carburant à fumée et vidanger le carburant diesel.

(4) Une fois la vidange terminée, remettre en place le bouchon de drainage et débrancher la mise à la terre et le fil de métallisation.

b. Effectuer un point fixe réacteur afin de brûler tout le carburant diesel résiduel.

c. Vidanger les réservoirs de carburant à fumée au moyen du véhicule d'avitaillement et de reprise carburant, comme suit :

- (1) Avant de raccorder la conduite d'avitaillement du véhicule au bouchon de remplissage du réservoir de carburant à fumée, s'assurer qu'il n'y a aucune pression résiduelle dans la conduite d'avitaillement. Cette pression, si elle est déchargée dans le réservoir, pourrait en causer la rupture.
- (2) Faire la mise à la terre du réservoir et du véhicule d'avitaillement et de reprise carburant.
- (3) Raccorder la conduite d'avitaillement du véhicule au bouchon de remplissage sur les réservoirs de carburant à fumée. Vidanger les réservoirs.
- (4) Une fois la vidange terminée, débrancher la conduite d'avitaillement du véhicule. Fermer le bouchon de remplissage.

**ENGINE OIL SYSTEM****CHECKING AND FILLING (POST-FLIGHT)**

11. Procedure:

**NOTE**

The engine oil level must be checked immediately after engine shut-down (when the engine is not running, the oil seeps from the tank to the gearbox).

- a. Open access panel No. 15-1 (see [Figure 1-4](#)).
- b. Remove oil filler tank cap.
- c. Check oil level on dip-stick, record quantity required to fill tank and add oil (see [Figure 1-3](#), Item 1) until oil level reaches the FULL mark.

**NOTE**

This oil is supplied in 1.14 L (1 qt) tins and should be poured directly into the tank. For a list of approved suppliers, see C-14-165-000/MF-000.

- d. Replace and lock the tank filler cap.
- e. Close access panel (if filler cap is not properly secured, the access panel will not close).

**CHECKING AND FILLING (PRE-FLIGHT)**

• • • • •  
• CAUTION •  
• • • • •

If there is no indication of oil on the dip-stick, drain the tank and gear-box sumps and then refill tank to the FULL mark.

12. Check post-flight record (see Paragraph 11) and add quantity recorded if not already added.

**CIRCUIT D'HUILE RÉACTEUR****VÉRIFICATION ET REMPLISSAGE (APRÈS LE VOL)**

11. Méthode :

**NOTA**

Le niveau d'huile du réacteur doit être vérifié immédiatement après l'arrêt de celui-ci (quand le réacteur ne tourne pas, l'huile s'écoule du réservoir au boîtier d'engrenages).

- a. Ouvrir le panneau d'accès 15-1 (voir [figure 1-4](#)).
- b. Enlever le bouchon du col de remplissage du réservoir d'huile.
- c. Vérifier le niveau d'huile sur la jauge et inscrire la quantité requise pour remplir le réservoir, puis ajouter de l'huile (voir [figure 1-3](#), article 1) jusqu'à ce que le niveau d'huile atteigne le repère FULL.

**NOTA**

Cette huile est fournie en contenants de 1.14 litre (1 pte) et doit être versée directement dans le réservoir. Pour la liste des fournisseurs autorisés, voir C-14-165-000/ MF-000.

- d. Remettre le bouchon du col de remplissage et le verrouiller.
- e. Fermer le panneau d'accès (si le bouchon du col de remplissage n'est pas bien fermé, le panneau ne se fermera pas).

**VÉRIFICATION ET REMPLISSAGE (AVANT LE VOL)**

• • • • •  
• ATTENTION •  
• • • • •

S'il n'y a pas d'indication d'huile sur la jauge, vidanger le réservoir et les carters du boîtier d'engrenages et remplir le réservoir jusqu'au repère FULL.

12. Vérifier les inscriptions après-vol (voir paragraphe 11) et ajouter la quantité inscrite si ce n'est pas déjà fait.

**NOTE**

If there is no post-flight record, check the oil level. If there is an indication on the dip-stick, run the engine for a minimum of three minutes. Check level and fill to FULL mark.

**NOTA**

S'il n'y a pas d'inscription après-vol, vérifier le niveau d'huile. Si la jauge donne une indication, faire tourner le réacteur pendant trois minutes au moins, puis vérifier le niveau d'huile et remplir le réservoir jusqu'au repère FULL.

**CHECKING AND FILLING HYDRAULIC RESERVOIR****VÉRIFICATION ET  
REMPLISSAGE DU RÉSERVOIR HYDRAULIQUE**

13. Procedure:

- a. Open access panel No. 15-16 (see [Figure 1-4](#)).
- b. Check level of hydraulic fluid in sight gauge adjacent to the reservoir.

13. Méthode :

- a. Ouvrir le panneau d'accès 15-16 (voir [figure 1-4](#)).
- b. Vérifier le niveau du liquide hydraulique sur la jauge visuelle à côté de la bache.

**NOTE**

Level must be checked with main and nose landing gear extended, main wheel doors closed, flaps up and speed brakes closed.

**NOTA**

Le niveau doit être vérifié avec le train avant et le train principal sortis, les trappes du train principal fermées, et les volets et les aérofreins rentrés.

- c. If the fluid level is below the refill mark on the reservoir instruction plate, slacken reservoir filler cap slowly to release air pressure, then remove filler cap.
- d. Fill reservoir to the full mark on the instruction plate using hydraulic fluid (see [Figure 1-3](#), Item 11).
- e. Install filler cap, and close access panel.

- c. Si le niveau du liquide est au-dessous du repère de remplissage de l'affichette d'instructions de la bache, desserrer légèrement le bouchon de la bache pour relâcher la pression d'air puis enlever le bouchon.
- d. Remplir le réservoir de liquide hydraulique jusqu'au repère plein de l'affichette d'instructions (voir [figure 1-3](#), article 11).
- e. Poser le bouchon et fermer le panneau d'accès.

**MAIN LANDING GEAR OLEO LEG SERVICING****ENTRETIEN DES JAMBES  
D'AMORTISSEUR DU TRAIN PRINCIPAL**

14. To check the leg extension, see [Figures 3-4](#) and [3-5](#).

14. Pour vérifier l'allongement de la jambe, voir [figures 3-4](#) et [3-5](#).



**FILLING BRAKE RESERVOIR**

15. Procedure:



Fluid level must not be permitted to drop below the bottom of the strainer as viewed through the sight glass.

**NOTE**

On initial filling, apply a pressure of  $68.9 \pm 13.8$  kPa ( $10 \pm 2$  psi) and recheck fluid level.

- a. With parking brake off, check fluid level. If fluid level is in the sight glass, the reservoir must be topped up.
- b. Remove check valve.
- c. With brake off, fill or top up reservoir to the 0.75 mark with hydraulic fluid (see [Figure 1-3](#), Item 11). Install check-valve.

**TIRES****PRESSURES**

16. Aircraft tire pressures are as follows:

- a. Main wheels at  $1034 \pm 34.5$  kPa ( $150 \pm 5$  psi).
- b. Nose wheel at  $482.6 \pm 34.5$  kPa ( $70 \pm 5$  psi).

**PROTECTION OF TIRES**

17. For information on the care and protection of tires, see C-13-020-001/AM-000.

**REPLISSAGE DU RÉSERVOIR DE LIQUIDE DE FREINAGE**

15. Méthode :



Le niveau du liquide ne doit pas descendre au-dessous du bas du filtre qu'on aperçoit par la jauge visuelle.

**NOTA**

Au moment du remplissage initial, mettre sous pression à  $68.9 \pm 13.8$  kPa ( $10 \pm 2$  lb/po<sup>2</sup>) et vérifier de nouveau le niveau de liquide.

- a. Le frein de parc étant desserré, vérifier le niveau du liquide. Si le niveau est dans les limites de la jauge visuelle, faire l'appoint du réservoir.
- b. Enlever le clapet antiretour.
- c. Le frein étant desserré, faire le remplissage ou l'appoint du réservoir jusqu'au repère 0.75 (voir [figure 1-3](#), article 11). Poser le clapet antiretour.

**PNEUS****PRESSION**

16. La pression des pneus de l'avion est indiquée ci-dessous :

- a. Roues principales à  $1034 \pm 34.5$  kPa ( $150 \pm 5$  lb/po<sup>2</sup>)
- b. Roue avant à  $482.6 \pm 34.5$  kPa ( $70 \pm 5$  lb/po<sup>2</sup>).

**PROTECTION DES PNEUS**

17. Pour tout renseignement sur le bon entretien et la protection des pneus, voir C-13-020-001/AM-000.

**WEAR LIMITS**

18. In addition to the instructions contained in C-13-020-001/AM-000, the following wear limitations shall apply to Tutor main wheel tires:

- a. Remove new main wheel tires when the two centre grooves of the tread pattern disappear on any part of the tire circumference.
- b. When tire colour wear indicator is visible, the tire shall be declared unserviceable and replaced.

**BATTERY MAINTENANCE**

19. The aircraft is equipped with two 22 Amperes•h 24 Volt nickel-cadmium batteries.

**WARNING**

Depending upon the condition and situation, if it is necessary to move a battery that is too hot to handle, it may be cooled by using CO<sub>2</sub>, providing that the extinguisher nozzle is held at least 610 millimetres (24 inches) from the battery or any adjacent airframe structure. This restriction is necessary for safety in the event that trapped hydrogen gases are present in the area and could be ignited by a static charge built up on the horn of a CO<sub>2</sub> extinguisher during activation.

20. When maintenance is necessary, it should be performed as outlined in C-93-155-000/MF-000. Access to the batteries is through panel No. 15-7 and 15-10 (see [Figure 1-4](#)). For instructions on the installation and removal of the batteries, and sump maintenance, see [C-12-114-0F0/MF-001](#).

**LIMITES D'USURE**

18. En plus des instructions contenues dans C-13-020-001/AM-000, les limites d'usure suivantes doivent s'appliquer aux pneus des roues principales du Tutor :

- a. Remplacer les pneus neufs des roues principales quand les deux rainures centrales du dessin disparaissent sur une partie quelconque de la circonférence du pneu.
- b. Lorsque le témoin coloré d'usure de pneu est visible, le pneu doit être déclaré inutilisable et on doit le remplacer.

**MAINTENANCE DES BATTERIES**

19. L'avion est équipé de deux batteries nickel-cadmium de 24 volts et de 22 ampères•h.

**AVERTISSEMENT**

Les circonstances peuvent rendre nécessaire le déplacement d'une batterie trop chaude pour être manipulée. On peut la refroidir avec du CO<sub>2</sub> en tenant l'extincteur à au moins 610 mm (24 po) de la batterie ou de toute partie voisine de la structure de l'avion. Cette mesure de sécurité est nécessaire au cas où de l'hydrogène gazeux serait emprisonné dans cette zone et risquerait d'être enflammé par une décharge d'électricité statique sur le bec de l'extincteur à CO<sub>2</sub> pendant la mise en marche.

20. Lorsqu'il est nécessaire d'effectuer des opérations de maintenance, procéder conformément à C-93-155-000/MF-000. L'accès aux batteries se fait par les panneaux 15-7 et 15-10 (voir [figure 1-4](#)). Pour les instructions de pose et de dépose des batteries et du contenant de récupération, voir [C-12-114-0F0/MF-001](#).

**LUBRICATION**

Grease and other lubricants must be kept clear of cable fairleads, as dirt is liable to be caught in the grease and this will result in wear on the cables where they pass through the fairleads.

**GENERAL**

21. Lubrication has been reduced to a minimum by the use of sealed bearings and dry film lubricants, but certain areas require periodic lubrication in addition to any used during assembly. These areas are shown in [Figure 3-6](#).

22. The utmost cleanliness must be observed in the storage and use of lubricants and lubricating equipment. All lubricant containers must be kept tightly closed and clearly marked to show the contents. When making a change in the grade of lubricant used, it is advisable to remove the old lubricant, clean the component, and then apply the new lubricant.

23. The areas around the parts to be lubricated should be cleaned with a cloth which has been moistened with cleaner fluid (see [Figure 1-3](#), Item 21). After lubricating, wipe off the lubricant which has been forced out by the pressure gun.

24. On the aircraft, lubricants are applied by pressure gun or by hand. For most of the points at which the pressure gun is to be used, it will be necessary to have the special needle nozzle installed on the grease gun.

**UNDERCARRIAGE SYSTEMS SWITCHES**

25. Undercarriage systems switches located in the wheel wells and externally on the gear mechanism shall be lubricated as follows:



Re-rig switch if adjustment is disturbed.

- a. Remove lockwire and loosen locknut enough to permit exposure of roller shaft.

**LUBRIFICATION**

Il ne faut pas mettre de graisse ni d'autres lubrifiants dans les passe-câbles car cela risquerait d'emprisonner la poussière et de provoquer l'usure des câbles à l'endroit où ils traversent les passe-câbles.

**GÉNÉRALITÉS**

21. La lubrification est réduite au minimum par l'utilisation de roulements étanches et de lubrifiants à film sec. Toutefois, certaines zones nécessitent une lubrification périodique en plus de celles qui sont effectuées pendant le montage. Ces zones sont indiquées à la [figure 3-6](#).

22. Le stockage et l'utilisation des lubrifiants et du matériel de lubrification doivent se faire dans la plus grande propreté. Tous les contenants de lubrifiant doivent être gardés bien fermés et leur contenu, clairement identifié. Quand on change de type de lubrifiant, il est conseillé d'enlever l'ancien lubrifiant et de nettoyer les éléments avant d'utiliser le nouveau lubrifiant.

23. Les zones qui entourent les parties à lubrifier doivent être nettoyées avec un linge humecté de liquide nettoyant (voir [figure 1-3](#), article 21). Après la lubrification, essuyer le lubrifiant qui a été éjecté par le pistolet graisseur.

24. Sur l'avion, les lubrifiants sont appliqués au moyen d'un pistolet graisseur ou à la main. Pour la plupart des points à lubrifier nécessitant un pistolet graisseur, il est nécessaire d'utiliser un bec-aiguille spécial.

**CONTACTEURS DE TRAIN D'ATERRISSAGE**

25. Les contacteurs de train d'atterrissage qui sont situés dans les logements de roues et à l'extérieur des mécanismes du train doivent être lubrifiés comme suit :



Refaire le réglage du contacteur au besoin.

- a. Enlever le fil-frein et desserrer l'écrou de blocage suffisamment pour permettre l'exposition de l'arbre du galet.

- |  |  |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>b. Inspect shaft for signs of redinner seal break-up. A replacement switch shall be installed if an excessive number of red seal particles are found on shaft.</li> <li>c. Thoroughly clean exposed shaft with a dry brush and cloth, removing seal particles and old lubricant.</li> <li>d. Liberally lubricate all areas of the switch, linkages and connections using LPS No. 1 electrical spray (see C-12-010-044/CS-024).</li> <li>e. Reposition switch assembly. Tighten locknut and safety using MS20995F32 lockwire.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>b. Vérifier l'arbre et s'assurer que le joint rouge intérieur n'est pas fissuré. Un nouveau contacteur doit être installé s'il y a un nombre excessif de particules de joint rouge sur l'arbre.</li> <li>c. Nettoyer à fond l'arbre exposé avec une brosse et un linge secs, afin d'enlever les particules de joint et le vieux lubrifiant.</li> <li>d. Lubrifier généreusement toutes les surfaces du contacteur, les liaisons et les connexions au moyen d'un aérosol électrique LPS n° 1 (voir C-12-010-044/CS-024).</li> <li>e. Remettre le contacteur en place, serrer l'écrou de blocage et le freiner avec un fil-frein MS20995F32.</li> </ul> |
|--|--|

### OXYGEN SYSTEM

#### SAFETY PRECAUTIONS

26. The following safety precautions shall be carried out when servicing the oxygen system:

- a. The aircraft shall be in a well-ventilated place during all oxygen system servicing.
- b. The oxygen system shall be free from oil, grease, fuel or any inflammable substance. Only the approved anti-seize compound (see [Figure 1-3](#), Item 24) shall be used when making connections in the system.
- c. Only breathing oxygen (see [Figure 1-3](#), Item 168) shall be used in the system.
- d. The aircraft shall be effectively grounded (see [Figure 3-2](#)), all electrical switches shall be off, and no radar or high-frequency equipment shall be permitted to operate in the vicinity of the aircraft.
- e. No open flame or electric arc shall be exposed in the vicinity of the aircraft during filling.
- f. Smoking is not permitted near the aircraft.

### CIRCUIT D'OXYGÈNE

#### MESURES DE SÉCURITÉ

26. Les précautions suivantes doivent être observées lorsqu'on procède à l'entretien courant du circuit d'oxygène :

- a. L'avion doit être dans un endroit bien aéré pendant l'entretien du circuit d'oxygène.
- b. Le circuit d'oxygène doit être exempt d'huile, de graisse, de carburant ou de toute autre substance inflammable. Seuls les composés anti-grippage approuvés (voir [figure 1-3](#), article 24) doivent être utilisés quand on fait des branchements au circuit.
- c. Seul l'oxygène prévu pour la respiration (voir [figure 1-3](#), article 168) doit être utilisé dans le circuit.
- d. L'avion doit être mis à la terre de façon appropriée (voir [figure 3-2](#)), tous les interrupteurs électriques doivent être en position arrêt et aucune installation haute fréquence ou radar ne doit fonctionner dans le voisinage de l'avion.
- e. Il ne doit y avoir aucune flamme nue ni arc électrique exposé dans le voisinage de l'avion pendant le remplissage.
- f. Il est interdit de fumer près de l'avion.

**FILLING**

27. Procedure:

**NOTE**

When the aircraft charging apparatus has been out of use over a period of time (i.e., overnight), purge the charging lines for approximately 5 to 10 seconds before charging the aircraft oxygen system. If the aircraft system pressure has dropped to zero, the aircraft oxygen system shall be purged before it is filled.

- a. Check that all safety precautions in [Paragraph 26](#) have been carried out.
- b. Open access panel No. 10-37 (see [Figure 1-4](#)).



Any leaks occurring at the filler valve during charging procedure shall be corrected before charging is continued. It is imperative that the instructions given in C-22-409-000/MS-000 be performed when filling the oxygen system.

- c. Connect filler unit to the filler connection. Check that emergency and dilution toggle levers are at NORMAL. Fill until gauge in cockpit registers  $12\,411 \pm 172.4$  kPa ( $1800 \pm 25$  psi) (subject to Pressure/Ambient Temperature chart in [C-12-114-0C0/MF-001](#)).
- d. Shut off supply at filler unit. Disconnect filler unit, install cap on filler connection, and close access panel.

**PURGING**

28. Procedure:

**NOTE**

Purging shall be carried out in accordance with C-22-283-000/MS-000 when the oxygen system has been found empty, and periodically to ensure that the moisture content is within acceptable limits.

**REEMPLISSAGE**

27. Méthode :

**NOTA**

Lorsque le dispositif de remplissage de l'avion est resté hors service pendant un certain temps (par exemple, pendant la nuit), purger les conduites de remplissage pendant environ 5 à 10 secondes avant de remplir le circuit d'oxygène de l'avion. Si sa pression est descendue à zéro, le circuit d'oxygène de l'avion doit être purgé avant d'être rempli.

- a. Vérifier que toutes les mesures de sécurité du [paragraphe 26](#) ont été observées.
- b. Ouvrir le panneau d'accès 10-37 (voir [figure 1-4](#)).



Si une fuite se produit au robinet d'alimentation pendant le remplissage, il faut la réparer avant de poursuivre. Il est impératif que les instructions données dans C-22-409-000/MS-000 soient exécutées pendant le remplissage du circuit d'oxygène.

- c. Brancher le groupe d'alimentation au raccord de remplissage. Vérifier que les leviers de dilution et de secours sont sur NORMAL. Remplir jusqu'à ce que l'indicateur dans le poste de pilotage indique  $12\,411 \pm 172.4$  kPa ( $1800 \pm 25$  lb/po<sup>2</sup>) (selon le graphique pression en fonction de la température ambiante, [C-12-114-0C0/MF-001](#)).
- d. Arrêter le remplissage au groupe d'alimentation. Débrancher le groupe. Poser le couvercle sur le raccord de remplissage et fermer le panneau d'accès.

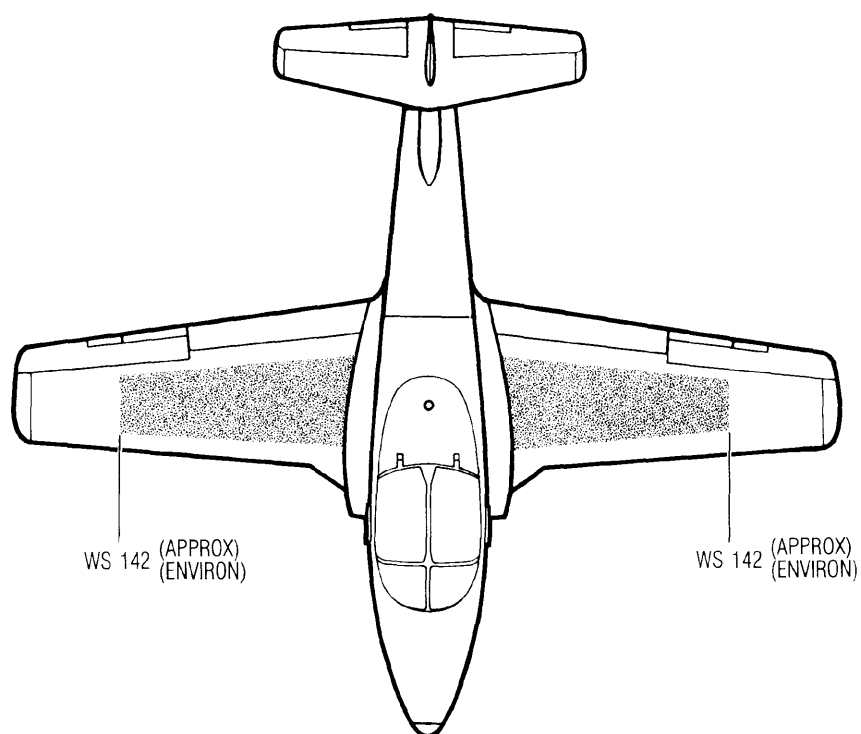
**PURGE**

28. Méthode :

**NOTA**

La purge doit être effectuée conformément à C-22-283-000/MS-000 quand le circuit d'oxygène est vide et se fait ensuite périodiquement pour assurer que la teneur en humidité ne dépasse pas les limites acceptables.

- |   |   |
|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"><li>a. Check that all safety precautions in <a href="#">Paragraph 26</a> have been carried out.</li><li>b. Attach a clean dry extension hose to the personal breathing hoses on the left side of each seat (hoses shall be long enough to discharge the oxygen overboard).</li><li>c. Install oxygen drain plug (NSN 1660-00-491-0949), reworked in accordance with <a href="#">C-12-114-0C0/MF-001</a>.</li><li>d. Set emergency toggle lever on each demand regulator to EMERGENCY position and allow system to relieve to zero.</li><li>e. Return toggle levers to NORMAL.</li><li>f. Charge system, place emergency toggle lever in EMERGENCY position and continue purging. Purging time shall be a minimum of 1-1/4 hour (see C-22-283-000/MS-000).</li><li>g. Return toggle levers to NORMAL and charge system as detailed in <a href="#">Paragraph 27</a>.</li><li>h. Disconnect extension hoses and stow personal breathing hoses.</li></ul> <p>29. For further information on the oxygen system, see <a href="#">C-12-114-0C0/MF-001</a>.</p> | <ul style="list-style-type: none"><li>a. Vérifier que toutes les mesures de sécurité du <a href="#">paragraphe 26</a> ont été respectées.</li><li>b. Brancher un tuyau de rallonge propre et sec aux tuyaux de respiration individuels sur le côté gauche de chaque siège (les tuyaux doivent être assez longs pour évacuer l'oxygène à l'extérieur).</li><li>c. Installer un bouchon de vidange d'oxygène (NSN 1660-00-491-0949) modifié selon <a href="#">C-12-114-0C0/MF-001</a>.</li><li>d. Mettre le levier de secours de chaque régulateur à la demande sur EMERGENCY et laisser le circuit descendre à zéro.</li><li>e. Remettre les leviers sur NORMAL.</li><li>f. Remplir le circuit, mettre le levier de secours sur EMERGENCY et continuer la purge. La durée de purge doit être d'au moins 1 1/4 heure (voir C-22-283-000/MS-000).</li><li>g. Remettre les leviers sur NORMAL et remplir le circuit tel qu'indiqué au <a href="#">paragraphe 27</a>.</li><li>h. Débrancher les tuyaux de rallonge et ranger les tuyaux de respiration individuels.</li></ul> <p>29. Pour tout renseignement sur le circuit d'oxygène, voir <a href="#">C-12-114-0C0/MF-001</a>.</p> |
|---|---|



BOO03001

Figure 3-1 Permissible Walk Areas  
Figure 3-1 Zones de passage permises

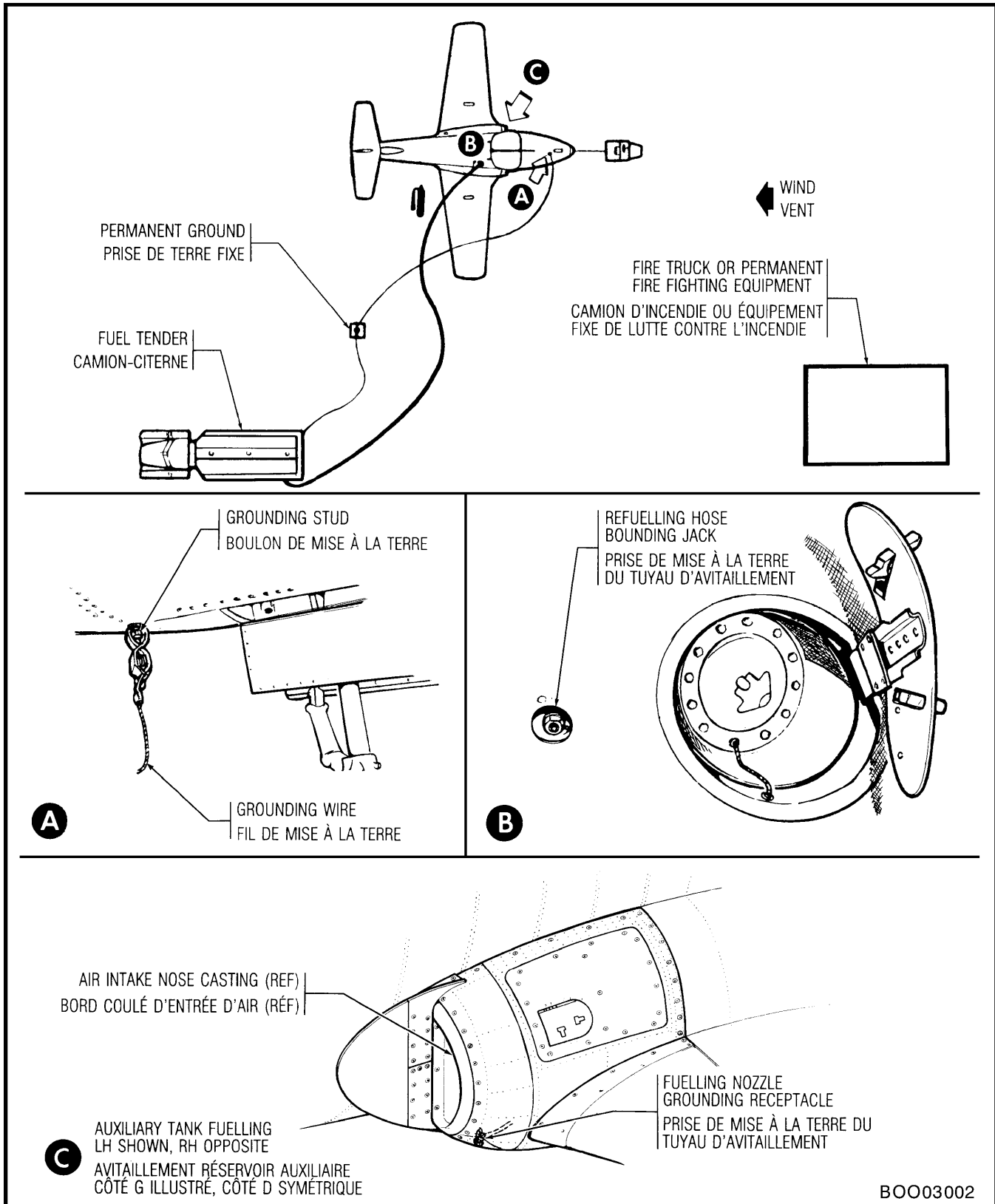


Figure 3-2 Aircraft Fuelling and Aircraft Ground Points  
Figure 3-2 Prises d'avitaillement et de mise à la terre de l'avion



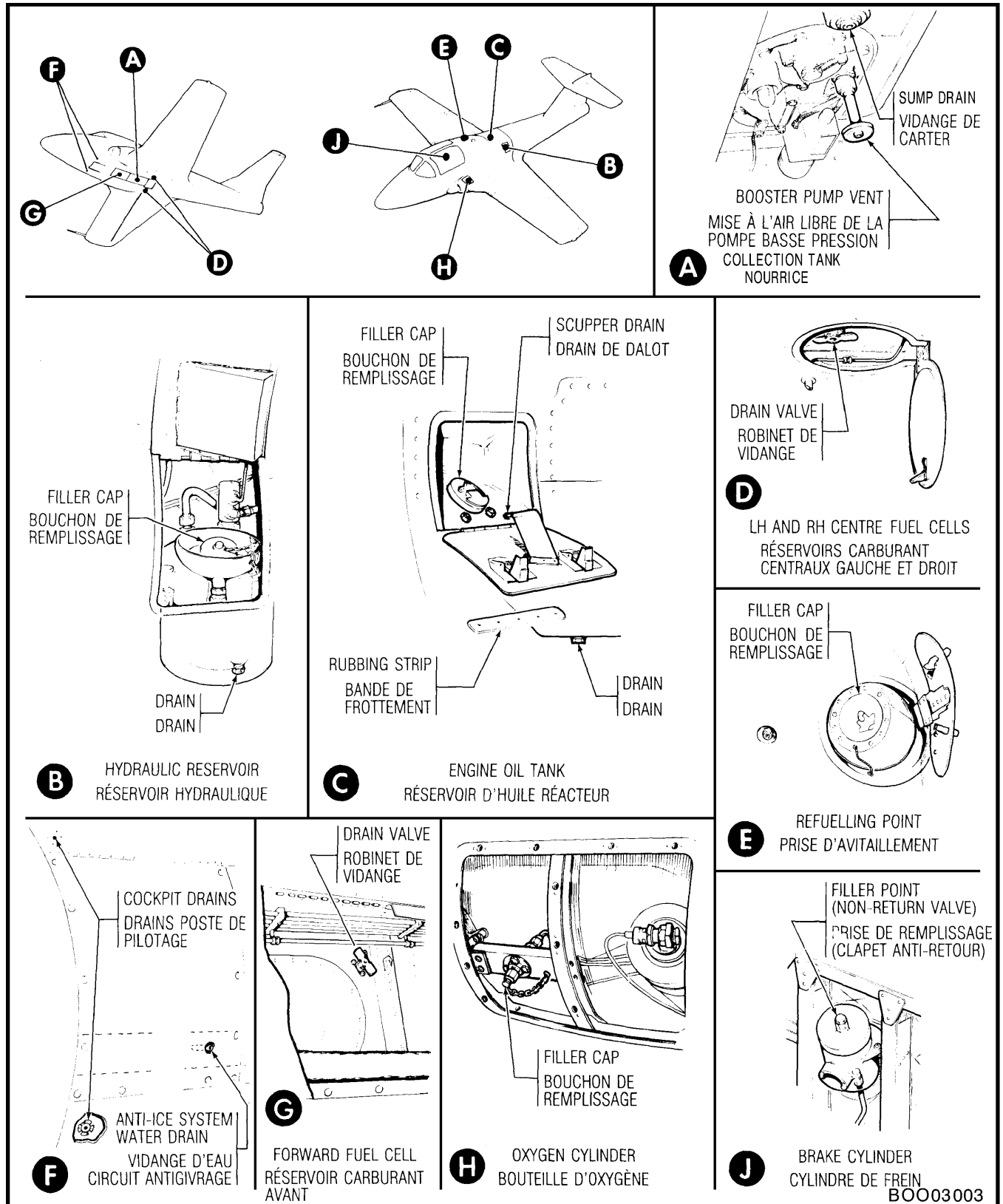
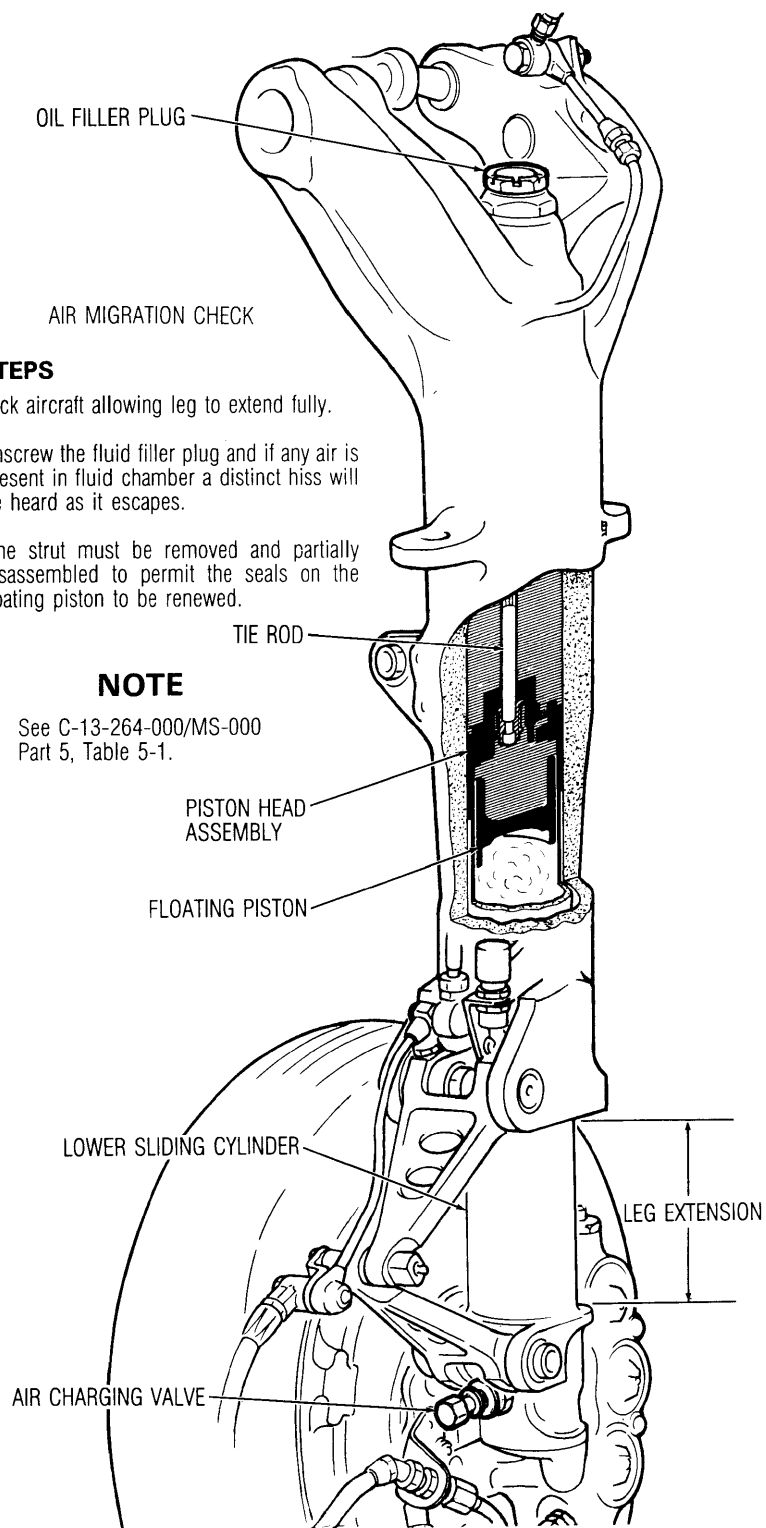


Figure 3-3 Aircraft Filling and Draining Points  
Figure 3-3 Points de remplissage et de vidange de l'avion



## AIR MIGRATION CHECK

**STEPS**

1. Jack aircraft allowing leg to extend fully.
2. Unscrew the fluid filler plug and if any air is present in fluid chamber a distinct hiss will be heard as it escapes.
3. The strut must be removed and partially disassembled to permit the seals on the floating piston to be renewed.

**NOTE**

See C-13-264-000/MS-000  
Part 5, Table 5-1.

**WARNING**

To avoid the possibility of injury, the oil filler plug must not be removed before the aircraft weight is off the leg, the leg is fully extended and pressure is relieved from shock strut.

## FLUID MIGRATION CHECK

**STEPS**

1. Jack aircraft allowing leg to extend fully.
2. Place receptacle to catch oil at air charging valve.
3. Slowly open air charging valve to check for, and collect, oil from air chamber. If volume of oil discharged is 20 to 30cc, leg may be recharged by completing Step 3 onwards of the Servicing procedure on Sheet 2. Recheck fluid migration at next primary inspection and if oil discharge is measureable, reject leg.

**NOTE**

Should workload or spare part situation dictate, the 20 to 30cc limit may be relaxed to 20 to 40, or even 20 to 50cc level, but the possibility of lasting through a periodic check cycle diminishes proportionately with increased migration rate and increased inspections required to maintain total oil migration in the air chamber below the 50cc limit.

**TABLE 1**

Aircraft weight	3129.8 kg (6900 lb) *
Leg extension	50.8 (± 6.4) mm (2 (± 1/4) inches)
Tire pressure	1034.2 (± 34.9) kPa (150 (± 5) psi)
Leg pressure (Fully extended)	1241 (± 68.9) kPa (180 (± 10) psi)

\* Aircraft maximum weight less pilots.

280114-42

BOO03004

Figure 3-4 (Sheet 1 of 2) Main Landing Gear Servicing

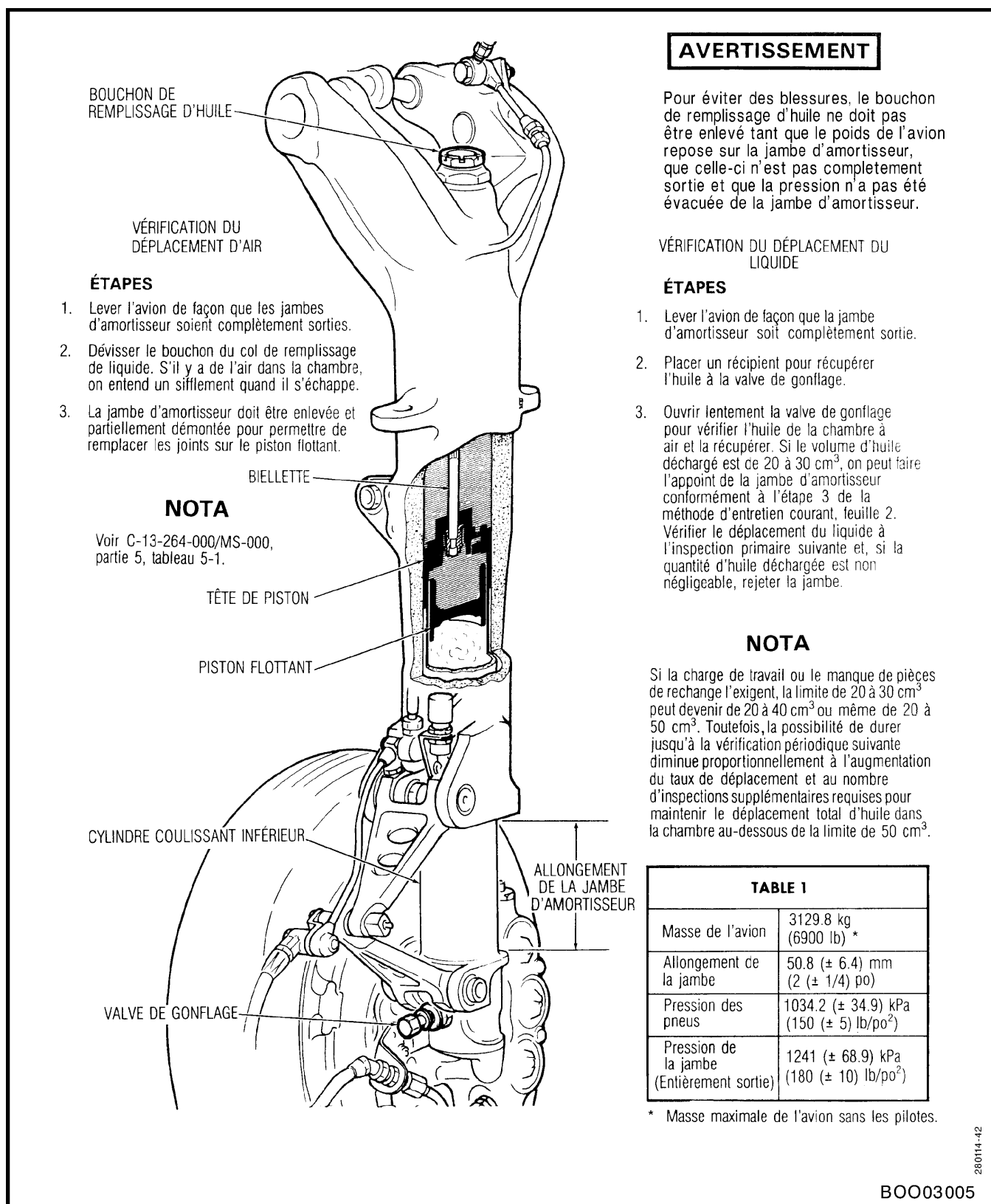
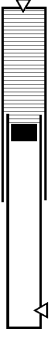





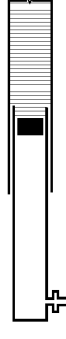



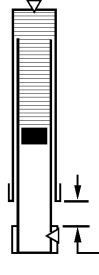










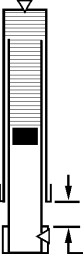


Figure 3-4 (feuille 1 de 2) Entretien du train d'atterrissage principal

 <p><b>STEP 1</b></p> <p>Jack aircraft, or hang leg by upper end, to obtain full extension and clear the ground.</p>	 <p><b>STEP 2</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Place receptacle to catch oil at air charging valve.</li> <li>Open charging valve slowly to release air charge.</li> <li>For fluid migration check, see Sheet 1.</li> </ol>	 <p><b>STEP 3</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Ensure fluid filler is closed and tight.</li> <li>Close leg 152 mm (6 inches).</li> <li>Close and tighten air charging valve.</li> </ol>
 <p><b>STEP 4</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Open fluid filler.</li> <li>Fully extend leg to 273 mm (10-3/4 inches) extension.</li> </ol> <p><b>NOTE</b></p> <p>Failure to fully extend the leg results in insufficient fluid charge and prevents check of freedom of the floating piston.</p>	 <p><b>STEP 5</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Fill with oil (see Figure 1-3, Item 11) allowing all bubbles to escape (Jarring leg with a soft-face hammer will assist.)</li> <li>Install fluid plug adapter leading to overflow container.</li> </ol> <p><b>NOTE</b></p> <p>Fluid plug adapter is locally manufactured from a suitably threaded adapter (AN814-12DL, NSN4730-00-278-8805) and 193.5 mm (18 inches) of attached hose.</p>	 <p><b>STEP 6</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Connect source of nitrogen (see Figure 1-3, Item 121) or clean dry air to air charging valve.</li> <li>Slowly pressurize leg to 689.5 kPa (100 psi).</li> </ol> <p><b>NOTES</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>This is to move the floating piston to the top of the air chamber ensuring its freedom to move by expelling fluid.</li> <li>Repeat steps 3 to 6 until expelled fluid is clean.</li> </ol>
 <p><b>STEP 7</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Remove fluid plug adapter and ensure full fluid level.</li> <li>Install oil filler plug and lock-wire.</li> </ol>	 <p><b>STEP 8</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Release nitrogen or air charge.</li> <li>Compress leg fully.</li> </ol> <p><b>NOTE</b></p> <p>Compression forces floating piston to the bottom of air chamber ensuring full travel movement.</p>	 <p><b>STEP 9</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Charge air chamber with nitrogen (see Figure 1-3, Item 121) or clean dry air to 1241 (<math>\pm 68.9</math>) kPa (180 (<math>\pm 10</math>) psi) pressure.</li> <li>Torque changing valve swivel nut to 6.78 (<math>\pm 1.13</math>) N-m (60 (<math>\pm 10</math>) inch-pounds).</li> </ol>
 <p><b>STEP 10</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Try to compress leg manually by pulling on torque link.</li> </ol> <p><b>NOTE</b></p> <p>If leg can be compressed it indicates that air is in the fluid chamber and steps 2 to 10, preceding, must be repeated.</p> <p>PULL</p>	 <p><b>STEP 11</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Install duct cap.</li> <li>Lower aircraft to rest on ground.</li> <li>Check leg extension to 50.5 (<math>\pm 6.4</math>) mm (2 (<math>\pm 1/4</math>) inch) maximum weight less pilots.</li> </ol> <p>EXTENSION</p>	<p><b>NOTES</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>It may be necessary to exceed 1310 kPa (190 psi) nitrogen charge under extreme cold weather conditions in order to obtain the correct leg extension. Use caution and recheck when warm weather returns.</li> <li>Clean dry air may be used for charging if nitrogen is not available.</li> </ol>

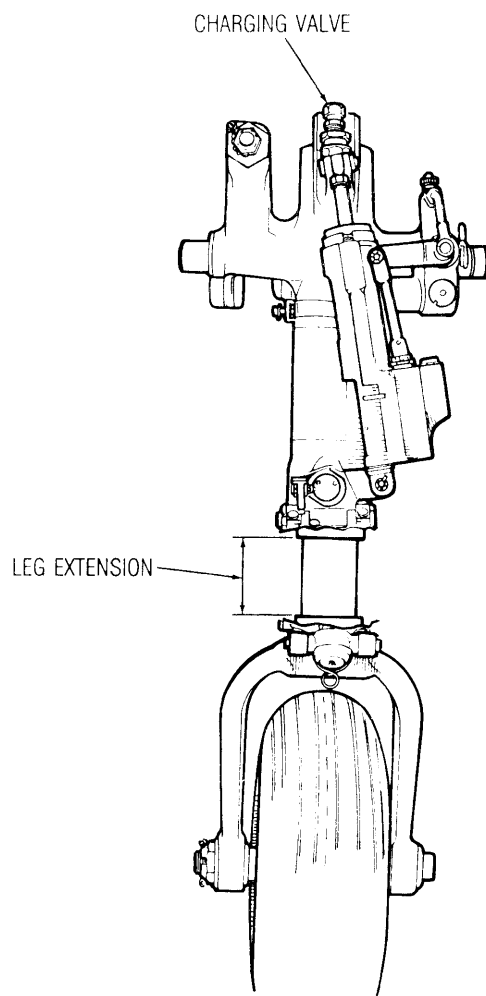
BOO03006

Figure 3-4 (Sheet 2 of 2) Main Landing Gear Servicing

 <p><b>ÉTAPE 1</b></p> <p>Lever l'avion ou suspendre la jambe d'amortisseur par l'extrémité supérieure pour qu'elle soit complètement sortie sans toucher le sol.</p>	 <p><b>ÉTAPE 2</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Placer un récipient pour récupérer l'huile à la valve de gonflage.</li> <li>Ouvrir la valve de gonflage doucement pour relâcher la pression d'air.</li> <li>Pour la vérification du déplacement de liquide, voir feuille 1.</li> </ol>	 <p><b>ÉTAPE 3</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>S'assurer que le col de remplissage du liquide est fermé et bien serré.</li> <li>Fermer la jambe de 152 mm (6 po).</li> <li>Fermer et serrer la valve de gonflage.</li> </ol>
 <p><b>ÉTAPE 4</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Ouvrir le col de remplissage de liquide.</li> <li>Sortir la jambe complètement à 273 mm (10 3/4 po).</li> </ol> <p><b>NOTA</b></p> <p>Si la jambe n'est pas complètement sortie, la charge de liquide sera insuffisante et la vérification de liberté de mouvement du piston flottant sera impossible.</p>	 <p><b>ÉTAPE 5</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Remplir d'huile (voir figure 1-3, article 11) en laissant toutes les bulles s'échapper. (On peut faciliter cette opération en tapotant la jambe avec un maillet à tête douce.)</li> <li>Installer un raccord de remplissage conduisant au contenant de trop-plein.</li> </ol> <p><b>NOTA</b></p> <p>Le raccord est fabriqué sur place à partir d'un adaptateur ayant le filetage approprié (AN814-12DL, NSN4730-00-278-8805) et de 193.5 mm (18 po) de tuyau.</p>	 <p><b>ÉTAPE 6</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Brancher la source d'azote (voir figure 1-3, article 121) ou une source d'air sec propre à la valve de gonflage.</li> <li>Pressuriser lentement la jambe d'amortisseur à 689.5 kPa (100 lb/po<sup>2</sup>).</li> </ol> <p><b>NOTA</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Ceci déplace le piston flottant au sommet de la chambre à air et assure sa liberté de mouvement en chassant le liquide.</li> <li>Répéter les étapes 3 à 6 jusqu'à ce que le liquide chassé soit propre.</li> </ol>
 <p><b>ÉTAPE 7</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Enlever le raccord de remplissage et s'assurer que le liquide est au niveau plein.</li> <li>Poser le bouchon de remplissage d'huile et le freiner au fil.</li> </ol>	 <p><b>ÉTAPE 8</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Relâcher l'azote ou l'air.</li> <li>Comprimer la jambe au maximum.</li> </ol> <p><b>NOTA</b></p> <p>La compression force le piston flottant au fond de la chambre à air et le fait se déplacer sur toute sa course.</p>	 <p><b>ÉTAPE 9</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Gonfler la chambre à air à l'azote (voir figure 1-3, article 121) ou à l'air sec propre à 1241 (± 68.9) kPa (180 (±10) lb/po<sup>2</sup>) de pression.</li> <li>Serrer l'écrou de la valve de gonflage à 6.78 (± 1.13) N·m (60 (± 10) lb·po).</li> </ol>
 <p><b>ÉTAPE 10</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Essayer de comprimer la jambe à la main en tirant sur le compas.</li> </ol> <p><b>NOTA</b></p> <p>Si la jambe peut être comprimée, cela indique qu'il y a de l'air dans la chambre de liquide et qu'il faut reprendre les étapes 2 à 10 qui précèdent.</p>	 <p><b>ÉTAPE 11</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Mettre le capuchon antipoussière.</li> <li>Redescendre l'avion au sol.</li> <li>Vérifier que l'allongement de la jambe est de 50.5 (± 6.4) mm (2 (± 1/4) po) pour la masse maximale moins les pilotes.</li> </ol>	<p><b>NOTA</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Par temps très froid, il peut être nécessaire de dépasser la pression d'azote de 1310 kPa (190 lb/po<sup>2</sup>) pour avoir l'allongement voulu de la jambe. Agir avec précaution et vérifier de nouveau par temps chaud.</li> <li>On peut utiliser de l'air sec propre pour le gonflage s'il n'y a pas d'azote.</li> </ol>

BOO03007

Figure 3-4 (feuille 2 de 2) Entretien du train d'atterrissage principal



## NOSE GEAR SERVICING

### STEPS

- 1 Jack nose of aircraft to permit full extension of leg, or suspend from upper end clear of floor.
- 2 Remove charging valve and dust cap.

### CAUTION

If leg is charged, open charging valve slowly sufficiently to allow slow pressure release before complete removal.

- 3 Compress leg fully and fill with oil (see Figure 1-3, Item 11) to top threads of charging valve hole allowing all air bubbles to escape and refilling as necessary.
- 4 Install charging valve and inflate leg to 620.5 ( $\pm$  34.5) kPa (90 ( $\pm$  5) psi) pressure with dry nitrogen (see Figure 1-3, Item 121) or clean dry air.
- 5 Torque charging valve swivel nut to 5.65 to 7.91 N·m (50 to 70 inch-pounds).
- 6 Lower aircraft so it is supported by leg and check extension to 57.2 ( $\pm$  6.4) mm (2-1/4 ( $\pm$  1/4) inches). (For aircraft at maximum weight without pilots.)

### NOTES

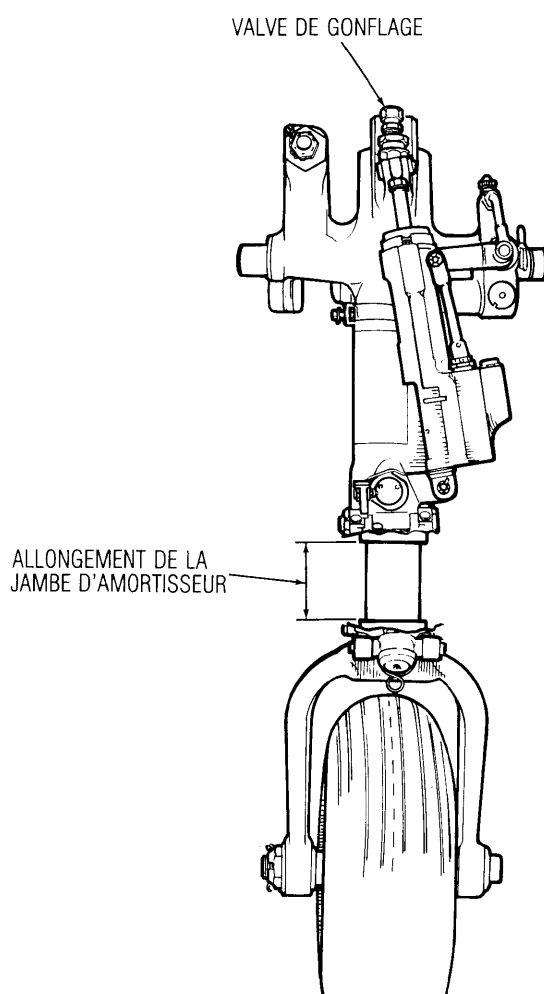
- 1 Leg extension of the nose gear varies with the centre of gravity of the aircraft and with other factors. Should the extension be suspect, jack the nose gear clear of the ground and ensure air charge is 620.5 ( $\pm$  34.5) kPa (90 ( $\pm$  5) psi) pressure.
- 2 It may be necessary to exceed 655 kPa (95 psi) air charge under extreme cold weather conditions in order to maintain the correct leg extension. Use caution and recheck when warm weather returns.
- 7 Remove charging line, install dust cap and torque to 2.26 N·m (20 inch-pounds).
- 8 Remove jacks.

TABLE 1	
Aircraft weight	3129.8 kg (6900 pounds) *
Leg extension	57.2 ( $\pm$ 6.4) mm (2.25 ( $\pm$ 0.25) inches)
Tire pressure	482.6 ( $\pm$ 34.5) kPa (70 ( $\pm$ 5) psi)
Leg pressure (Fully extended)	620.5 ( $\pm$ 34.5) kPa (90 ( $\pm$ 5) psi)

\* Aircraft maximum weight less pilots

BOO03008

Figure 3-5 Nose Landing Gear Servicing



## ENTRETIEN DU TRAIN AVANT

### ÉTAPES

- 1 Lever le nez de l'avion pour permettre l'allongement complet de la jambe d'amortisseur ou la suspendre à l'extrémité supérieure de façon qu'elle ne touche pas le sol.
- 2 Enlever la valve de gonflage et le capuchon antipoussière.

### ATTENTION

Si la jambe est gonflée, ouvrir la valve de gonflage doucement de façon à laisser la pression s'échapper lentement avant de continuer la dépose.

- 3 Comprimer la jambe complètement et faire le plein d'huile (voir figure 1-3, article 11) jusqu'au sommet des filets du trou de la valve de gonflage, en permettant aux bulles d'air de s'échapper, et faire l'appoint au besoin.
- 4 Reposer la valve de gonflage et gonfler la jambe d'amortisseur à  $620.5 (\pm 34.5)$  kPa ( $90 (\pm 5)$  lb/po<sup>2</sup>) avec de l'azote sec (voir figure 1-3, article 121) ou de l'air sec propre.
- 5 Serrer l'écrou mince de la valve de gonflage entre 5.65 et 7.91 N·m (50 à 70 lb·po).
- 6 Descendre l'avion de sorte qu'il soit supporté par la jambe et vérifier que l'allongement est de  $57.2 (\pm 6.4)$  mm ( $2 \frac{1}{4} (\pm \frac{1}{4})$  po). (Pour la masse maximale sans les pilotes.)

### NOTA

- 1 L'allongement de la jambe du train avant varie en fonction du centre de gravité de l'avion et d'autres facteurs. Si on soupçonne que l'allongement est inadéquat, lever le train de façon qu'il ne touche plus le sol et s'assurer que la pression d'air est de  $620.5 (\pm 34.5)$  kPa ( $90 (\pm 5)$  lb/po<sup>2</sup>).
- 2 Par froid extrême, il peut être nécessaire de dépasser la pression d'air de 655 kPa (95 lb/po<sup>2</sup>) pour maintenir un allongement approprié de la jambe. Agir avec précaution et vérifier de nouveau par temps chaud.
- 7 Déposer la conduite de gonflage, mettre le capuchon antipoussière et serrer à 2.26 N·m (20 lb·po).
- 8 Enlever les vérins.

TABLEAU 1

Masse de l'avion	3129.8 kg (6900 lb) *
Allongement de la jambe	57.2 ( $\pm 6.4$ ) mm (2.25 ( $\pm 0.25$ ) po)
Pression du pneu	482.6 ( $\pm 34.5$ ) kPa (70 ( $\pm 5$ ) lb/po <sup>2</sup> )
Pression de la jambe (Entièrement sortie)	620.5 ( $\pm 34.5$ ) kPa (90 ( $\pm 5$ ) lb/po <sup>2</sup> )

\* Masse maximale de l'avion sans les pilotes.

BOO03009

Figure 3-5 Entretien du train d'atterrissage avant



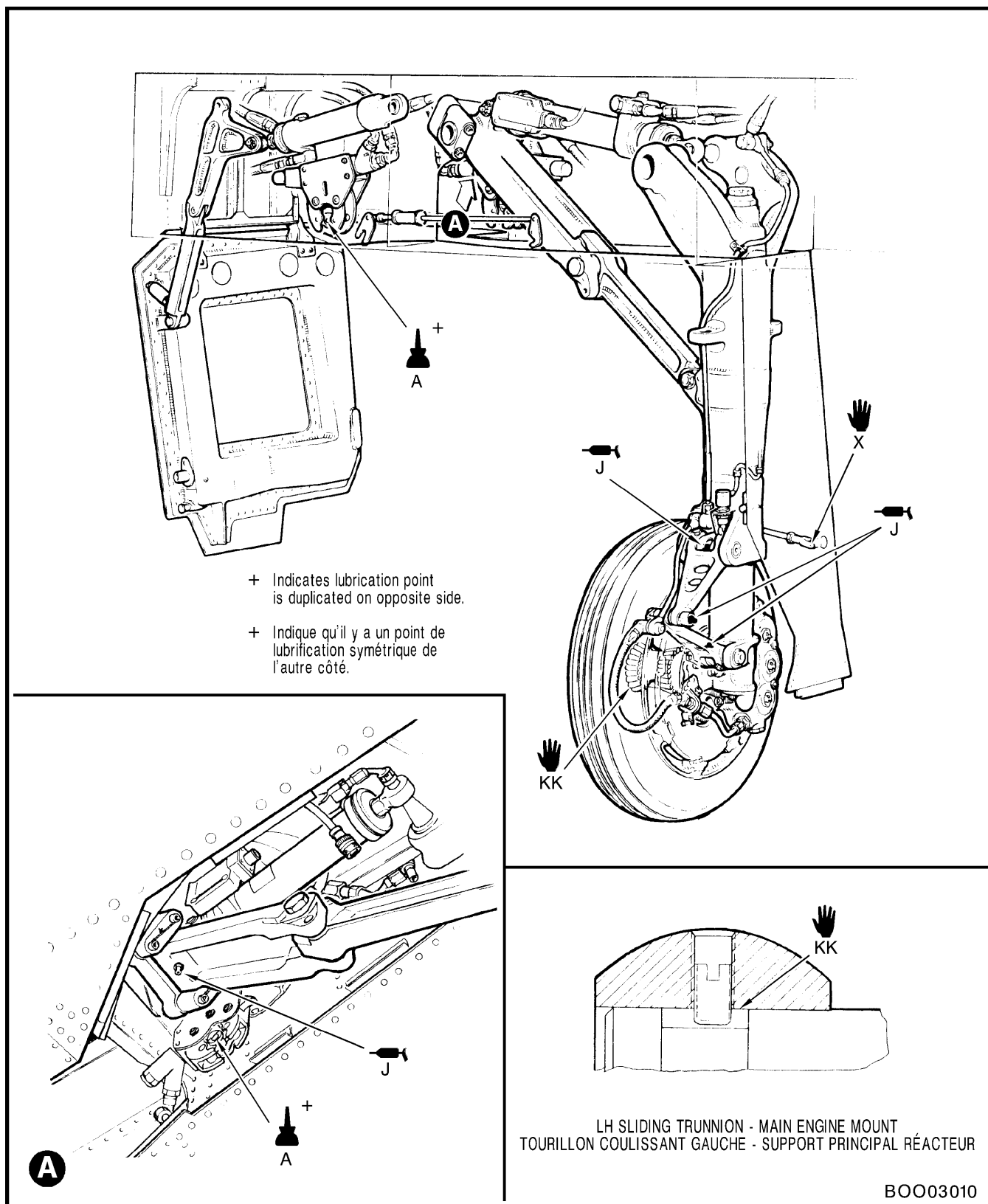





Figure 3-6 (Sheet 1 of 3) Lubrication Diagram  
Figure 3-6 (feuille 1 de 3) Schéma des points de lubrification



Symbol Symbole	Method of application Méthode d'application
	By hand À la main
	Grease gun Pistolet graisseur
	Oil can Burette d'huile

## NOTE

For information on NATO  
equivalents, see  
C-82-010-001/AM-000.

## NOTA

Pour tout renseignement sur les équivalents OTAN, voir C-82-010-001/AM-000.

Letter Lettre	Specification Spécification	Description
J	MIL-G-23827	Grease, extreme pressure Graisse, très haute pression
KK	MIL-G-81322	Grease, aircraft, general purpose, wide temperature Graisse, aviation, tout usage, grande plage de température
X	DOD-L-25681	Grease, Molybdenum Disulfide/Silicone Graisse, bisulfure de molybdène ou silicone
A	MIL-L-6085	Lubricating oil, Instrument Huile de lubrification, instruments

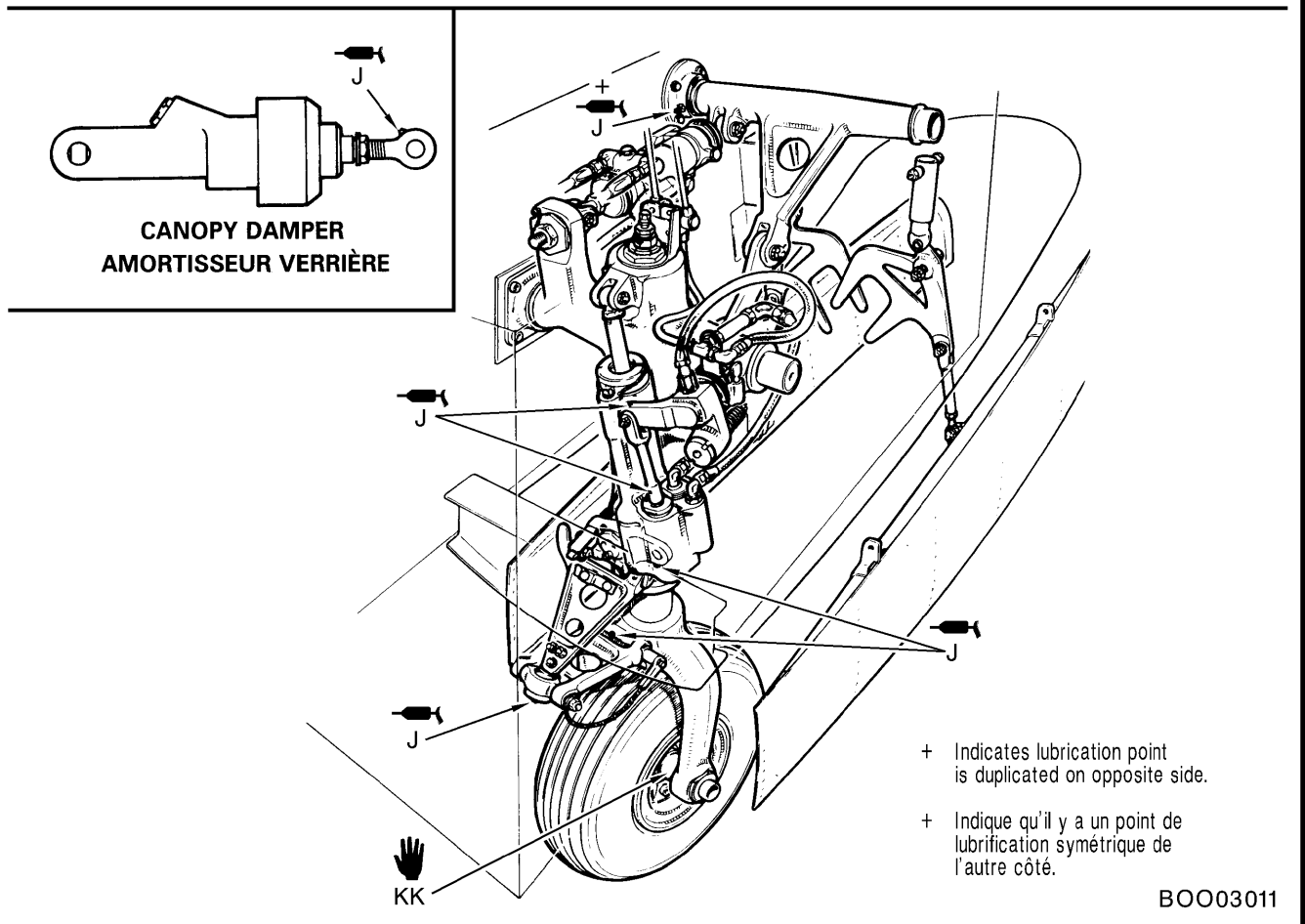


Figure 3-6 (Sheet 2 of 3) Lubrication Diagram  
Figure 3-6 (feuille 2 de 3) Schéma des points de lubrification

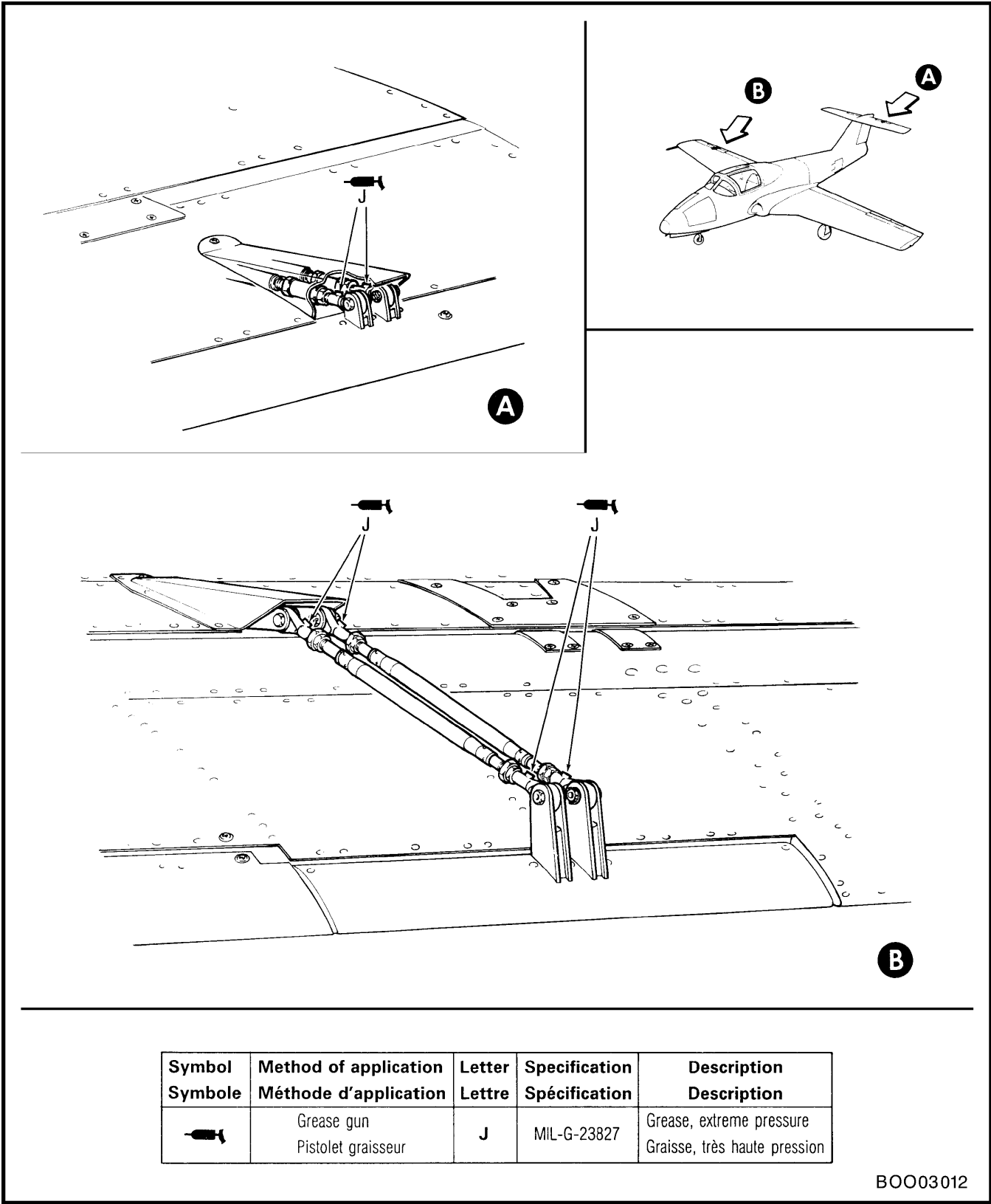


Figure 3-6 (Sheet 3 of 3) Lubrication Diagram  
Figure 3-6 (feuille 3 de 3) Schéma des points de lubrification