



Numéro de série 12-08-54-0210 An 2012



Constructeur :

ICP Srl - S.P.16 km 15,150-14022 Castelnuovo Don Bosco (AT)

Tel: +39-0119927503 • Fax : +39-0119927266

Website : www.icp.it

E-mail: info@icn.it

Le contenu du présent manuel, composé de 51 pages, appartient exclusivement à I.C.P. S.r.l. et ne peut pas être reproduit par des tiers, sous quelle forme que ce soit, sans l'autorisation écrite de I.C.P. S.r.l.

Les informations contenues dans le présent document sont de nature strictement confidentielle et doivent être tenues secrètes.

Toute utilisation différente de celle prévue ainsi que la copie, la distribution ou la divulgation du contenu du présent document sont interdites.



1 Sommaire

Manuel de vol ICP SavannahTM –S

1 Sommaire	2
2 Informations Générales	5
2.1 Critères de Certification	6
2.2 Définition de "DANGER, ATTENTION, PRUDENCE"	7
2.3 Symboles, abréviations et glossaire	7
2.4 Facteurs de conversion des unités de mesure	8
3 Description de l'avion et de ses systèmes	9
3.1 Moteur	9
3.2 Hélice	9
3.3 Carburant et système carburant	10
3.4 Système de lubrification	11
3.5 Poids opérationnels et charges	12
3.6 Structure	13
3.7 Train d'atterrissage et système de freinage	14
3.8 Commandes	14
3.9 Système électrique	15
3.10 Cabine et instruments	18
3.11 Résumé	20
4 Limitations opérationnelles	23
4.1 Vitesse de décrochage au poids maximum au décollage (V_{S1} et V_{S0})	23
4.2 Gamme de vitesse avec flaps sortis (V_{S0} et V_{FE})	23
4.3 Vitesse maximum de manœuvre (V_a)	23
4.4 Vitesse à ne pas dépasser (V_{NE})	23
4.5 Limites de vent et vent de travers	23
4.6 Plafond de vol	23
4.7 Facteur de charge	23
4.8 Manœuvres interdites	23
4.9 Limites de vitesse	24
4.10 Système moteur	25
4.11 Limites de poids	26



4.12 Barycentre (C.G.).....	26
4.13 Équipage.....	26
4.14 Nombre de passagers maximum	26
5 Informations sur le poids et les centrages.....	27
5.1 Liste des équipements installés	27
5.2 Déplacement du barycentre (CG) et relative détermination.....	28
5.2.1 Enregistrement du poids et équilibrage	28
5.2.2 Dessins poids et équilibrage.....	30
5.2.3 Tableau et graphiques pour la détermination du barycentre	31
6 Performances	33
6.1 Distances de décollage et atterrissage	33
6.2 Rapports de montée (Rotax 912 ULS).....	33
6.3 Vitesse de croisière	34
6.4 Tours du moteur	34
6.5 Consommation de carburant	34
6.6 Vitesse de décrochage	35
6.7 Divers	35
7 Procédures d'urgence	37
7.1 Vitesse à garder dans des situations d'urgence.....	38
7.2 PROCÉDURE D'URGENCE	38
8 Procédures normales	42
8.1 Contrôles prévol.....	42
8.2 Démarrage moteur.....	44
8.3 Point fixe	46
8.4 Décollage standard	47
8.5 Angle de montée le meilleur (V_x)	47
8.6 Rapport de montée le meilleur (V_y)	47
8.7 Croisière	47
8.8 Approche.....	47
8.9 Atterrissage standard.....	48
8.10 Procédures pour le décollage et l'atterrissage court.....	48
8.11 Procédure pour l'atterrissage avorté avec remise des gaz.....	49
8.12 Informations sur décrochages, vrilles et tous autres renseignements utiles pour le pilote	49



9	Manutention, stationnement à terre et ravitaillement de l'avion	50
9.1	Ravitaillements carburant, huile et liquide de refroidissement	50
9.2	Instructions pour la manutention et l'ancrage	51
10	Indications et plaques requises.....	52
10.1	Gamme de vitesses indiquées sur l'anémomètre.....	52
10.2	Limites opérationnelles sur les instruments.....	52
10.3	Avertissements aux passagers	53
10.4	Indications et plaques différentes	53
11	Informations supplémentaires.....	53
12	Révisions	53



2 Informations Générales

L'avion ultra léger auquel le présent manuel fait référence peut être utilisé pour le vol de loisir et en tant que moyen de formation auprès des écoles autorisées.

Le présent manuel vise à fournir aux usagers toutes les informations nécessaires pour une utilisation sans danger et efficace.

DANGER : lire le présent manuel avant le premier vol !

Chaque SavannahTM-S est pourvu d'un Manuel de vol (le présent), d'un Manuel d'Entretien et un Catalogue de pièces le composant ; ces documents doivent être considérés comme partie intégrante de l'avion et doivent l'accompagner pendant toute sa vie opérationnelle.

Le pilote doit être informé et comprendre la signification des limites et des spécifications de cet avion ultra léger. Le présent manuel doit être lu avec attention.

Les prescriptions concernant les contrôles prévols et quotidiens doivent être observées.

L'avion ultra léger est pourvu d'un Manuel d'Entretien et toutes les instructions contenues doivent être observées.

Pour l'entretien du moteur, du système parachute (si installé) et de tout autre équipement supplémentaire, faire référence aux manuels originaux des producteurs des différents composants.

DANGER :

SavannahTM-S est un avion ultra léger pour le seul vol VFR ! Se trouver dans des conditions météo en IFR avec cet avion ultra léger est extrêmement dangereux, donc à éviter ! Le vol dans les nuages, le vol en cas de manque de visibilité ou le vol avec un vent supérieur à 30 nœuds est interdit.

Le SavannahTM-S n'est pas un avion ultra léger acrobatique. Toute manœuvre acrobatique est interdite !

DANGER :

Il faut rappeler que tous les moteurs utilisés sur les avions ultra légers ne sont pas certifiés conformément aux normes utilisées pour les moteurs employés sur les avions certifiés. Par conséquent, en cas de moteurs non certifiés, le potentiel de mauvais fonctionnement peut être supérieur par rapport au même potentiel des moteurs certifiés.

Il faut ajouter que pour les avions ultra légers le choix de ceux qui effectuent l'entretien est laissé à la discrétion du propriétaire.

Le moteur ROTAX utilisé pour SavannahTM-S, même si défini UL (à savoir "Ultra-Light" et en plus "non certifié") est considéré comme fiable. Malgré cela, au moment de la vente, ROTAX informe l'usager sur l'éventuel risque d'un arrêt du moteur entraînant un atterrissage d'urgence.



Il est recommandé à l'utilisateur de se rappeler des indications mentionnées ci-dessus et, par conséquent, d'effectuer un entretien soigné et constant du moteur afin de prévenir les éventuels effets négatifs dus au manque de la certification moteur.

Le risque d'un arrêt du moteur doit toujours être pris en compte pendant la planification du vol. Le pilote doit s'assurer de la bonne exécution de tout contrôle et de tout entretien prévus et prescrits par le constructeur. Il doit même vérifier la disponibilité en termes d'espace pour avorter le décollage et/ou effectuer un atterrissage d'urgence.

2.1 Critères de Certification

SavannahTM-S, auquel le présent manuel fait référence, rentre dans les limites prévues par la loi italienne 106 du 25.03.1985 et doit donc être considéré comme un avion ultra léger. Pour ce type d'aéronef, aucun contrôle technique préventif de la part de l'Autorité Italienne (ENAC). Dans sa configuration standard, son poids à vide ne dépasse pas les 276 Kg (608 livres), y compris tous les équipements requis pour effectuer une mission de vol standard (avec deux personnes à bord de 75 Kg chacune (165 livres) ainsi que le carburant nécessaire, ne dépassant pas le poids maximum au décollage fixé par la loi à 450 Kg (992 livres).

SavannahTM-S garde en outre une vitesse de décrochage qui, dans les conditions les plus lourdes, ne dépasse pas les 65 Km/h (40,4 mph/35,1 nœuds).

L'avion ultra léger est admis à la circulation aérienne par l'Aeroclub d'Italie, qui se base sur une déclaration du propriétaire affirmant que l'avion ultra léger répond aux caractéristiques requises. Vu que la loi italienne ne prévoit aucun standard de conception, construction et entretien de l'avion ultra léger, le constructeur du SavannahTM-S a choisi de faire référence à la réglementation CS-VLA afin de garantir la sécurité du vol.

L'avion ultra léger a été conçu pour un MTOW (poids maximum au décollage) de 560 Kg (1234 livres) selon la réglementation CS-VLA, de sorte que, dans les nations admettant ce poids maximum au décollage, l'ultra léger peut voler en toute sécurité. Les accessoires disponibles pour SavannahTM-S sont nombreux.

L'utilisateur peut installer les accessoires sans dépassement de poids autorisé par le pays dans lequel l'ultra léger vole.

Le poids atteint ne doit pas être supérieur au poids de projet maximum de 560 Kg (1234 livres), en tenant compte du poids des accessoires ajoutés à la configuration standard, du poids des occupants ainsi que du carburant embarqué.

Toute modification apportée à n'importe quel composant de l'avion ultra léger sans approbation écrite de ICP entraînera la perte de garantie et le dégageant de toute responsabilité de la part de ce dernier.



2.2 Définition de "DANGER, ATTENTION, PRUDENCE"

Le présent manuel décrit des situations ou des procédures accompagnées par les mots DANGER, ATTENTION et PRUDENCE.

Voici les définitions s'appliquant aux différentes mises en garde de ce manuel :

- **DANGER** : signifie que la non observation ou la négligence de la procédure indiquée peut être à l'origine d'une dégradation immédiate et importante de la sécurité de vol.
- **ATTENTION**: signifie que la non observation de la procédure correspondante peut conduire à une réduction de la sécurité de vol, même si avec des effets n'étant pas immédiats, qui entraînera, en tout cas, des conséquences négatives à long terme.
- **PRUDENCE** : signifie que la non observation de la procédure correspondante, bien qu'elle ne soit pas strictement liée à la sécurité de vol, est en tout cas importante pour une utilisation correcte de l'avion ultra léger.

2.3 Symboles, abréviations et glossaire

CAS - Calibrated Air Speed (Vitesse Corrigée) : il s'agit de la vitesse de l'air en atmosphère standard et au niveau de la mer, corrigée par l'erreur de positionnement des prises de pression statiques.

IAS - Indicated Airspeed (Vitesse Indiquée): il s'agit de la vitesse de l'air comme indiquée par l'anémomètre.

TAS - True Airspeed (Vitesse Vraie) : il s'agit de la vitesse de l'air correcte à l'altitude de vol.

Va - Vitesse de manœuvre: il s'agit de la vitesse maximum au-delà de laquelle une déflexion des commandes à leur butées peut causer des charges excessives sur la structure de l'avion.

Vfe - Vitesse maximum avec flaps sortis : indiquée par la fin de l'arc blanc de l'anémomètre. Il s'agit de la vitesse de vol maximum à la quelle on peut piloter l'avion avec les flaps complètement sortis.

Vna - Vitesse maximum de croisière : indiquée par la limite inférieure de l'arc jaune sur l'anémomètre. Il s'agit de la vitesse qui ne doit absolument pas être dépassée dans des conditions d'air turbulent.

Vne - Vitesse à ne pas dépasser : indiquée par une ligne rouge sur l'anémomètre. Il s'agit de la vitesse qui ne doit jamais être dépassée.

Vs - Vitesse de décrochage (lisse) : il s'agit de la vitesse minimum à la quelle l'avion est contrôlable avec les flaps rentrés. Cette vitesse est indiquée par la limite inférieure de l'arc vert sur l'anémomètre.

Vso - Vitesse de décrochage (config. atterr.) : il s'agit de la vitesse minimum à la quelle l'avion est contrôlable avec les flaps sortis. Cette vitesse est indiquée par la limite inférieure de l'arc blanc sur l'anémomètre.

Température Standard: 15°C (59°F).

RPM - Revolutions per minute (Tours par minute) : il s'agit de la vitesse de rotation du moteur.

MAP - Manifold absolute pressure (Capteur de pression absolue) : il s'agit de la pression absolue de l'air d'alimentation mesurée par une sonde à l'entrée des cylindres et exprimée en pouces de mercure (inch Hg).



G - facteur de charge : il s'agit du rapport entre le poids apparent et le poids effectif qui indique la charge supportée par l'avion et ses parties.

C.G. - Centre de gravité (barycentre) : le point d'application de la résultante des forces de masse.

BRAS - la mesure de la distance longitudinale du barycentre de chaque partie de l'avion et un point donné.

MOMENT- il s'agit du produit de la masse de chaque partie de l'avion par son bras par rapport au barycentre.

LIMITES du C.G. (limites de centrage) - il s'agit des positions extrêmes du barycentre dans lesquelles ce dernier doit avoir une valeur déterminée pour un poids donné.

2.4 Facteurs de conversion des unités de mesure

Vitesse

1 Km/h	0.54 knot
1 Km/h	0.621 Mph
1 knot	1.852 Km/h
1 Mph	1.61 Km/h

Distance

1 m	3.28 foot
1 foot	0.305 m

Pression

1 PSI	68.95 mbar
1 PSI	51.75 mmHg
1 mbar	0.0145 PSI
1 mmHg	0.019 PSI



3 Description de l'avion et de ses systèmes

3.1 Moteur

L'avion ultra léger est équipé d'un moteur Rotax 912 UL, ULS, ou iS.

Pour ce qui est des limites d'utilisation aussi bien du moteur que de l'hélice, faire référence au chapitre du présent manuel ainsi qu'à celui dédié au moteur.

ATTENTION

En raison de l'édition continue des Bulletins de Sen/ice et des Informations de Service de la part de Rotax, ICP Srl ne fournit pas ces renseignements directement aux propriétaires des moteurs Rotax. Ces informations sont disponibles sur le site web www.rotax-aircraft-engines.com, dans la section "Documentation"; on vous conseille en outre de contacter le revendeur officiel Rotax dans votre pays. ICP S.r.l. n'assume aucune responsabilité pour d'éventuels dommages aux personnes et/ou aux biens dus à la non observation des prescriptions de Rotax.

Refroidissement

Le radiateur d'eau se trouve derrière celui de l'huile. Les prises d'air sur le capot assurent une correcte distribution de l'air sur les cylindres. L'air chaud est extrait de l'ouverture présente dans la partie arrière du capot inférieur et l'extraction est assurée par la dépression produite par l'hélice ainsi que par le vent relatif. Les têtes des cylindres sont refroidies par le liquide de refroidissement mis en circulation par une pompe spécifique située sur le moteur.

Liquides de refroidissement

glycol + eau (50%/50%)

Ou

EVANS NPG+ (3,3/3.5 lt)

ATTENTION

Il ne faut jamais ajouter de l'eau ou des liquides contenant de l'eau dans le système de refroidissement ! Pour les spécifications complètes du liquide de refroidissement, voir aussi le manuel de l'opérateur Rotax et les Bulletins de Service publiés par ce dernier.

3.2 Hélice

Les hélices suivantes peuvent être montées sur l'avion ultra léger:

"DUC Hélice Swirl", 3 pales en fibre de carbone, pas réglable au sol.

"DUC Hélice Inconel", 3 pales en fibre de carbone (blindage), pas réglable au sol (disponible en option).

"Ivoprop", 3 pales en fibre de carbone, pas variable électriquement pendant le vol (disponible en option).



3.3 Carburant et système carburant

Ce système est composé de deux réservoirs alaires ayant une capacité de 36 litres chacun, situés dans les demi-voilures ainsi que d'un réservoir supplémentaire de 6 litres situé dans le fuselage, derrière la paroi du dossier. Le contenu des réservoirs dans les ailes s'écoule dans le réservoir central.

Les trois réservoirs sont en polyéthylène réticulé. Le réservoir se trouvant dans le fuselage est pourvu d'un clapet de drainage et d'un indicateur de niveau relié à une lampe témoin placée sur la planche de bord. Les bouchons des réservoirs alaires présentent un tube d'évent communiquant avec l'extérieur.

DANGER

Il est recommandé de ne pas remplacer les bouchons avec des bouchons NON originaux.

Le robinet de fermeture situé dans le poste de pilotage isole tous les réservoirs, et doit être gardé en position ouverte et le fil à cassé appliqué à cet effet ne doit être coupé qu'en cas d'urgence pour interrompre l'écoulement. Cette sécurité évite la fermeture accidentelle pendant le vol et, par conséquent, l'arrêt du moteur ou pire le décollage avec le robinet fermé. Les réservoirs principaux sont pourvus d'un indicateur de niveau visuel.

Le filtre essence se trouve dans la partie inférieure de la cloison pare-feu, dans le compartiment moteur. La pompe à essence principale est mécanique et commandée par une came et se trouve sur le réducteur. La pompe à essence auxiliaire est électrique du type à basse pression.

Quantité de combustible utilisable	71 litres	(des 72 qui peuvent être embarqués)
Quantité de combustible inutilisable	1 litre	(des 72 qui peuvent être embarqués)
Types de carburant approuvés	Utilisation/description	

912 UL/A/F

912 ULS / S

MOGAS

European standard	EN 228 Normal ¹⁾	
	EN 228 Super ¹⁾	EN 228 super ²⁾
	EN 228 super plus ¹⁾	EN 228 Super plus ²⁾
Canadian standard	CAN/cGSB-3.5 Quality 1 ³⁾	CAN/CGSB-3.5 Quality 3 ⁴⁾
US standard	ASTM D4814	ASTM D4814

AVGAS

US standard	AVGAS 100LL (ASTM D910)	AVGAS 100LL (ASTM D910)
-------------	----------------------------	----------------------------

1) min. ROZ 90

2) Min. ROZ 95

3) Min. AKI*87

4) Min.AKI 91



Le carburant AVGAS 100LL produit une usure majeure sur les sièges de soupapes dû à son contenu élevé de plomb et forme ainsi des dépôts importants dans la chambre de combustion créant des sédiments dans le système de lubrification. Par conséquent, ce carburant ne devrait être utilisé qu'occasionnellement si d'autres types de carburant ne sont pas disponibles.

Conformément au bulletin SI-912-016 R2 publié par Rotax, tous les moteurs de la série 912 sont compatibles avec l'emploi de l'E10 (essence sans plomb automobile additionnée avec 10% d'éthanol). Le moteur et le système carburant n'ont pas été testés avec des carburants ayant un contenu supérieur à 10% d'éthanol, par conséquent leur utilisation est interdite.

ATTENTION

Pour les spécifications complètes des carburants, voir aussi le Manuel de l'Opérateur Rotax et les Bulletins de Service publiés par ce dernier.

3.4 Système de lubrification

La lubrification est assurée par une pompe actionnée par le moteur même, qui envoie en pression l'huile contenue dans un réservoir se trouvant sur le côté droit du bâti moteur. Après être passée à travers un filtre, l'huile lubrifie les parties internes du moteur et ensuite passe dans le radiateur situé dans la partie inférieure du capot moteur.

Quantité minimum et maximum d'huile au décollage

2 litres - 3 litres

Types de lubrifiant recommandés (par. Rotax SI-912-016 RZ)

Pour une utilisation avec essences sans plomb ou MOGAS.

Marque	Description	Spécifications	Viscosité
SHELL	AeroShell Sport Plus 4	API SL	SAE 10W-40
SHELL	Advance VSX 4	API SG	SAE 10W-40
SHELL	Advance VSX 4	API SG	SAE 15W-50
SHELL	Advance Ultra 4	API SJ	SAE 10W-40
SHELL	Formula Shell Synthetic blend	API SL	SAE 10W-30
MOBIL	Mobil 1	API SJ/CF	SAE 5W-30
MOBIL	Mobil 1	API SJ/CF	SAE 15W-50
MOBIL	Mobil 1 MX4T	API SG/CF	SAE 10W-40
MOBIL	Mobil 1 V-Twin	API SG/CF	SAE 20W-50
MOBIL	Mobil 1 Clean 7500	API SM/SL	SAE 10W-30
Yacco	MVX 500 Synthetic	API SJ	SAE 10W-40
EVVA	EWA multigrade oil C52	API SJ/CF	SAE 15W-50



Pour une utilisation avec essences au plomb ou AVGAS.

Marque	Description	Spécifications	Viscosité
SHELL	AeroShell Sport Plus 4	API SL	SAE 10W-40
SHELL	Advance VSX 4	API SG	SAE 10W-40
SHELL	Formula Shell Synthetic blend	API SL	SAE 10W-30
SHELL	Formula Shell	API SJ	SAE 10W-30
SHELL	Formula Shell	API SJ	SAE 20W-50
Valvoline	DuraBlend Synthetic	API SJ	SAE 10W-40
MOBIL	Mobil 1 Clean 7500	API SM/SL	SAE 10W-30
Yacco	MVX 500 Synthetic	API SJ	SAE 10W-40
EVVA	EWA multigrade oil C52	API SJ/CF	SAE 15W-50

ATTENTION

Pour les spécifications complètes des lubrifiants, voir aussi le Manuel de l'Opérateur Rotax et les Bulletins de Service publiés par ce dernier.

3.5 Poids opérationnels et charges

Masse maximale	(Rotax 912 UL/ULS	- sans parachute)	450 kg /	992 lb
Masse maximale	(Rotax 912 UL/ULS	- avec parachute)	472.5 kg/	1041 lb
Masse à vide maximale	(Rotax 912 UL	- sans parachute)	281.5 kg/	622 lb
Masse à vide maximale	(Rotax 912 ULS	- sans parachute)	280 kg/	617 lb
Masse à vide maximale	(Rotax 912 UL	- avec parachute)	304 kg/	670 lb
Masse à vide maximale	(Rotax 912 ULS	- avec parachute)	302.5 kg/	666 lb
Masse à vide de référence	(Rotax 912 UL	- sans parachute)	276 kg/	608 lb
Masse à vide de référence	(Rotax 912 ULS	- sans parachute)	278 kg/	613 lb
Masse à vide de référence	(Rotax 912 UL	- avec parachute)	289 kg/	637 lb
Masse à vide de référence	(Rotax 912 ULS	- avec parachute)	291 kg/	642 lb

Poids maximum du bagage 20 kg/44 lb

Lest Pas admis

DANGER

Même si, comme déjà dit, la loi italienne et la réglementation Européenne autorise un poids maximum au décollage de 450 Kg (992 livres) et 472.5 Kg avec parachute, l'avion a été conçu pour un poids maximum au décollage de 560 Kg (1235 livres).

Contrôler la réglementation du pays concernant le poids maximum au décollage avant de voler !



3.6 Structure

SavannahTM-S est du type monoplan avec contrôle sur trois axes, sièges côté à côté aile haute supportée par des haubans, empennages conventionnels.

Presque toute la structure est réalisée en alliage d'aluminium AL 6061 T6. Cet aluminium est anticorrosion et présente une bonne résistance à la corrosion, même dans des environnements caractérisés par une forte humidité saline, mais cela pourrait ne pas être suffisant pour éviter des phénomènes de corrosion dans des conditions particulières d'utilisation. Toutes les parties en contact sont protégées grâce à l'application d'une légère couche de primer à base d'eau. Les parties soudées sont en acier 25CrMo4.

Certaines parties, subissant des sollicitations importantes, sont en alliage d'aluminium AL 2024 T3.

Le fuselage (avant et arrière) est composé en alliage d'aluminium AL6061 T6. La structure est composée de couples intérieurs, les revêtements sont assemblés par rivets, la cloison pare-feu est réalisée en tôle galvanisée et la structure des sièges est partie intégrante du fuselage.

L'aile présente un profil "à haute portance" NACA 650-18 modifié avec des flaperons (ailerons + flaps) de type Junkers. Afin d'augmenter la portance à des vitesses plus faibles sur le bord d'attaque de l'aile, des générateurs de vortex en plastique sont appliqués. L'aile présente un plan rectangulaire, non vrillé avec un angle dièdre. Sa structure est semi-monocoque, c'est-à-dire composée de longerons, nervures et revêtements, tous en alliage d'aluminium AL 6061 T6. Du point de vue structurel, l'aile est du type classique à double longeron avec caisson central.

L'empennage horizontal présente un profil symétrique biconvexe, un stabilisateur fixe et un élévateur mobile. La partie fixe et la partie mobile sont composées d'un seul plan. Sur la partie gauche de l'élévateur, un trim électrique anti tab. L'élévateur est relié au stabilisateur sur trois points de charnière. L'empennage horizontal présente un plan rectangulaire, non vrillé sans angle dièdre. Il s'agit d'une structure semi-monocoque en alliage d'aluminium AL 6061 T6. Les longerons avant et arrière du stabilisateur sont boulonnés à des plaques de fixations sur le fuselage.

Les surfaces verticales sont composées d'une dérive fixe et d'une gouverne mobile. Le longeron avant de la dérive est boulonné au longeron avant du stabilisateur tandis que le longeron arrière est boulonné au fuselage. La gouverne mobile équipée d'un compensateur anti couple est reliée à la dérive fixe par trois charnières. Il y a en outre une nageoire dorsale additionnelle visant à augmenter la stabilité directionnelle. Toutes ces parties sont réalisées en AL 6061 T6.

Le bâti moteur est un treillis composé de tubes en acier 25CrMo4 N soudés, en deux parties reliées par des silentblochs.



3.7 Train d'atterrissage et système de freinage

L'avion ultra léger est équipé d'un train d'atterrissage de type tricycle. Le train d'atterrissage principal est composé d'une seule lame en alliage d'aluminium. Le train avant est composé d'un tube d'acier pourvu d'un dispositif d'absorption des chocs sous forme de sandow et est directionnel afin d'en faciliter le taxiage.

Les freins sont hydrauliques et à disque, sur le dessus des palonniers du pilote (double freins en option). Ils sont indépendants sur les deux roues et sont commandés en exerçant une pression sur les pédales correspondantes. Les freins sur la roue avant et les freins de stationnement ne sont pas prévus.

Fluide de freinage : huile pour circuit hydraulique à base minérale (Renofluid 3.000 1T, Fiat TUTELA GI/A);
(Absolument pas de type synthétique DOT4)

Les roues sont identiques en termes de dimensions 4.00"x6.00" (la taille 6.00"x6.00" et les pneus de type "Tundra" en options ainsi que les carénages aérodynamiques pour toutes les dimensions des roues).

3.8 Commandes

L'avion ultra léger est équipé d'un manche en "Y" (le double manche est en option) et de double palonnier pour la gouverne de lacet.

Commande de tangage

L'élévateur est directement commandé par un système de câbles en acier de 3,2mm, et la tension des câbles est réglable à travers une rosette prévue à cet effet que l'on peut atteindre à travers la trappe de contrôle située au fond du fuselage arrière.

Commande de lacet

Le mouvement autour de l'axe de rotation est obtenu grâce à un système de câbles en acier de 3,2 mm et la tension des câbles est réglable à travers une rosette prévue à cet effet située à proximité des pédales.

Commande de roulis

Commande des ailerons par tiges rigides.

Commande flap :

Ce système contrôle les "flaperons", c'est-à-dire toutes les surfaces mobiles situées sur le bord de fuite de l'aile, et la commande se trouve sur le plancher de la cabine, côté pilote. Avec le manche au centre et le levier de contrôle complètement en avant, les flaps sont totalement rentrés. Le système peut être activé électriquement (en option) et prévoit un interrupteur sur la planche de bord qui actionne un moteur électrique situé sous le siège du pilote.



Commande du trim

L'avion est équipé d'un trim électrique sur la gouverne de profondeur avec antitab. La commande standard se trouve sur la planche de bord (la commande sur le manche et l'indicateur LED sur la planche de bord sont aussi disponibles en options).

Commandes moteur

Les commandes moteur sont :

- Double manette du type à levier rigide;
- Starter, situé près de la manette du pilote ;
- Commande air chaud vers l'Airbox (standard sur Rotax 912 ULS FR, optionnel sur Rotax 912 UL) ;
- Pompe carburant électrique auxiliaire ;
- Robinet d'arrêt du carburant, situé sur le plancher ;
- interrupteur magnétos 1 et 2 ;
- Interrupteur "master" à clé qui relie le système électrique à la batterie 12 V (le moteur peut fonctionner même avec le MASTER en position OFF, vu que le système d'allumage est indépendant et peut donc être interrompu par les deux interrupteurs des magnétos. En cas de MASTER en position OFF, les instruments, les services électriques (y compris le démarrage électrique) ne peuvent pas fonctionner. Quand le moteur est éteint, pour des raisons de sécurité, la clé doit être enlevée.

DANGER

Le moteur peut être démarré aussi si la clé MASTER est en position OFF, même si seulement un des deux interrupteurs des magnétos est en position OFF, si l'hélice est tournée manuellement ou par effet du vent relatif.

La clé MASTER se trouve près de la manette des gaz coté pilote, avec le starter. Tous les interrupteurs et/ou les commandes du moteur s'activent en déplaçant en position EN HAUT ou EN AVANT les commandes correspondantes, exception faite pour le starter, qui s'active en tirant la commande.

3.9 Système électrique

Le système électrique inclut une batterie 12V, un générateur, des câblages ainsi que des interrupteurs pour le contrôle des dispositifs, le démarreur, la pompe auxiliaire du carburant, les feux de navigation et anti-collision (sur demande en option) et l'avionique.

Un voltmètre est installé sur la planche de bord.

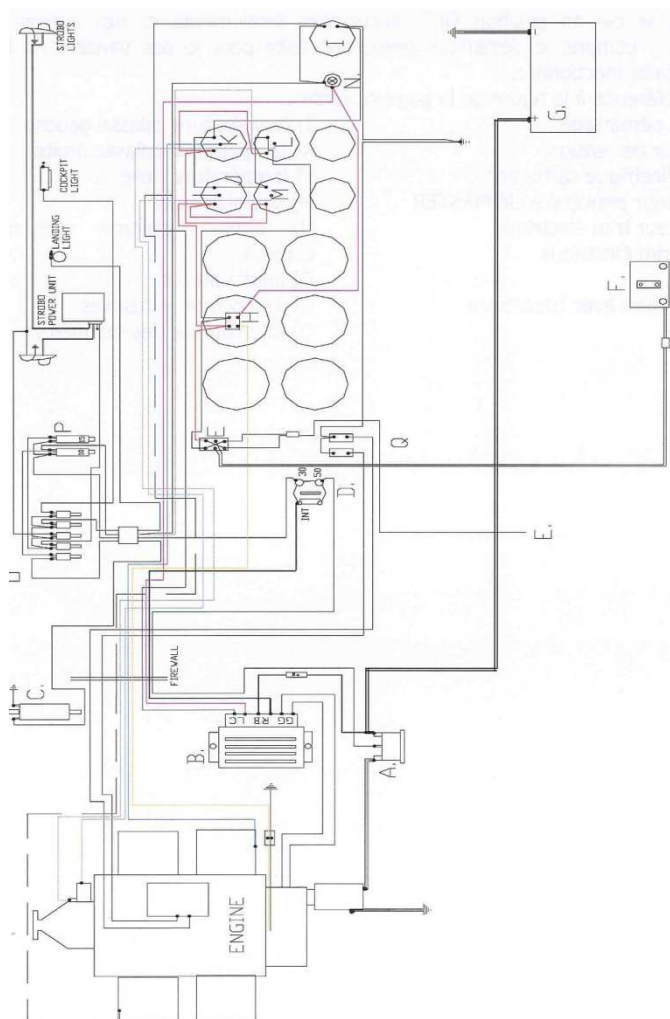
L'interrupteur principal à clé relie le système électrique à la batterie. Tout le système est protégé par des disjoncteurs réarmables.



Avec la clé en position OFF, aucun des instruments et des autres dispositifs électriques, y compris le démarreur (exception faite pour le pas variable de l'hélice en option) ne peut fonctionner.

En référence à la figure de la page suivante :

- | | |
|--|--|
| A) relais de démarrage | J) température culasse gauche |
| B) régulateur de tension | K) température culasse droite |
| C) pompe électrique carburant | L) température huile |
| D) interrupteur principal à clé MASTER | M) pression huile |
| E) interrupteur trim électrique | N) témoin d'alarme générateur de courant |
| F) moteur trim électrique | O) interrupteurs |
| G) batterie | P) disjoncteur et fusibles |
| H) compte-tours avec horamètre | Q) interrupteur des magnétos |
| I) voltmètre | |





3.10 Cabine et instruments

Poste de pilotage

Les portes sur les deux côtés permettent un accès indépendant et simple.

DANGER

Les portes et les charnières de support ne sont pas conçues pour rester ouvertes pendant le vol. Le vent relatif peut les arracher et elles peuvent endommager la queue de l'avion.

Sièges

Deux sièges de type individuel, en tissu ou en cuir (en option).

Compartiment bagages

Il s'agit de l'espace se trouvant derrière les sièges. Il peut tolérer jusqu'à un poids maximum de 20 Kg / 44 livres de bagage distribué de façon adéquate sur la surface.

ATTENTION

Fixer le bagage (ou les) d'une manière adéquate de façon à éviter des déplacements accidentels. Le barycentre peut se déplacer si le compartiment bagages est excessivement chargé. Il est en outre obligatoire de vérifier que le barycentre se trouve toujours dans les limites admises.

Ventilation

Les deux aérateurs se trouvant sur le lexan de porte peuvent être orientés de façon à régler la ventilation dans le poste de pilotage.

ATTENTION

Il est important d'assurer une bonne ventilation à l'intérieur du poste de pilotage afin d'éviter la formation de buée sur le pare-brise en conditions d'humidité élevée, de basse température et de pluie.

Chauffage cabine

Sur la planche de bord il y a une commande à tirette qui ouvre un clapet se trouvant sur la cloison pare-feu. En tirant la commande, l'air chaud provenant d'un échangeur de chaleur à proximité du système d'échappement entre dans le poste de pilotage.

Anémomètre

Le système fournit la pression statique à l'anémomètre, à l'altimètre, et au variomètre et fournit la pression dynamique à l'anémomètre. Les prises statiques sont fixées sur le côté droit et gauche du poste de pilotage.

ATTENTION

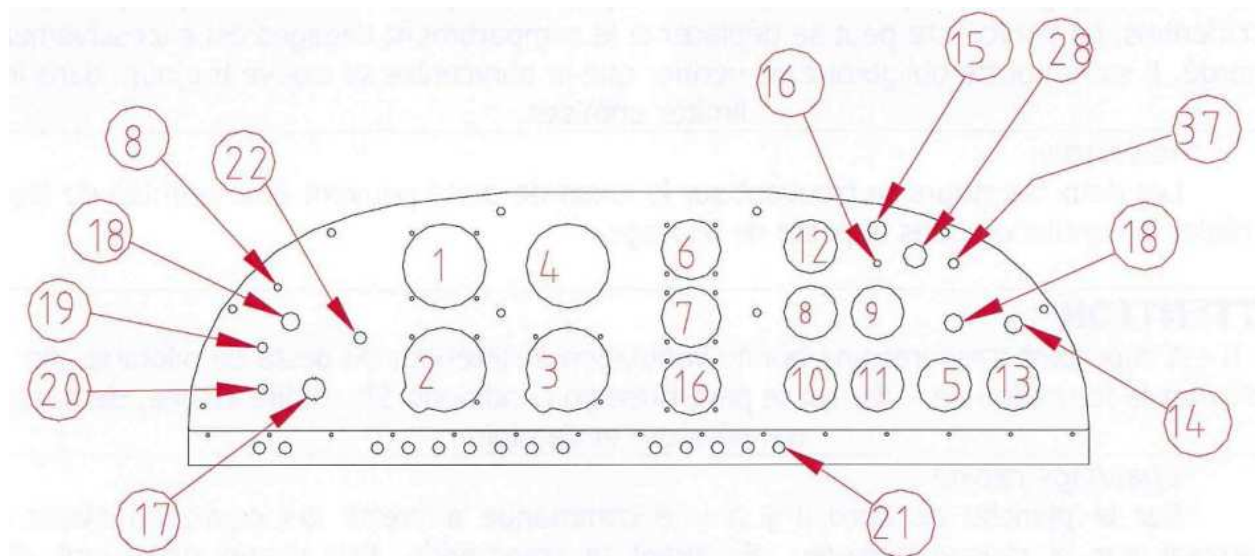
Quand l'avion se trouve au sol, protéger le tube de Pitot contre toute éventuelle intrusion de corps étrangers ainsi que contre le DANGER de pliage du à un choc accidentel.



Instruments de base

Les instruments de base présents sur l'avion ultra léger sont les suivants (NOTE: les instruments et leur disposition peuvent varier selon les options demandées par le client)

- | | |
|--|---|
| 1) anémomètre ; | 12) température airbox ; |
| 2) altimètre ; | 13) voltmètre ; |
| 3) variomètre ; | 14) témoin générateur ; |
| 4) bille ; | 15) témoin réserve carburant ; |
| 5) compte-tours et compte-heures ; | 16) essai témoin réserve carburant ; |
| 6) compas ; | 17) interrupteur MASTER ; |
| 7) pression carburant ; | 18) manette (pilote et passager) ; |
| 8) pression huile ; | 19) enrichisseur ; |
| 9) température huile ; | 20) commande air chaud airbox ; |
| 10) température culasse avant droite ; | 21) réchauffement cabine ; |
| 11) température culasse arrière droite ; | 22) Interrupteur Trim et (option) LED ; |



DANGER

Les instruments installés ne sont pas certifiés conformément aux réglementations aéronautiques, par conséquent il est obligatoire d'éviter des conditions de vol dangereuses et de ne pas considérer les indications fournies par les instruments comme totalement exactes.

PRUDENCE :

L'indication concernant la quantité de carburant à bord peut être détectée par l'indicateur de niveau situé sur la première nervure de l'aile gauche. Sur le réservoir central dans le fuselage il y a un indicateur de niveau qui signale par une lampe témoin sur la planche de bord que le niveau de carburant se trouve au-dessous des 6 litres.



3.11 Résumé

Moteur

Constructeur	Bombardier-Rotax GmbH	
Modèle	912 UL	912 ULS/iS
Type	Quatre cylindres horizontaux opposés, aspiré	
Cylindrée	1211 cm ³	1352 cm ³
Puissance maximum au décollage	80 hp (59.6 KW) à 5800 RPM	100 hp (73.5 Kw) à 5800 RPM
Puissance maximum continue	78 hp (58 KW) a 5500 RPM	92 hp (69 Kw) a 5500 RPM
Refroidissement cylindres	Air	
Refroidissement culasses	Liquide	
Rapport de réduction hélice-moteur	2.27	2.43

Système carburant

Capacité réservoirs alaires	2 x 36 litres
Capacité réservoir central	6 litres

Système de lubrification

Type	Pompe mécanique sur le moteur
Capacité réservoir	2.5 litres

Système de refroidissement

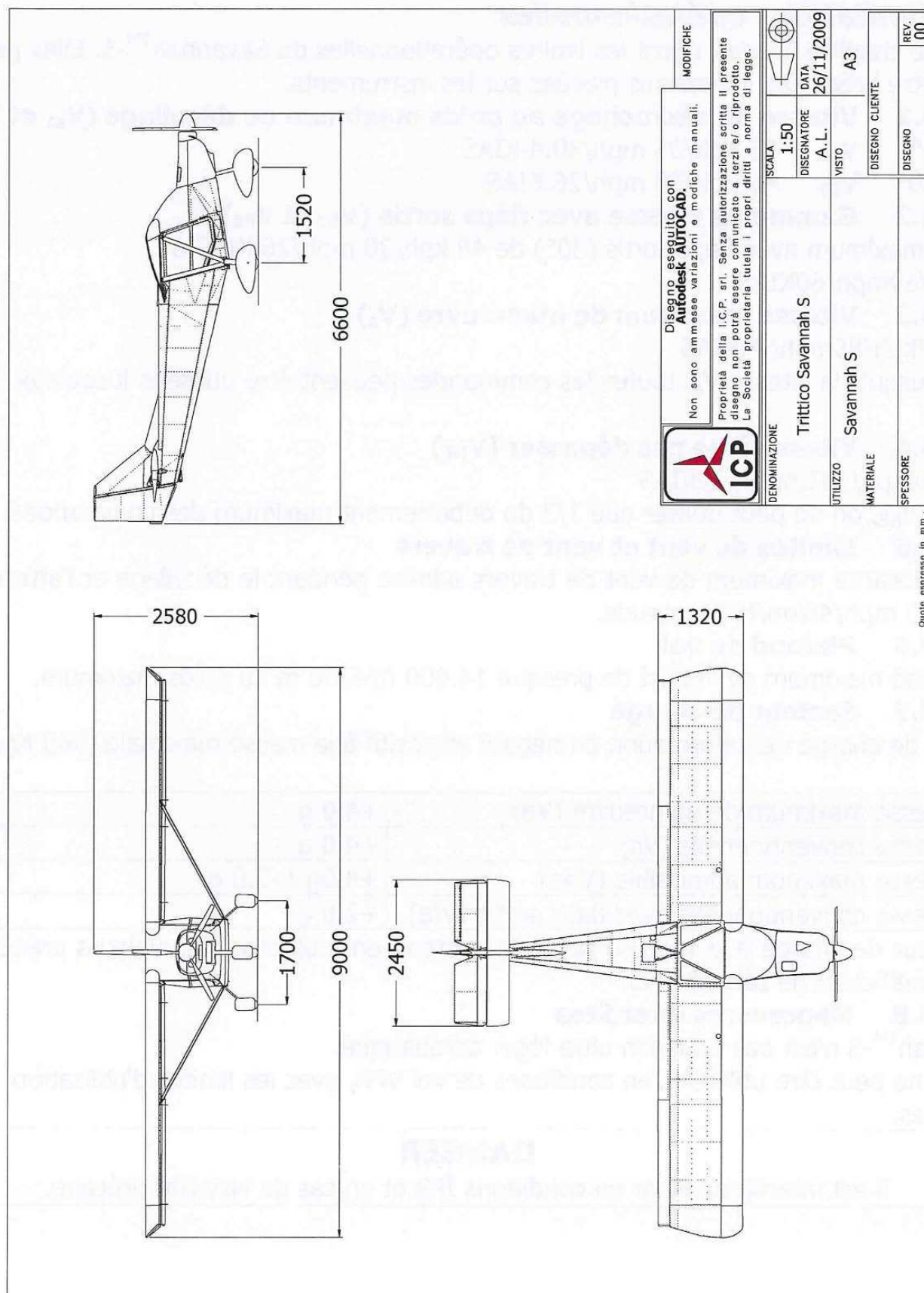
Type	Mélange air-liquide
Capacité du système	3.3/3.5 litres

Caractéristiques géométriques et dimensions

Envergure	8.98 m	30.0 ft
Hauteur maximum	2.58 m	8.3 ft
Largeur maximum	6.6 m	21.65 ft
Largeur maximum fuselage	1.16m	3.80 ft
Poids maximum bagage	20 Kg	44 lbs
Position limite avant du barycentre	25% CMA	
Position limite arrière du barycentre	38.5 % CMA	
Nombre de sièges	2	



Charge alaire (avec un poids de 450 Kg/992 livres)	38 Kg/m ²	7.8 lb/ft ²
Charge alaire (avec un poids de 560 Kg/1234 livres)	47.2 Kg/m ²	9.71 lb/ft ²
Corde aérodynamique moyenne	1.320 m	3.83 ft
Surface alaire	11.85 m ²	127 ft ²
Rapport alaire	6.8	
Rapport de la corde	1	
Surface des flaperons	0.81 m ²	8.72 ft ²
Envergure des flaperons	3.858 m	12.65 ft
Angle de rotation des flaperons	0°; 15°±1°; 35°±1°	
Angle de rotation des ailerons	± 15°±1°	
Surface des plans horizontaux (stabilisateur + élévateur)	2 m ²	21.5 ft ²
Rapport de la corde du plan horizontal	1	
Envergure du plan horizontal	2.45 m	8 ft
Angle de rotation de l'élévateur	+29°±1°; -25° ±1	
Surface du trim	0.08 m ²	0.86 ft ²
Surface du plan vertical (dérive + gouverne)	1.12 m ²	12.05 ft ²
Angle de rotation de la gouverne	+25° ±1°; -25° ±1	
Suspension du train avant	sandow	
Suspension principale	Lame individuelle en alliage d'aluminium	
Direction	Avec les pédales de la gouverne	
Dimensions des roues	4.00" x 6" (option 6.00"x6" et Toundra)	
Pression de gonflage	0.8/ 1 bar pour 6.00"x6" et Tuondra , 2.0/2 5 bar pour 4.00"x6"	
Freins	à disque avec commande hydraulique	
Empattement	1.7 m	5.57 ft
Pas	1.52 m	5 ft
Batterie	min 9Ah	
Générateur	250 W	
Démarrage	électrique	
Bougies d'allumage	912 UL NGK DCPR7E	912 ULS NGK DCPR8E





4 Limitations opérationnelles

Le chapitre suivant décrit les limites opérationnelles du SavannahTM-S. Elles peuvent même être tirées des indications placées sur les instruments.

4.1 Vitesse de décrochage au poids maximum au décollage (V_{S1} et V_{S0})

Flap à 0° V_{S1} 56 kph/35 mph/30.4 KIAS

Flap à 30° V_{S0} 48 kph/30 mph/26 KIAS

4.2 Gamme de vitesse avec flaps sortis (V_{S0} et V_{FE})

Vitesse maximum avec flaps sortis (30°) de 48 kph/30 mph/26 KIAS à 111kph/69mph/60KIAS

4.3 Vitesse maximum de manœuvre (V_A)

V_A = 137kph/85mph/74KIAS

Jusqu'à la vitesse V_A , toutes les commandes peuvent être utilisées jusqu'aux butées.

4.4 Vitesse à ne pas dépasser (V_{NE})

V_{NE} = 230kph/143mph/124KIAS

De V_A à V_{NE} , on ne peut utiliser que 1/3 du débattement maximum des commandes.

4.5 Limites de vent et vent de travers

La composante maximum de vent de travers admise pendant le décollage et l'atterrissage est de 30 mph/48km/h/26 noeuds.

4.6 Plafond de vol

Le plafond maximum de vol est de presque 14.000 ft/4200 m au poids maximum.

4.7 Facteur de charge

Facteur de charge de déformation en négatif et positif à la masse maximale (560 Kg/ 1234 lbs):

Vitesse maximum de manœuvre (V_A)	+4.0 g
Vitesse conventionnelle (V_C)	+4.0 g
Vitesse maximum admissible (V_{ne})	+4.0g / -2.0 g
Vitesse conventionnelle avec flaps sortis (V_{fe})	+2.0 g

Le facteur de charge à la rupture peut être obtenu en multipliant les valeurs précédentes par le coefficient de sécurité 1,5.

4.8 Manœuvres interdites

SavannahTM-S n'est pas un avion ultra léger acrobatique.

L'avion ne peut être utilisé qu'en conditions de vol VFR, avec les limites d'utilisation prescrites.

DANGER

Il est interdit de voler en conditions IFR et en cas de visibilité précaire.



4.9 Limites de vitesse

DANGER					
Respecter les limites de vitesse suivantes !					
SYMBOLE	DESCRIPTION	KIAS	Km/h	Mph	NOTES :
Vne	Vitesse à ne pas dépasser	124	230	143	Ne jamais dépasser cette vitesse, indépendamment des conditions de vol
Vno	Vitesse maximum structurelle pour la croisière	97	180	112	Ne jamais dépasser cette vitesse en présence de turbulence
Va	Vitesse maximum de manœuvre	74	137	85	Ne jamais bouger soudainement les commandes jusqu'à la butée au-delà de cette vitesse de vol
Vfe	Vitesse maximum avec flaps complètement sortis	60	111	69	Ne jamais dépasser cette vitesse en cas de flaps complètement sortis
Vs1	Vitesse de décrochage	30	56		Au-dessous de cette vitesse, l'avion peut entrer en ville si le virage n'est symétrique

DANGER				
Respecter les limites de vitesse suivantes !				
SYMBOLE	GAMME VITESSES [KIAS]	GAMME VITESSES [Km/h]	GAMME VITESSES [mph]	SIGNIFICATION
Arc blanc	26-60	48-111	30-69	Gamme de vitesses avec flaps complètement sortis
Arc vert	30-97	55-180	34-112	Gamme de vitesses normales
Arc jaune	97-124	180-230	112-143	Gamme de vitesses en conditions d'air calme
Ligne rouge	124	230	143	Vitesse à jamais dépasser indépendamment des conditions



4.10 Système moteur

	912 UL	912 ULS	912 IS
Nombre de tours maximum	5800 RPM (5' max)	5800 RPM (5' max)	5800 RPM (5' max)
Nombre de tours maximum continu	5500 RPM	5500 RPM	5500 RPM
Température huile minimum et maximum	50°C-140°C (122°F - 285 °F)	50°C-130°C (122°F - 266 °F)	50°C-130°C (122°F - 266 °F)
Température huile normale	90°C-110°C (190°F- 230 °F)	90°C-110°C (190°F- 230 °F)	90°C-110°C (190°F- 230 °F)
Pression huile minimum et maximum	0.8 bar (12psi) – 7 bar (102psi)	0.8 bar (12psi) – 7 bar (102psi)	0.8 bar (12psi) – 7 bar (102psi)
Pression huile normale	2.0 bar (29psi)- 5.0 bar (73psi)	2.0 bar (29psi)- 5.0 bar (73psi)	2.0 bar (29psi)- 5.0 bar (73psi)
Pression essence minimum et maximum	0.15-0.4 bar (2.2 - 5.8 psi)	0.15-0.4 bar (2.2 - 5.8 psi)	2.8-3.2 bar (42 - 45 psi)

Limites qui peuvent être lues sur les instruments de contrôle du moteur.

DANGER Respecter les gammes d'utilisation suivantes !				
INSTRUMENT	LIGNE ROUGE Limite minimum	ARC VERT Utilisation normale	ARC JAUNE Attention	LIGNE ROUGE Limite maximum
Compte-tours (RPM)		1400 - 5500	5500 - 5800	5800
Température huile 1 (°C / ° F)	50 / 122	90 - 110 / 194 - 230	110- 140 (130 ULS/iS) / 230 – 284 (266 ULS/iS)	130 (140 ULS/iS) / 284 (266 ULS/iS)
Température d'eau culasses (°C / ° F)	60 / 140	75 – 120 / 167 - 248	120 - 150 (135 ULS/iS) / 248 – 302 (275 ULS/iS)	150 (135 ULS/iS) / 300 (275 ULS/iS)
Pression huile (bar)	0.8	2-5		7
Pression essence (bar/PSI)	0.15 / 2.2 (2.8/42 pour iS)			0.4 / 5.8 (3.2/45 pour iS)



4.11 Limites de poids

Pour ce qui est des poids, il faut observer les prescriptions suivantes.

Poids maximum au décollage (version terrestre)	450 Kg / 992 lbs
Poids maximum à l'atterrissage (version terrestre)	450 Kg / 992 lbs
Poids maximum admis avec parachute (version terrestre)	472,5 Kg / 1040 lbs
Poids maximum admis dans le compartiment bagages	20 Kg / 44 lbs

DANGER

La loi italienne prévoit un poids maximum au décollage de 450 Kg (992 livres), l'avion a été testé pour un poids maximum au décollage de 560 Kg (1235 livres).

Contrôler la réglementation du pays concernant le poids maximum au décollage avant de voler !

4.12 Barycentre (C.G.)

L'avion prêt pour le décollage doit répondre aux prescriptions suivantes en termes de position du ban/centre réel de l'avion :

Position limite avant du C. de G. : 25% CMA

Position limite arrière du C. de G. : 38.5% CMA

Note : CMA = Corde moyenne aérodynamique

La position du barycentre se réfère au bord d'attaque du profil aérodynamique de l'aile.

4.13 Équipage

L'avion peut être piloté par une seule personne.

4.14 Nombre de passagers maximum

Le nombre de personnes est 1.



5 Informations sur le poids et les centrages

Le présent chapitre contient les procédures nécessaires pour calculer la position réelle du barycentre dans une configuration donnée et en vérifier le respect des limites prévues.

5.1 Liste des équipements installés

SavannahTM-S version "prêt à voler"

• Moteur Rotax 912 UL 80HP • Hélice "DUC Helice Swirl", 3 pales en fibre de carbone, réglable au sol. • Réservoirs alaires ayant une capacité de 72 lt + réservoir additionnel dans le fuselage ayant une capacité de 6 lt • Indicateur de niveau carburant à vue sur l'aile gauche • Système carburant anti-vapour lock • Roues 4.00"x6" avec freins à disque Haubans • Sièges en tissu • Prise de courant 12V/ DC • Lumière cabine • Lumière atterrissage	• Chauffage cabine • Trim électrique sur l'élèveur • Pompe carburant additionnelle électrique • Aérateur de portes • Kit d'ancrage • Manuel de vol et d'entretien • Anémomètre • Variomètre • Altimètre • Compte-tours avec compte-heures • Compas • Bille • Double température culasses • Pression huile • Température huile • Pression essence • Voltmètre
---	--

Options disponibles :

• Moteur Rotax 912 ULS FR 100 HP avec démarreur renforcé et embrayage • Peinture extérieure • Habillage intérieur cabine • Airbox avec filtre air interne et capteur de température • Roues 6.00"x6" avec freins à disque • Roues Tundra 8.00"x6" avec freins à disque • Flaps électrique • Double manche avec flap électrique	• Doubles pédales freins • Carénages de roues • Hélice "DUC Helice Swirl Inconel", (blindage), 3 pales en fibre de carbone, réglable au sol. • Hélice "Ivoprop", 3 pales en fibre de carbone, pas variable électrique avec MAP. • Indicateur à Led pour trim • Indicateur à Led pour flap • MAP • Radio, antenne et casques • GPS avec antenne
--	--



5.2 Déplacement du barycentre (CG) et relative détermination

Limite avant du C. de G. :	25% +/- 0.9 %	MAC
Limite arrière du C. de G. :	38.5% +/- 0.9 %	MAC

L'avion tolère une variation de position de son barycentre plutôt étendue, ce qui simplifie la charge et l'équilibrage. En connaissant le poids de l'équipage, du carburant et d'éventuels bagages à charger à bord, et en utilisant le "W&B report" ci-joint, le pilote doit contrôler le poids correct de l'avion et l'équilibrage correspondant. Pour trouver la position des barycentres des différents éléments, faire référence au tableau spécifique. Calculer le poids total et le moment total, obtenu en ajoutant tous les moments individuels. Pour être considéré comme acceptable, le barycentre DOIT rentrer dans la zone délimitée des deux lignes limites.

ATTENTION :

Un barycentre se trouvant au-delà de la limite avant ou de la limite arrière peut rendre le vol
TRES DANGEREUX.

NOTE : Il est interdit d'apporter toute modification ou variation à l'avion étant susceptible d'altérer les limites de barycentre prévues par le constructeur.

5.2.1 Enregistrement du poids et équilibrage

Procédure pour déterminer la position du barycentre (C.G.) :

- L'avion DOIT être pesé équipements, accessoires, huile moteur, liquide de refroidissement inclus et SANS CARBURANT ;

NOTE : tout le carburant DOIT être soigneusement vidangé.

- Placer l'avion sur trois balances (une sous chaque roue);
- Mettre l'avion en parfaite position horizontale à l'aide d'un niveau placé sur le revêtement supérieur du fuselage arrière à proximité de la cabine ;
- Enregistrer les trois valeurs indiquées par les balances : le poids de la roue avant sera indiqué comme P1, celui de la roue arrière gauche P2 et celui de la roue arrière droite P3 ;
- En utilisant un fil à plomb fixé sur le bord d'attaque de l'aile, mesurer la distance DR entre la projection au sol du bord d'attaque et l'axe de la roue avant ainsi que la distance DR entre le même point projeté et l'axe du train principal ;
- En complétant le tableau suivant, effectuer les calculs nécessaires pour trouver la position du barycentre. L'avion est équilibré correctement si sur le graphique la ligne horizontale du poids effectif et la ligne verticale du moment effectif se croisent à l'intérieur des deux lignes limites.



Tableau pour déterminer le poids à vide de l'avion.

Numéro de série de l'avion	
Instruments de mesure	
Lieu et date de la mesure	
Opérateurs responsables de la mesure	

	Poids [lbs / Kg]		Bras [ft/ m]		Moment [lbs x ft] / [kg x m]	
Train avant	$P_F = P_1 =$		$D_F =$			
Train principal	$P_R = P_2 + P_3 =$		$D_R =$			
TOTAUX						

Signature	
-----------	--

La distance du centre de gravité de l'avion du bord d'attaque, selon les valeurs poids et équilibrage, peut être identifiée en utilisant la formule suivante:

$$X_{CG} = \left(\frac{P_R}{P_F + P_R} \times (D_F + D_R) \right) - D_F$$