国土交通省
航空局

第15号
改訂番号　1
三菱重工業株式会社

日本航空機製造式　YS-11型
日本航空機製造式　YS-11-100R型

平成29年 3月 1日

型式証明データシート第15号

我が国の航空法及び同法施行規則の耐空性要件を満足するものとして、ここに型式証明第15号の航空機に関するデータシートを発行する。

型式証明所有者　　三菱重工業株式会社
東京都港区港南２丁目１６番５号

来歴：　1982年9月7日型式証明第15号は日本航空機製造株式会社より三菱重工業株式会社に譲渡された。

１．日本航空機製造式　YS-11型　（飛行機輸送　T類　昭和39年8月25日承認）

（１）発動機
ロールス･ロイス式ダートMK542-10型、
ロールス･ロイス式ダートMK542-10 J 型
又は　ロールス･ロイス式ダートMK542-10 K 型
基数　2基
（ターボプロップ）減速比　0.0775 ： 1
エンジンの混載装備については、注4を参照。

（２）燃料
（燃料は下記の規格又はその後の改訂版に適合したものを使用すること。）

グレード(タイプ)	規格
Kerosine Type (AVTUR: JP.1)	D.Eng.R.D.2453 Issue 5 (2) D.Eng.R.D.2494 Issue 10 A.S.T.M.　D1655-89 Jet A A.S.T.M.　D1655-89 Jet A-1 CAN/CGSB-3.23-M86　(Canadian) MIL-T-83133A　(JP.8) I.A.T.A. 1988 Kerosene type
Wide-Cut Fuels (AVTAG: JP.4)	D.Eng.R.D.2454 Issue 4 (2) D.Eng.R.D.2486 Issue 9 A.S.T.M.　D1655-89 Jet B I.A.T.A. 1987 JP.4 type CAN/CGSB-3.22-M86　(Canadian) MIL-T-5624N　JP.4 grade
High Flash Point (AVCAT: JP.5)	D.Eng.R.D.2452 Issue 2 (3) D.Eng.R.D.2498 Issue 7 3-GP-24Ma (86)　(Canadian) MIL-T-5624N　JP.5 grade

（3）水・メタノール

ロールス・ロイス　スペック　AEP-1-W/M、最新版

（4）滑油

Aero Shell Turbine Oil 750
Castrol 98 Gas Turbine Oil
Castrol 98 U.K. Synthetic Aviation Oil (Castrol 98 U.K.)
Esso Aviation Turbo Oil 35 (E.A.T.O. 35)
Esso Extra Turbo Oil 274 (E.E.T.O. 274)
Enco Turbo Oil 274 (Enco 274)
Esso Turbo Oil 35 (E.T.O. 35)
Enco Turbo Oil 35
Texaco Synthetic Acft. Turbine Oil 35 (T.S.A.T.O. 35)
Caltex Synthetic Turbo Oil 35
Regent Synthetic Turbo Oil 35

（5）発動機定格及び運用限界

ダートMK542-10型、MK542-10J型及びMK542-10K型エンジン。

標準大気状態海面上静止時における最小定格を示す。

定格（最小）	プロペラ軸出力（S.H.P）	等価軸出力（T.E.H.P）	回転速度（RPM）	許容最大使用時間（分）
離陸（水・メタノール噴射あり）	2,680 (* 1)	2,966 (* 2)	15,000	5
離陸（水・メタノール噴射なし）	2,305	2,559	15,000	5
連続最大	2,305	2,559	15,000	制限なし

上記定格は補機およびブリードエアは、無負荷の状態である。

*1：出力は、補機駆動に要する出力に拘らず一定である。

*2：出力は、補機駆動に要する出力（最大値は70HP）を含まない。

	MK 542-10	MK 542-10J/ MK 542-10K
最大タービンガス温度		
起動（瞬間的）	930°C	930°C
離陸（5分制限）		
水・メタノール噴射あり	890°C	
（S/B 77-8未実施機に適用）		915°C
（S/B 77-8実施機に適用）		940°C
水・メタノール噴射なし	865°C	865°C
連続最大		915°C
（S/B 71-25未実施機に適用）	890°C	
（S/B 71-25実施機に適用）	905°C	
最大オイル入口温度		
全オペレーション	120°C	120°C

（6）プロペラおよびプロペラ限界

ダウティ・ロートル式(C)R.209/4-40-4.5/2型　　2基

油圧制御、定速プロペラ、フェザリング

ハブ：　4ブレード、ブレード シャンク サイズ No.40、嵌合すべきプロペラ軸径No.4 1/2 S.B.A.C.

離陸定格：　2,680 S.H.P

羽根型式：　RA.25952

直径　　：　14ft. 6in.

最大許容修理：　14ft. 3in.

これを超える修理は許可されない。

ピッチ設定角（0.7ラジアス）
フェザー： 84° 15’
クルーズ ピッチ ロック： 27° 30’
フライト ファイン： 14°
グランド ファイン： 0°

（7）対気速度限界（CAS）

最大運用限界速度			
（高度13,600ft まで）	V_{MO}：	245kt（282m.p.h.）	
（高度13,600ft 以上）	M_{MO}：	0.475	
運動速度	V_A：	151kt（174m.p.h.）	
フラップ下げ速度			
（フラップ角度10° 以下）	V_{FE}：	200kt（230m.p.h.）	
（フラップ角度10° を越え20° 以下）		165kt（190m.p.h.）	
（フラップ角度20° を越え35° 以下）		135kt（155m.p.h.）	
着陸装置操作速度	V_{LO}：	210kt（242m.p.h.）	（脚下げ） (*1)
		165kt（190m.p.h.）	（脚下げ） (*2)
		135kt（155m.p.h.）	（脚上げ）
着陸装置下げ速度	V_{LE}：	210kt（242m.p.h.）	(*1)
		165kt（190m.p.h.）	(*2)

*1：主脚扉01-18062-1、-2を装備した場合の速度
*2：主脚扉01-18121-501、-502を装備した場合の速度

（8）重心位置範囲（フラップ0° 、着陸装置下げ）*

重量	前方		後方	
kg（lb）	%MAC	STA.	%MAC	STA.
23,500（51,800）	21.5%	-2,153	36%	-1,689
16,000（35,270）以下	15%	-2,361	36%	-1,689

上記2点間は直線変化する。
*本機体はいかなる形態の飛行においても着陸装置下げ、フラップ上げの形態での重心が上記限界内にあれば安全である。
着陸装置上げによるモーメント変化は-1,150kgm（-99,800in.lb.）である。
フラップ下げ（20° ）によるモーメント変化は、＋69kgm（＋5,990in.lb.）である。
フラップ下げ（30° ）によるモーメント変化は、＋120kgm（＋10,420in.lb.）である。

（9）最大重量

最大離陸重量	：	23,500kg（51,800lbs）
最大着陸重量	：	22,500kg（49,600lbs）
最大零燃料重量	：	20,700kg（45,640lbs）

（１０）最小乗員数、最大乗客数

最小乗員数	2名（正操縦士、副操縦士）
最大乗客数	59名（非常脱出要求による制限）
	64名（膨張式脱出スライド2個装備した場合）

（１１）最大荷物搭載重量

コンパートメント	最大積載重量 kg（lb）	床面強度 kg/㎡（lb/ft2）	アーム （in）
右前方荷物室			
52席38インチ型（*1）	680 (1,500)	488 (100)	-350
52席34インチ型（*2）	1,134 (2,500)	488 (100)	-324
60席34インチ型（*3）	545 (1,200)	488 (100)	-358
左前方荷物室			
52席34インチ型のみ（*4）	454 (1,000)	488 (100)	-292
後方荷物室	908 (2,000)	488 (100)	+291
床下荷物室	500 (1,100)	317 (65)	-252

*1　右前方荷物室位置　：　F.STA – 9,900　～　F.STA – 7,900
*2　右前方荷物室位置　：　F.STA – 9,900　～　F.STA – 6,870
*3　右前方荷物室位置　：　F.STA – 9,900　～　F.STA – 8,280
*4　左前方荷物室位置　：　F.STA – 8,280　～　F.STA – 6,870

（１２）燃料容量

スカベンジポンプ2個/機装備の場合

	合計容量* lb. (US Gal.) ea.	使用可能量 lb. (US Gal.)ea.	アーム (in.)
2インテグラルタンク	4,333 (666)	4,235 (651)	-63.6
バグタンク（オプション）			
R.H	2,339 (359)	2,327 (357)	-70.1
L.H.	1,496 (230)	1,484 (228)	-70.1

スカベンジポンプ４個/機装備の場合

2インテグラルタンク	4,333 (666)	4,309 (663)	-63.6
バグタンク（オプション）			
R.H.	2,339 (359)	2,327 (357)	-70.1
L.H.	1,496 (230)	1,484 (228)	-70.1

*合計容量には使用不可能量と使用可能量を含む。
燃料重量は6.5ｌｂ/u.s.gal.で計算。
システム燃料については注１（ｃ）を参照。

（１３）水・メタノール容量

左翼内にバグタンク（１個）装備。

容量 lb. (US Gal.) ea.	アーム (in.)
870（111）	-70.1

水・メタノール重量は7.85lb./u.s.galで計算。

（１４）滑油容量

発動機滑油

	容量 lb. (US Pint.) ea.	アーム (in.)
タンク容量	38.5 (38.5)	-200.4
(R/R Mod. 1384を実施していない機体)		
タンク容量	43 (43)	-200.4
(R/R Mod. 1384を実施している機体)		
ギアボックス滑油	6 (6)	-134

システム滑油については注１（ｃ）を参照。

（１５）最大運用高度
20,000ft

（１６）その他の運用限界
その他運用限界については、航空局承認の飛行規程、YS-FM-001による。

（１７）製造者の製造番号
2003～2007、2012、2014～2017、2020～2022、2026～2032、2035～2049

２．日本航空機製造式　YS-11-100R型　（飛行機輸送　T類　昭和47年7月3日承認）

（１）発動機

ロールス･ロイス式ダートMK543-10型、
又は　ロールス･ロイス式ダートMK543-10 K 型
基数　2基
（ターボプロップ）減速比　0.0775 ： 1
エンジンの混載装備については、注４を参照。

（２）燃料

（燃料は下記の規格又はその後の改訂版に適合したものを使用すること。）

グレード(タイプ)	規格
Kerosine Type (AVTUR: JP.1)	D.Eng.R.D.2453 Issue 5 (2) D.Eng.R.D.2494 Issue 10 A.S.T.M.　D1655-89 Jet A A.S.T.M.　D1655-89 Jet A-1 CAN/CGSB-3.23-M86　(Canadian) MIL-T-83133A　(JP.8) I.A.T.A. 1988 Kerosene type
Wide-Cut Fuels (AVTAG: JP.4)	D.Eng.R.D.2454 Issue 4 (2) D.Eng.R.D.2486 Issue 9 A.S.T.M.　D1655-89 Jet B I.A.T.A. 1987 JP.4 type CAN/CGSB-3.22-M86　(Canadian) MIL-T-5624N　JP.4 grade
High Flash Point (AVCAT: JP.5)	D.Eng.R.D.2452 Issue 2 (3) D.Eng.R.D.2498 Issue 7 3-GP-24Ma (86)　(Canadian) MIL-T-5624N　JP.5 grade 発動機

（３）水・メタノール

ロールス・ロイス　スペック　AEP-1-W/M、最新版

（４）滑油

Aero Shell Turbine Oil 750
Castrol 98 Gas Turbine Oil
Castrol 98 U.K. Synthetic Aviation Oil (Castrol 98 U.K.)
Esso Aviation Turbo Oil 35 (E.A.T.O. 35)
Esso Extra Turbo Oil 274 (E.E.T.O. 274)
Enco Turbo Oil 274 (Enco 274)
Esso Turbo Oil 35 (E.T.O. 35)
Enco Turbo Oil 35
Texaco Synthetic Acft. Turbine Oil 35 (T.S.A.T.O. 35)
Caltex Synthetic Turbo Oil 35
Regent Synthetic Turbo Oil 35

（５）発動機定格及び運用限界

ダートMK543-10型及びMK543-10K型エンジン。

標準大気状態海面上静止時における最小定格を示す。

定格（最小）	プロペラ軸出力（S.H.P）	等価軸出力（T.E.H.P）	回転速度（RPM）	許容最大使用時間（分）
離陸（水・メタノール噴射あり）	2,680 (* 1)	2,966 (* 2)	15,000	5
離陸（水・メタノール噴射なし）	2,305	2,559	15,000	5
中間緊急	2,305	2,559	15,000	制限なし
連続最大	2,305	2,559	15,000	制限なし

上記定格は補機およびブリードエアは、無負荷の状態である。

*1：出力は、補機駆動に要する出力に拘らず一定である。

*2：出力は、補機駆動に要する出力（最大値は70HP）を含まない。

	MK 543-10/ MK 543-10K
最大タービンガス温度	
起動（瞬間的）	930°C
離陸（5分制限）	
水・メタノール噴射あり	940°C
水・メタノール噴射なし	865°C
中間緊急	940℃
連続最大	865°C
最大オイル入口温度	
全オペレーション	120°C

（６）プロペラおよびプロペラ限界

ダウティ・ロートル式(C)R.209/4-40-4.5/2型　　2基

油圧制御、定速プロペラ、フェザリング

ハブ：　4ブレード、ブレード シャンク サイズ No.40、嵌合すべきプロペラ軸径No.4 1/2 S.B.A.C.

離陸定格：　2,680 S.H.P

羽根型式：　RA.25952

直径　　：　14ft. 6in.

最大許容修理：　14ft. 3in.

これを超える修理は許可されない。

ピッチ設定角（0.7ラジアス）

フェザー：　84° 15’

クルーズ ピッチ ロック：　27° 30’

フライト ファイン：　14°

グランド ファイン：　0°

（７）対気速度限界（CAS）

最大運用限界速度			
（高度13,600ft まで）	V_{MO}：	245kt（282m.p.h.）	
（高度13,600ft 以上）	M_{MO}：	0.475	
運動速度	V_A：	151kt（174m.p.h.）	
フラップ下げ速度			
（フラップ角度10°以下）	V_{FE}：	200kt（230m.p.h.）	
（フラップ角度10°を越え20°以下）		165kt（190m.p.h.）	
（フラップ角度20°を越え35°以下）		135kt（155m.p.h.）	
着陸装置操作速度	V_{LO}：	210kt（242m.p.h.）	（脚下げ）（*1）
		165kt（190m.p.h.）	（脚下げ）（*2）
		135kt（155m.p.h.）	（脚上げ）
着陸装置下げ速度	V_{LE}：	210kt（242m.p.h.）	（*1）
		165kt（190m.p.h.）	（*2）

*1：主脚扉01-18062-1、-2を装備した場合の速度
*2：主脚扉01-18121-501、-502を装備した場合の速度

（８）重心位置範囲（フラップ0°、着陸装置下げ）*

重量	前方		後方	
kg（lb）	%MAC	STA.	%MAC	STA.
23,500（51,800）	21.5%	-2,153	36%	-1,689
16,000（35,270）以下	15%	-2,361	36%	-1,689

上記2点間は直線変化する。
*本機体はいかなる形態の飛行においても着陸装置下げ、フラップ上げの形態での重心が上記限界内にあれば安全である。
着陸装置上げによるモーメント変化は-1,150kgm（-99,800in.lb.）である。
フラップ下げ（20°）によるモーメント変化は、＋69kgm（＋5,990in.lb.）である。
フラップ下げ（30°）によるモーメント変化は、＋120kgm（＋10,420in.lb.）である。

（９）最大重量

最大離陸重量	：	23,500kg（51,800lbs）
最大着陸重量	：	22,500kg（49,600lbs）
最大零燃料重量	：	20,700kg（45,640lbs）

（１０）最小乗員数、最大乗客数

最小乗員数	2名（正操縦士、副操縦士）
最大乗客数	59名（非常脱出要求による制限）
	64名（膨張式脱出スライド2個装備した場合）

（１１）最大荷物搭載重量

コンパートメント	最大積載重量 kg（lb）	床面強度 kg/㎡（lb/ft2）	アーム （in）
右前方荷物室			
52席38インチ型（*1）	680 (1,500)	488 (100)	-350
52席34インチ型（*2）	1,134 (2,500)	488 (100)	-324
60席34インチ型（*3）	545 (1,200)	488 (100)	-358
左前方荷物室			
52席34インチ型のみ（*4）	454 (1,000)	488 (100)	-292
後方荷物室	908 (2,000)	488 (100)	+291
床下荷物室	500 (1,100)	317 (65)	-252

*1 右前方荷物室位置 : F.STA – 9,900 ～ F.STA – 7,900
*2 右前方荷物室位置 : F.STA – 9,900 ～ F.STA – 6,870
*3 右前方荷物室位置 : F.STA – 9,900 ～ F.STA – 8,280
*4 左前方荷物室位置 : F.STA – 8,280 ～ F.STA – 6,870

（１２）燃料容量
スカベンジポンプ2個/機装備の場合

	合計容量* lb. (US Gal.) ea.	使用可能量 lb. (US Gal.)ea.	アーム (in.)
2インテグラルタンク	4,333 (666)	4,235 (651)	-63.6
バグタンク（オプション）			
R.H	2,339 (359)	2,327 (357)	-70.1
L.H.	1,496 (230)	1,484 (228)	-70.1

スカベンジポンプ４個/機装備の場合

2インテグラルタンク	4,333 (666)	4,309 (663)	-63.6
バグタンク（オプション）			
R.H.	2,339 (359)	2,327 (357)	-70.1
L.H.	1,496 (230)	1,484 (228)	-70.1

*合計容量には使用不可能量と使用可能量を含む。
燃料重量は6.5１ｂ/u.s.gal.で計算。
システム燃料については注１（ｃ）を参照。

（１３）水・メタノール容量
左翼内にバグタンク（１個）装備。

容量 lb. (US Gal.) ea.	アーム (in.)
870（111）	-70.1

水・メタノール重量は7.85lb./u.s.galで計算。

（１４）滑油容量
発動機滑油

	容量 lb. (US Pint.) ea.	アーム (in.)
タンク容量	38.5 (38.5)	-200.4
(R/R Mod. 1384を実施していない機体)		
タンク容量	43 (43)	-200.4
(R/R Mod. 1384を実施している機体)		
ギアボックス滑油	6 (6)	-134

システム滑油については注１（ｃ）を参照。

（１５）最大運用高度
20,000ft

（１６）その他の運用限界
その他運用限界については、航空局承認の飛行規程、YS-FM-011による。

（１７）製造者の製造番号
2010、2011、2013、2023～2025、2034

３．　全型式共通事項

（１）基軸基準位置
ステーション0は空力平均翼弦55％より42.5 in.後方である。

（２）空力平均翼弦（MAC）
126.1 in.（MACの前縁は－111.9 in.）

（３）水平基準位置
レベリング クリップは前脚室にある。

（４）操舵範囲
操縦面舵角範囲

昇降舵	上げ	27°	下げ	13°
バランス・タブ	上げ	6°	下げ	12°
トリム・タブ（左玄）	上げ	10°	下げ	15°
方向舵	右	22°	左	22°
スプリング・タブ	右	21°	左	21°
トリム・タブ（左玄）	右	12.5°	左	12.5°
補助翼	上げ	24°	下げ	15°
スプリング・タブ	上げ	18°	下げ	10°
トリム・タブ（左玄）	上げ	21°	下げ	21°
フラップ			下げ	35°

（５）型式証明基準
航空法施行規則附属書第一「航空機及び装備品の安全性を確保するための強度，構造及び性能についての基準」
耐空性審査要領（空検443号昭和35年12月28日制定，昭和39年6月15日改正）第Ⅲ部
YS-11-100Rについては、上記に加え空検131号昭和47年5月9日制定の“YS-11A型航空機に対する特別要件について”を適用。
注：　型式証明基準はFAA CAR4b、1953年12月31日付（含む、アメンドメント4b-1～4b-12とSR422B）に対応する。
耐空性審査要領第Ⅲ部の３については、適用除外（見解書P-01“燃料タンク系統の故障許容性評価に関する適用除外”参照）。

（６）装備品
型式証明基準に示される基準、要領により要求される基本装備品を機体に装備しなければならない。
航空局が承認した三菱重工（株）資料（YSE-0549-2（和文）、E/YSE-0547-2（英文））“日本航空機製造式YS-11型およびYS-11A型部品表”に装備すべき装備品および任意装備の装備品がリストされている。

注1（a）：リストされた装備品を含む証明された空虚重量と積載要領を含む最新の重量・重心報告書は、夫々の機体において耐空証明時に提示されなければならない。
（b）：使用燃料、乗員、乗客の移動を考慮し、常に規定の制限内に重量・重心が収まるように積載しなければならない。
（c）：下記に示すシステム燃料と滑油および作動油は機体空虚重量に含めなければならない。
システム燃料　配管を満たす燃料と、最も厳しい機体姿勢時において、燃料計が零を指す迄の燃料タンク内燃料の重量。
使用可能タンク燃料を含むシステム燃料は、耐空性審査要領5-2-3-2に規定されている。（CAR4b.416）

スカベンジポンプ2個/機装備の場合

	Lbs.(U.S. Gal.)	
使用不可能量（2インテグラル タンク）	196（30）	98（15）ea.
使用不可能量（2バグ タンク）	24（4）	12（2）ea.
非常シャットオフバルブと発動機間	8（1.2）	
クロスフィードライン	9（1.4）	
非常シャットオフバルブとブースターポンプ間	4（0.6）	
トランスファーライン（R.H.）	8（1.2）	
トランスファーライン（L.H.）	7（1.1）	
システム燃料合計	256（40）	

スカベンジポンプ4個/機装備の場合

	Lbs.(U.S. Gal.)	
使用不可能量（2インテグラル タンク）	48（7）	24（4）ea.
使用不可能量（2バグ タンク）	24（4）	12（2）ea.
非常シャットオフバルブと発動機間	8（1.2）	
クロスフィードライン	9（1.4）	
非常シャットオフバルブとブースターポンプ間	4（0.6）	
トランスファーライン（R.H.）	8（1.2）	
トランスファーライン（L.H.）	7（1.1）	
システム燃料合計	108（17）	

システム滑油　機体空虚重量に含めなければならないシステム滑油は、通常、プロペラ内に閉じ込められる滑油量と、滑油排出後、発動機内に閉じ込められる滑油を加えたものである。

	Lbs.(U.S. Gal.)	
プロペラ ハブ	22（22）	11（11）ea.
発動機滑油システム	20（2）	10（10）ea.
システム燃料合計	42（42）	

注2 ： 航空機は航空局承認の飛行規程に従い運航しなければならない。

注3 ： 全てのYS-11、YS-11A型式の構造部品のサービス ライフ リミットは、航空局承認のマニュアルYS-MR-101 “YS-11/YS-11Aサービス ライフ リミット” に設定されている。

注4 ： 型式の異なる発動機を混載装備する場合、機体性能は低出力側の発動機の定格出力で決定しなければならない。

注5 ： 全てのYS-11、YS-11A型式の構造部品に対する補足構造検査の要求は、航空局承認のマニュアル YS-MR-201 “YS-11 Supplemental Inspection Document”に設定されている。

注6 ： 全てのYS-11、YS-11A型式の腐食防止管理プログラムは、航空局承認のYS-MR-301 “YS-11 Corrosion Control Program”に設定されている。