

AVIATION METHANE - SEGMENT (2)

Avion regional 15 places EREV GNL - Jusqu'a 1 500 km

Document technique - Programme Resilience V11

Juillet 2026 - Document de travail interne

Ce document couvre le segment (2) regional 15 places. Pour le denominateur commun (bilan climatique, filiere Resilience, comparaison SAF/H2), se referer a la Matrice de famille V8. Pour l'AVC 4 niveaux, se referer au Gyro-Torique (1).

-> Matrice de famille Aviation Methane EREV Atkinson - Gamme VTOL -> Long-courrier V8

-> Segment (1) Gyro-Torique Bio-GNL V2 §5 - AVC 4 niveaux (reference gamme)

1. Positionnement dans la gamme

Le segment (2) est le seul de la gamme qui affronte directement ERA Aura Aero sur le meme marche (regional 15 places, ~1 500 km). L'avantage decisif vs ERA : les moteurs Atkinson GNL traitent structurellement les NOx (-40 %) et les particules fines (-70 %) que les turbogenerateurs kerosene/SAF d'ERA ne peuvent pas traiter.

Critere	Segment (2) 15 places EREV GNL	ERA Aura Aero (concurrent direct)
Segment / usage	Regional 15 pax - jusqu'a 1 500 km (ex. ERA, DHC-6, Beechcraft 1900)	Regional 19 pax - ~1 500 km Hybride electrique kerosene/SAF (8 moteurs ENGINEUS + 2 turbogenerateurs)
Propulsion	4-6 helices electriques + 2 x EREV Atkinson GNL ~500 kW + batterie tampon LFP ~150 kWh	8 moteurs ENGINEUS (elec.) + 2 turbogenerateurs TG600 kerosene/SAF (600 kW electrique chacun)
Carburant	GNL -162 degC (jusqu'a 1 500 km) -> Bio-GNL progressif filiere Resilience Note : GNV 250 bar suffisant si < 800 km	Kerosene Jet-A1 ou SAF (SAF contraint en volume, cout +3-5x kerosene)
Rendement chaine	52-55 % (Atkinson pistons) x 96 % generatrice x 94 % moteur elec. x 87 % helice = ~41-46 % chaine complete (vs 47-50 % sans rdt helice)	35-40 % turbogenerateur kerosene x 93-95 % moteur elec. = ~33-38 % chaine complete
NOx / Particules fines	NOx -40 % / PM -70 % (chimie CH4 - structurel permanent quel que soit le % bio)	Reduction partielle (turbogenerateurs kerosene ne touchent pas aux NOx/PM structurellement)
CO2 decarbonation progressive	0->100 % bio-GNL sans modifier l'appareil ni le reseau (memes reservoirs, memes moteurs)	Depend de la disponibilite SAF (< 6 % realiste en 2035) Cout SAF prohibitif a grande echelle
KERS descente	Oui - helices en mode generateur ~3-5 % energie recuperee (borne conservatrice) sur profil 1 500 km	Oui - architecture similaire (avantage commun aux deux)

2. Architecture EREV GNL - Chaine de propulsion

L'architecture EREV 15 places est une version dimensionnee du principe commun (1)(2)(3) : moteurs Atkinson pistons a regime fixe comme generateurs, traction 100 % electrique sur helices. La puissance est adaptee au gabarit 15 places (~8,5 t MTOW).

Element	Valeur / Specification	Commentaire technique
Puissance helices croisiere	2 x ~800 kW = 1 600 kW (pointe montee : 2 x 1 200 kW)	Turboprop 15 places equivalent : ~2 x 1 000 kW. EREV legerement inferieur en puissance brute mais meilleur rendement thermique compense.
Moteurs Atkinson GNL (2 groupes) (!!) Incertitude masse critique	2 x 6 cylindres, 2 x ~500 kW elec. Regime fixe ~2 500 tr/min Rendement pistons 52-55 % (chaine avec helice -> 41-46 % global)	(!!) INCERTITUDE CRITIQUE : masse reelle moteur + generatrice estimee ~750-1 050 kg/unite x 2 = ~1 500-2 100 kg. Voir §3. Mesure sur banc PRIORITAIRE avant design.

Generatrices synchrones (bus DC 800 V)	2 x generatrices aimants permanents Rendement 95-97 % Bus DC 800 V standard	Standard electromobilite haute performance. Convergence couts automotive -> aeronautique. Idem segments (1)(3).
Moteurs electriques helices	4-6 helices electriques Rendement 93-95 % Contrôle fin puissance	Reduction bruit significative vs turboprop. Contrôle précis couple helice. Potentiel KERS en descente natif.
Batterie tampon LFP (~150 kWh)	~150 kWh - LFP haute puissance Masse : ~750 kg (200 Wh/kg, horizon 2030)	Decollage + montee + boost + secours. Recharge partielle en croisiere. KERS en descente valorise.
Electronique de puissance	Onduleurs SiC 800 V Cablage HV blindé Masse : ~200 kg	Carbure de Silicium : pertes minimales. Masse reduite vs basse tension.
KERS - Recuperation descente	Helices en mode generateur en descente ~3-5 % energie recuperee (borne conservatrice)	(!!) Signale par Gemini : mode regeneratif helice a pas variable genere une trainee supplementaire. 5-8 % = borne optimiste. A mesurer lors des essais.

3. Bilan de masse - Mission 1 500 km, 15 passagers (~8,5 t MTOW)

(!!) ATTENTION - INCERTITUDE CRITIQUE identifiee par GPT et Gemini (juillet 2026) : les estimations de masse des moteurs Atkinson et des reservoirs GNL sur petit fuselage sont probablement sous-estimees. Le bilan ci-dessous est l'hypothese initiale - voir les notes d'incertitude pour chaque poste.

Sous-ensemble	Masse estimee	Detail / Justification
Moteurs Atkinson (2 x) + generatrices (!!) Incertitude critique	600-700 kg (!!) Hypothese optimiste a valider sur banc	(!!) INCERTITUDE CRITIQUE : ratio masse/puissance moteur 6 cyl. 500 kW methane non confirme. Moteur seul ~500-700 kg + generatrice ~250-350 kg = ~750-1 050 kg/unite x 2 = ~1 500-2 100 kg realiste. Ecart potentiel +800-1 400 kg -> MTOW ~8,5 t depasse. Solutions : MTOW augmente, charge utile reduite a 12-13 pax, portee reduite ~1 000 km. Mesure masse reelle sur banc moteur 500 kW PRIORITAIRE avant tout engagement de design.
Batterie tampon LFP 150 kWh	~750 kg	200 Wh/kg (technologie LFP horizon 2030). Haute puissance 15C pour decollage et boost.
Reservoirs GNL -162 degC (composites + MLI) (!!) Masse a revoir	~500-700 kg (vides - estimation revue a la hausse)	(!!) Reevaluation a la hausse (Gemini 2026) : double paroi MLI represente ~40-50 % du volume brut -> volume brut reel ~8-9 m3 pour 5,4 m3 net de GNL. Parois ne se reduisent pas lineairement sur petit fuselage. Masse vides estimee ~500-700 kg (vs 350-500 kg initial). Integration en nacelle dorsale ou arriere fuselage a optimiser.
Carburant GNL (mission 1 500 km)	~2 280 kg GNL	Calcul : energie utile helices ~23 GJ pour 1 500 km, 15 pax. Rendement chaine 41-46 % x PCI 50 MJ/kg. Vs turboprop kerosene : ~3 200 kg -> economie -29 %.
Electronique de puissance (onduleurs SiC + cablage HV)	~200 kg	Bus DC 800 V standard. Masse reduite vs basse tension.
Systeme AVC 4 niveaux (anti-vibrations)	~42-60 kg	Adapte du Gyro-Torique (1). Niveaux 1 et 4 transposables directement. Masse negligeable vs gain confort cabine.
SURCOUT TOTAL OEW vs turboprop kerosene (!!) Incertitude haute	~+700-1 100 kg (~8-13 % MTOW) (!!) Incertitude haute (moteurs + reservoirs)	Incertitude plus elevee que sur ATR-72 (miniaturisation defavorable). Masse moteurs Atkinson non confirmee + reservoirs cryogeniques sur petit fuselage = deux sources d'incertitude simultanees. MTOW ~8,5 t a revoir. Programme de mesure masse composants PRIORITAIRE avant engagement design.
Charge utile (15 pax)	~1 500 kg (100 % preservee)	15 pax x 100 kg bagages = 1 500 kg. Charge utile entierement preservee vs turboprop equivalent SI MTOW maintenu.

Note sur le choix GNL vs GNV : GNL -162 degC est le standard pour le segment (2) jusqu'a 1 500 km (densite 0,42 kg/L). Pour des missions < 800 km, GNV 250 bar est une alternative valide (infrastructure existante, certification plus simple) - memes moteurs Atkinson, meme architecture, seul le reservoir change. Regle : GNV < 800 km / GNL > 800 km.

4. Reservoirs GNL -162 degC - Specifications et integration

L'integration de reservoirs GNL sur un fuselage de 15 places est le principal defi geometrique du segment (2). Trois configurations sont possibles.

Parametre	Valeur / Specification	Commentaire
Volume reservoir necessaire (1 500 km, 15 pax)	~5,4 m3 net (volume brut ~8-9 m3 (!!) voir note MLI)	(!!) Reevaluation Gemini : double paroi MLI represente ~40-50 % du volume brut. Volume brut reel ~8-9 m3 pour 5,4 m3 net de GNL. Densite GNL liquide : 0,42 kg/L.
Temperature stockage	-162 degC (legerement surpresse 1-3 bar)	Standard industrie GNL. Legere surpression reduit boil-off.
Isolation thermique	MLI (multi-layer insulation) + double paroi sous vide 150-200 mm Conduc. < 0,02 W/m.K	Technologie spatiale et maritime eprouvee. Boil-off < 0,3 %/jour - valorise a 100 % comme carburant EREV Atkinson.
Configurations d'integration possibles	A) Nacelle dorsale (ref. Tu-155) B) Section arriere fuselage C) Reservoirs symetriques nacelles bimoteurs	A) Nacelle dorsale : n'empiete pas sur cabine, CG stable. B) Arriere fuselage : cabine preservee, gestion CG a surveiller en vidange. C) Nacelles bimoteurs : symetrie CG excellente, masse nacelles augmente. Recommandation : A ou B selon contrainte CG.
Boil-off valorisation	< 0,3 %/jour en vol = ~70 g/h valorises (carburant EREV)	Boil-off 100 % valorise comme carburant moteurs Atkinson. Boucle fermee : zero rejet atmospherique GNL en vol.
Securite - detection fuites	Capteurs CH4 catalytiques + infrarouge Seuil 0,5 % vol.	Seuil 0,5 % vol. -> alarme + isolation automatique. Espace annulaire reservoirs inerte (N2 ou CO2 echappement Atkinson purifie).

4.1 Gestion du centrage (CG) lors de la vidange - Specificite GNL

Contrairement au GNV 250 bar (gaz homogene, jaugeage simple), le GNL presente des variations de densite et de phase (liquide/gaz) lors de la vidange. Sur un petit fuselage (bras de levier court), les variations de CG sont proportionnellement plus importantes.

Levier	Mecanisme	Specificite GNL 15 places
Sequencement de vidange (FMS)	FMS calcule le profil de soutirage pour maintenir CG dans enveloppe autorisee. Soutirage prioritaire reservoir en position neutre CG, puis reservoirs lateraux.	Sur 15 places, faible longueur fuselage (~14-16 m) -> bras de levier CG plus court -> variations CG proportionnellement plus critiques que sur ATR-72. FBW doit etre plus reactif.
FBW / THS (trim automatique)	Commandes de vol electriques reajustent en continu le plan horizontal reglable pour annuler le moment piqueur lie a l'avancee du CG.	Architecture FBW native dans le segment (2) (necessaire pour le controle des helices electriques multi-moteurs).
Jaugeage cryogenique temps reel	Jauges capacitives cryogeniques + capteurs pression multipoints. Calculateur reevalue en temps reel masse exacte et vecteur inertie selon phase liquide/gaz.	Specificite GNL : variations de densite selon temperature locale -> jaugeage plus complexe que GNV. Technologie identique segment (4) long-courrier adaptee au volume inferieur.
Position optimale des reservoirs	Reservoirs positionnes pres du centroide de masse de l'avion vide. Distribution symetrique gauche/droite pour eviter effet roulis.	Volume total ~8-9 m3 brut = 2 reservoirs cylindriques de ~4-4,5 m3 chacun. Diametre ~1,2-1,4 m - integrables en nacelle dorsale ou section arriere.

5. Controle actif des vibrations (AVC) - Adaptation nacelle helice

L'architecture AVC 4 niveaux du Gyro-Torique (1) est le document de reference gamme. Pour le segment (2), les niveaux 1 (lissage couple) et 4 (annulation acoustique cabine) s'appliquent sans modification. Les niveaux 2 et 3 sont adaptes a la configuration nacelle helice.

-> Segment (1) Gyro-Torique Bio-GNL §5 - AVC 4 niveaux - description complete

Niveau AVC	Application (1) reference VTOL	Adaptation (2) nacelle helice	Statut
1	Lissage couple acyclisme via generatrice (10-300 Hz)	Identique : generatrice aimants permanents a forte inertie dynamique. Variateur puissance reagit a chaque impulsion combustion. Absorbe 75 % acyclisme avant supports.	Directement transposable sans modification (meme generatrice)
2	Masselottes equilibrage dynamiques arbres contrarotatifs (20-150 Hz)	Adaptation nacelle : arbres equilibrage integres dans le carter moteur Atkinson en nacelle laterale. Contraintes differentes vs VTOL (vibrations transmises via voilure plutot que fuselage central).	Adaptation requise : bancal essai nacelle 2027-2028 (voir §9 verrous)
3	Batis-moteurs actifs magnetostrictifs	Adaptation nacelle : berceau suspendu actif entre moteur Atkinson et nacelle aerodynamique. Attenuation > 30 dB transmis a la voilure. Materiaux viscoelastiques stables cryogeniquement (-162 degC).	Adaptation requise : configuration nacelle

	Terfenol-D (5-500 Hz)		vs suspension centrale (voir §9 verrous)
4	Annulation acoustique cabine ASAC (20-1 000 Hz)	Identique : actionneurs inertiels piezo sur cadres fuselage + microphones cabine + panneaux de doublage actifs. Objectif : 72-74 dB(A) en cabine (standard reacteur). Cabine 15 places = volume reduit = AVC encore plus efficace.	Directement transposable Cabine 15 places = AVC plus efficace (< 70 dB(A) vise)

6. Fuites methane et inertage - Controle et verrou non-negociable

GWP100 CH4 = 27,9 (IPCC AR6). Seuil Resilience <= 1 % fuite contractuel sur toute la chaine. Seuil critique : 3,5 % efface le benefice CO2.

Source de fuite	Risque	Controle Resilience	Niveau cible
Slip methane moteurs Atkinson pistons (imbrules echappement)	Moderé (a documenter sur banc)	Catalyseur d'oxydation methane (MOC) sur ligne d'echappement. Technologie EURO 6 VI (industrie stationnaire et maritime). Banc essai 2026-2027. Qualification EASA 2028-2030. Verrou partage avec (1)(3).	< 0,1 % avec MOC (a valider banc)
Boil-off reservoirs GNL (evaporation naturelle)	Faible (boucle fermee natif)	Boil-off 100 % valorise comme carburant EREV Atkinson. Excedent (escale longue) : reliquefaction partielle Stirling leger ou recombinaison possible. Capteurs CH4 espace annulaire reservoirs.	< 0,1 % (100 % valorise en vol)
Fuites connectiques cryogeniques GNL	Faible (technologie cryogenique)	Connectiques cryogeniques double vanne (technologie spatiale LH2 adaptee). Capteurs CH4 0,5 % vol. sur circuit inertage. Inertage espace annulaire : CO2 purifie echappement Atkinson.	< 0,5 % vol. detection < 100 ms
(!!) Sechage methane GNL avant injection moteurs (verrou absent V1)	Securite (CRITIQUE)	Le methane vaporise depuis le GNL -162 degC contient de l'humidite residuelle. Sans sechage pousse, glace possible dans les injecteurs moteurs Atkinson (cylindres haute compression) et sur les vannes regulation. Dessiccateur a tamis moleculaires 3A necessaire entre vaporis-sateur et injecteurs. Masse ~5-10 kg/moteur. Technologie existante (GNL vehicules lourds). Qualification EASA requise.	Dessiccateur 3A obligatoire (a qualifier EASA)
BILAN TOTAL	Seuil critique : 3,5 % efface benerice CO2	MOC + boucle fermee boil-off + capteurs CH4 0,5 % vol. + dessiccateur 3A. Seuil Resilience <= 1 % contractuel.	< 1 % total x 3,5 de marge

7. Bilan carbone - Mission 1 500 km, 15 passagers

-> Bilan climatique detaille, mecanismes physiques (NOx -40 %, PM -70 %), comparaison SAF/H2 : Matrice famille V8 §3 et §9

Indicateur	Turboprop kerosene (reference 15 pax)	EREV GNL fossile (2)	EREV Bio-GNL filiere Resilience
CO2 vs reference kerosene	Reference (0 %)	-45 a -50 % (GNL fossile)	-70 a -72 % (50 % bio-GNL) -> Neutre a negatif (100 % bio + biochar)
NOx / Particules fines	Reference	NOx -40 % PM -70 % (chimie CH4 - structurel)	NOx -40 % PM -70 % (identique - chimie CH4)
Contrails (FL180-250)	Reference (FL180-220 : deja faibles a cette altitude)	Faibles -> quasi nuls (FL180-250 + CH4) (!!) Benefice moindre qu'en long-courrier	Faibles -> quasi nuls (meme altitude) Benerice NOx/PM entier
Masse carburant / 1 500 km	~3 200 kg kerosene (estime turboprop 15 pax)	-2 280 kg GNL (-29 % masse)	~2 280 kg bio-GNL bilan CO2 quasi nul
Progressivite decarbonation sans changer l'appareil	Impossible (carburant fossile fixe)	0->100 % bio-GNL sans modifier l'avion ni le reseau	Meme progressivite que segment (4) long-courrier
Avantage vs ERA (concurrent)	-	NOx/PM : ERA kerosene ne les touche pas (turbogenerateurs kero)	Filiere bio reelle (bio-GNL Resilience) vs SAF contraint et couteux

Note contrails altitude : les turboprops regionaux (FL180-250) produisent peu de contrails persistants meme au kerosene. Le benefice methane sur les contrails est donc moindre sur (2) qu'en long-courrier (4) (FL350+). En revanche, les benefices NOx -40 % et particules -70 % restent entiers et structurels a toutes les altitudes.

8. Economie d'exploitation - Comparaison (2) vs turboprop kerosene vs ERA

Critere	Turboprop kerosene (reference)	ERA Aura Aero (hybride kero/SAF)	EREV GNL (2) (Resilience)
Cout carburant / vol 1 500 km	~3 840 EUR (3 200 kg x 1,2 EUR/kg)	~3 200-3 800 EUR (kerosene) ~8 000-12 000 EUR (SAF 50 %)	~390-550 EUR (2 280 kg GNL x 0,07-0,12 EUR/kWh) -40 a -57 % vs kerosene
Cout carburant / 100 pax.km	~1,71 EUR/100 pax.km	~1,42-1,69 EUR (kerosene) ~3,5-5,3 EUR (SAF)	~0,71-1,00 EUR/100 pax.km (-40 a -58 % vs kerosene)
Maintenance moteur (estimation)	Complexe (turboprop, boite de transmission)	Turbogenerateurs kerosene (complexite turbine)	Reduite : moteurs electriques MTBF x 5-10 vs turbine. Atkinson regime fixe : MTBF x 10 vs moteur conventionnel variable.
Exposition prix carburant	Elevee (kerosene volatile)	Elevee (kerosene + SAF encore plus volatile)	Faible (GNL plus stable) Nulle a terme (bio-GNL local prix fixe filiere)
NOx / PM (taxes carbone futures)	Exposition totale (EU ETS aviation 2026+)	Exposition partielle (kerosene -> SAF transition lente)	Exposition nulle (NOx -40 %, PM -70 % structurels des J1)

9. Verrous specifiques et feuille de route segment (2)

-> Verrous communs gamme (EASA Atkinson pistons, detection CH4, infrastructure bio-GNL) : Matrice famille V8 §5

-> AVC 4 niveaux - reference et description complete : Segment (1) Gyro-Torique §5

Verrou specifique (2)	Nature	Action requise
(!!) Incertitude critique masse moteurs Atkinson + generatrices 2 x 500 kW (bilan masse a valider PRIORITE 1)	Technique (avant tout design)	Ratio masse/puissance moteur 6 cyl. 500 kW methane non confirme par banc d'essai. Estimation initiale ~300-350 kg/moteur probable optimiste : moteur seul ~500-700 kg + generatrice ~250-350 kg = ~750-1 050 kg/unite x 2 = ~1 500-2 100 kg realiste. Ecart potentiel +800-1 400 kg -> MTOW ~8,5 t depasse. Impact plus severe que sur ATR-72 (miniaturisation defavorable au ratio masse/puissance). Solutions : augmenter MTOW, reduire a 12-13 pax, reduire portee ~1 000 km. Mesure masse sur banc AVANT tout engagement de design.
Integration reservoirs GNL sur fuselage 15 places (miniaturisation cryogenique)	Technique (priorite 1)	Les parois du reservoir ne se reduisent pas lineairement avec le volume : ratio masse/contenance moins favorable sur petit fuselage. Volume brut ~8-9 m3 (MLI ~40-50 %). Concevoir 2 reservoirs cylindriques ~4-4,5 m3 brut (diam. ~1,2-1,4 m) en nacelle dorsale ou arriere fuselage. Qualification thermique, fatigue cyclique et crash EASA.
Adaptation AVC niveaux 2 et 3 en configuration nacelle helice	Technique (a valider banc)	Niveaux 1 et 4 transposables directement (identiques (1) Gyro-Torique). Niveaux 2 (masselottes) et 3 (batis magnetostrictifs) a adapter a la configuration nacelle helice vs rotor VTOL. Banc essai nacelle 2027-2028.
Sechage methane GNL avant injection moteurs (verrou absent V1)	Technique (securite)	Le methane vaporise depuis le GNL -162 degC contient de l'humidite residuelle. Dessiccateur a tamis moleculaires 3A necessaire entre vaporisateur et injecteurs Atkinson. Masse ~5-10 kg/moteur. Risque glace injecteurs haute compression sans sechage.
Slip methane pistons (2) : catalyseur MOC aviation (verrou commun (1)(2)(3))	Technique (EASA)	Commun a tous les segments pistons. Banc essai 2026-2027, qualification EASA 2028-2030. Pour (2), adaptation MOC specifique a la nacelle moteur Atkinson 500 kW (vs 900 kW ATR-72 (3)).
Turbocompression Atkinson haute altitude (FL180-250) (!!) Degradation cycle	Technique (turbocompr.)	Identique au verrou (3) ATR-72 : maintien puissance nominale ~500 kW elec. a FL250. (!!) Point signale par GPT : la turbocompression reduit partiellement l'efficacite du cycle Atkinson en altitude (sur-detente compressee par suralimentation). Rendement Atkinson estime 42-45 % a FL250 vs 52-55 % au sol. Validation rendement reel en altitude requise.
KERS descente (2) : gain a chiffrer precisement (!!) 3-5 % conservateur	Technique (a documenter)	Estimation : ~3-5 % energie recuperee (borne conservatrice) sur profil 1 500 km. (!!) Signale par Gemini : passage en mode regeneratif helice a pas variable genere une trainee supplementaire. 5-8 % = borne optimiste. A mesurer lors des essais banc et vol.
Certification EASA CS-23 (avion regional 15 places) reservoirs GNL cryogeniques	Reglementaire (nouveau precedent EASA CS-23)	CS-23 = certification avions jusqu'a 19 places. Chemin de certification GNL sous CS-23 a etablr avec EASA. Qualification fuite gaz, crash, inertage. Dialogue EASA des 2026.

9.2 Feuille de route specifique (2)

Periode	Actions specifiques (2)	Actions communes gamme
2026-2028	Mesure masse moteurs Atkinson 500 kW sur banc (PRIORITE 1). Conception reservoirs GNL nacelle dorsale / arriere fuselage. Dialogue EASA CS-23 GNL. Maquette reservoir cryogenique 15 places (fatigue, etancheite). Concept AVC nacelle helice.	Banc EREV Atkinson methane. MOC slip CH4. Turbocompresseur altitude. Dialogue EASA certification pistons.
2028-2031	Premier vol demonstrateur 15 places EREV GNL. Validation AVC nacelle en vol. Qualification MOC 500 kW. Chiffrage KERS 1 500 km en conditions reelles.	Qualification fatigue reservoirs. Premiers vols bio-GNL. Certification partielle EASA.
2031-2033	Certification EASA CS-23 complete 15 places EREV GNL. Entree en service commercial. Montee bio-GNL progressive.	Deploiement infra GNL aeroports regionaux. Montee bio-GNL Resilience Phase 2.
2033-2045	Montee bio-GNL 0->100 % sans modifier l'appareil. Contribution a -60/-80 Mt CO2/an France 2045.	Convergence filiere Resilience. Biochar comptabilise dans bilans carbone aviation.

ANNEXE COMPARATIVE

EREV Atkinson Methane GNL (Titane) vs ERA Aura Aero / Safran ENGINEUS

Analyse technique complete : rendement, securite, maintenance, duree de vie, environnement

-> Matrice de famille Aviation Methane EREV Atkinson V8 \$3 et \$9 pour contexte gamme
-> Note Aviation Bio-GNL Programme Resilience V11 pour bilan carbone detaille

A1. Rendement de chaine — Comparaison thermodynamique

Le rendement de chaine est le critere de base. Il determine la consommation carburant pour une meme mission, et donc le cout operationnel et l'empreinte carbone. L'avantage Atkinson est structurel et permanent — il decoule des lois de la thermodynamique, pas d'une optimisation technologique. Note de correction V2 (apres analyse GPT/Gemini) : le rendement TG600 ERA a ete corrige de 35-38 % a 38-42 %, ce qui reduit l'ecart de +15-18 pts a +8-12 pts. La conclusion reste inchangee — l'Atkinson gagne — mais l'ecart est moins spectaculaire.

Etape de la chaine	ERA Aura Aero Safran TG600 + ENGINEUS	EREV Atkinson Methane (Titane) GNL	Ecart
Generation electrique (thermique -> electrique)	Turbogenerateur TG600 Combustion kerosene ~1 400 degC Rendement thermique : 38-42 %	Moteur Atkinson pistons regime fixe T° structure/parois : 250-350 degC (gaz combustion : 1 800-2 000 degC mais pieces metalliques refroidies) Rendement thermique : 52-55 %	ATKINSON +8 a +12 pts (corrige vs V1 qui sous-estimait ERA)
Generatrice (mecanique -> electrique)	Incluse dans TG600 Rendement : 93-95 %	Generatrice aimants permanents Rendement : 95-97 %	Equivalent +1-2 pts
Moteur electrique helice (electrique -> mecanique)	ENGINEUS Safran Rendement : 93-95 %	Moteur electrique haute perf. Rendement : 93-95 %	Identique 0 pt
Helice a pas variable (mecanique -> poussee)	Helice electrique Rendement : 85-88 %	Helice electrique Rendement : 85-88 %	Identique 0 pt
RENDEMENT CHAINE COMPLET (thermique -> poussee)	38-42 % x 0,94 x 0,94 x 0,87 = ~31-34 % (!!) Gemini/GPT : TG600 rendement 38-42 %, pas 35-38 %	52-55 % x 0,96 x 0,94 x 0,87 = ~41-46 %	ATKINSON +14 a +15 pts
Carburant specifique (consommation / poussee)	Reference (1,00) Kerosene 43 MJ/kg	(31-34 %) / (41-46 %) x (43/50) MJ/kg = ~0,65-0,75 reference (V2: corrige, V1=27-31%)	ATKINSON -30 a -40 % consommation

Conclusion A1 : l'Atkinson pistons regime fixe sur methane gagne +14 a +15 points de rendement chaine vs turbogenerateur TG600. Sur 1 500 km / 15 pax, cela represente -30 a -40 % de carburant consomme. Cette economie est la base de tous les avantages economiques et environnementaux de l'architecture.

A2. Securite architecturale — Comportement en mode degrade

La securite n'est pas seulement une exigence reglementaire — c'est un avantage commercial direct (couts assurance, image operateur, acceptabilite reglementaire EASA). L'architecture EREV Atkinson offre une superiorite structurelle sur tous les scenarios degrads critiques.

Scenario degrade	ERA Aura Aero (2 TG600 + batterie)	EREV Atkinson GNL (2 Atkinson + batterie 150 kWh)	Avantage
Panne 1 generateur (sur 2)	Perte 50 % puissance generation. Batterie seule pour maintenir vol. Autonomie batterie : 5-15 min. ATTERRISSAGE D'URGENCE requis.	Atkinson restant assure 50 % generation. + Batterie tampon 150 kWh. Vol continue normalement jusqu'a destination sur profil de croisiere.	ATKINSON decisif
Panne totale (2 generateurs)	Batterie seule. Autonomie : 5-15 min max. Urgence absolue.	Batterie 150 kWh seule. Autonomie : 30-45 min (descente planee assistee). + Boil-off GNL valorisable.	ATKINSON x3-6 autonomie degradee
Panne 1 helice (sur 4-6)	7/8 moteurs maintenus. Reallocation automatique < 100 ms. Vol continue.	3-5/4-6 moteurs maintenus. Reallocation automatique < 100 ms. Vol continue.	Equivalent redondance identique
Temperature pieces critiques en avarie	Turbine : 1 400 degC. Avarie mecanique -> risque incendie/debris haute energie.	Pistons : 250 degC. Avarie mecanique -> risque incendie x10 inferieur.	ATKINSON securite incendie
Comportement carburant en cas de crash	Kerosene : point eclair +38 degC. S'etale au sol, s'enflamme. Cause principale incendies post-crash.	GNL methane : plus leger que l'air. Se disperse vers le haut. Limite inflammabilite etroite (5-15 %). Reference historique : Tu-155.	ATKINSON critique
Certification EASA architecture securite	Precedent etabli (hybride electrique certifie type CS-23).	Nouveau precedent requis (GNL + multi-moteurs elec.) mais architecture plus robuste justifie l'effort.	ERA chemin plus court

Conclusion A2 : sur 5 scenarios critiques sur 6, l'architecture EREV Atkinson est superieure. La panne partielle de generation — le scenario le plus frequent en exploitation — est traite sans atterrissage d'urgence vs obligation immediate chez ERA. C'est l'argument securite le plus fort pour les operateurs SAMU et ISR.

A3. Maintenance et duree de vie — Impact de la temperature et du titane

La temperature de fonctionnement est la variable physique dominante pour la duree de vie. Une turbine a 1 400 degC travaille en fluage, en oxydation a chaud, en fatigue thermomecanique. Un piston Atkinson a 250 degC ne connait aucun de ces mecanismes de degradation. Le choix du titane amplifie encore cet avantage.

A3.1 Duree de vie des composants critiques

Composant	ERA TG600 (turbine kerosene)	Atkinson fonte/acier (methane, regime fixe)	Atkinson titane Ti-6Al-4V (methane, regime fixe)	Mecanisme physique
Pieces chaudes critiques	Aubes HP : 5 000-8 000 h (fluage + oxydation a 1 100 degC)	Soupapes : 20 000-30 000 h (temperature 250 degC)	Soupapes titane TiN : 40 000-60 000 h (hardness 2 000 HV)	Fluage : nul sous 600 degC. Oxydation : nulle < 400 degC. Titane : couche TiO2 autoprotetrice. Note : T° gaz combustion CH4 = 1 800-2 000 degC mais T° structure/parois = 250-350 degC (refroidissement caloporteur + Atkinson).
Chambre de combustion/cylindres	10 000-15 000 h (oxydation + suies kerosene)	30 000-50 000 h (methane = zero suie, zero soufre)	Chemises Nikasil/titane : 60 000-80 000 h (usure reduite x2)	Methane : H/C = 4, zero soufre. Zero depot carbonique. Usure cylindre -40 a -60 % vs kerosene/essence.
Carter / structure moteur	30 000-40 000 h (fatigue thermique cycles)	40 000-60 000 h (temperature constante = zero cycle thermique)	80 000-120 000 h (titane : dilatation 8,6 um/m.K = contraintes thermiques quasi nulles a regime fixe)	Regime fixe Atkinson : 12-15 cycles thermiques/an vs 3 000-5 000 pour moteur automobile. Duree de vie fatigue x200-400.

Revision majeure (intervalle)	5 000-8 000 h (aubes HP)	20 000-30 000 h	40 000-60 000 h	Interval x5-8 vs turbine. Sur 60 000 h de vie avion : ERA : 8 revisions Atkinson titane : 1-2 revisions
Duree de vie totale moteur	30 000-40 000 h	50 000-80 000 h	100 000-150 000 h (depasse la vie de l'avion)	Atkinson titane : moteur ne se remplace JAMAIS. Il se revise 1-2 fois sur 20 ans de vie avion.
Cout revision majeure / moteur	400 000-800 000 EUR (aubes HP + chambre)	30 000-80 000 EUR	30 000-80 000 EUR (pistons, soupapes, joints)	Le titane ne change pas le cout de revision (memes pieces d'usure) mais allonge l'intervalle.

A3.2 Surcoût titane vs gain TCO 20 ans

Poste	ERA TG600 (reference)	Atkinson fonte/acier	Atkinson titane
CAPEX moteurs (achat initial)	1 600 000-2 400 000 EUR (2 x TG600 Safran)	60 000-100 000 EUR (2 x Atkinson fonte)	300 000-600 000 EUR (2 x Atkinson titane) (x5-7 vs fonte mais x4 moins cher qu'ERA)
Maintenance moteur sur 20 ans (3 000 h/an = 60 000 h)	8 revisions hot section + remplacement aubes = 9 600 000-15 200 000 EUR	2-3 revisions majeures = 180 000-300 000 EUR	1-2 revisions majeures = 90 000-180 000 EUR (intervalle 40 000-60 000 h)
Main d'oeuvre maintenance moteur 20 ans	2 000 000-3 000 000 EUR (techniciens turbine specialises)	400 000-600 000 EUR (mecaniciens automobiles qualifies)	400 000-600 000 EUR (idem fonte)
TCO MOTEURS 20 ans (total)	13 200 000-20 600 000 EUR	640 000-1 000 000 EUR	790 000-1 380 000 EUR
ECONOMIE vs ERA sur 20 ans / avion	Reference	~12 000 000-19 600 000 EUR	~12 000 000-19 200 000 EUR (surcoût titane amorti en < 18 mois)
Disponibilite operationnelle	~85-88 % (immobilisations frequentes revision hot section)	~92-95 %	~93-96 % (intervalles revision x2)
Valeur residuelle moteurs a 20 ans	TG600 en fin de vie. Valeur quasi nulle. Remplacement oblige.	Moteur a ~50 000 h restantes. Valeur resid. significative.	Moteur a ~70 000-100 000 h restantes. VALEUR RESIDUELLE ELEVEE. Actif revendable.

Conclusion A3 : le surcoût CAPEX titane (+240 000 EUR vs fonte) est absorbe en moins de 18 mois d'exploitation vs ERA sur le seul poste maintenance moteur. A 20 ans, l'economie totale par avion est de ~12-19 M EUR vs ERA — independamment du cout carburant. C'est l'argument economique le plus solide de l'architecture.

A4. Bilan environnemental — Pourquoi ERA ne peut pas atteindre la neutralite carbone

En decarbonation complete, ERA/SAF ne peut pas atteindre la neutralite carbone par la seule filiere SAF. Ce n'est pas une opinion — c'est une contrainte physique (disponibilite SAF mondiale) et chimique (NOx, PM, contrails non traites par le SAF) documentee dans la Note Aviation Bio-GNL Resilience V11.

Critere environnemental	ERA Aura Aero (kerosene + SAF)	EREV Atkinson GNL fossile	EREV Atkinson Bio-GNL (filiere Resilience)	Mecanisme physique
CO2 vol vs kerosene reference	SAF realiste 2035 : < 6 % volume = -2 a -4 % CO2 seulement. 50 % SAF = x80 production mondiale = PHYSIQUEMENT IMPOSSIBLE.	-45 a -50 % CO2 (PCI methane +16 % + rendement chaine +14-15 pts)	-70 a -72 % CO2 (50 % bio-GNL) Neutre a negatif (100 % + biochar)	ERA bloque par disponibilite SAF mondiale (< 6 % en 2035). Atkinson : progressivite 0->100 % bio sans modifier l'avion ni le reseau.
NOx (forçage radiatif 15 % IPCC AR6)	0 % reduction structurelle. Le SAF ne change pas la chimie de combustion. NOx = f(temperature)	-40 % structurel (methane fossile ou bio) Mecanisme Zeldovich : T combustion plus basse	-40 % structurel (identique - chimie CH4)	NOx thermiques : formation exponentielle avec temperature. 1 400 degC (ERA turbine) vs 250 degC (Atkinson). Ecart physique permanent.
Particules fines PM (forçage radiatif 10 %)	-15 a -25 % (partiel). SAF reduit les aromatiques mais n'elimine pas les suies de combustion.	-70 % structurel (methane : zero soufre, zero aromatiques, zero suies)	-70 % structurel (identique)	CH4 pur : H/C = 4. Combustion complete. Zero depot carbonique. Resultat verifie Tu-155 (1989-1991).
Contrails (forçage radiatif 40 % sur 20 ans - DOMINANT)	-5 a -15 % (tres marginal). Le SAF ne supprime pas les noyaux de condensation (soufre + suies).	Faibles (FL180-250) + absence noyaux condensation CH4. (!!) Benefice moindre qu'en long-courrier.	Faibles -> quasi nuls (FL180-250 + CH4 + zero soufre/suies)	Forçage contrails > forçage CO2 sur 20 ans (IPCC AR6 WG1). SAF ne resout pas les contrails.
TOTAL forçage radiatif (20 ans, tous vecteurs)	Reduit de ~5-20 % (CO2 partiel + PM partiel) 80-95 % du probleme reste entier.	Reduit de ~55-65 % (CO2 + NOx + PM + contrails partiels)	Reduit de ~70-80 % voire negatif (100 % bio + biochar)	ERA ne traite que 20-25 % du forçage radiatif reel de l'aviation.
Equivalence SAF pour egaler GNL fossile seul	46,5 % de SAF HEFA necessaire pour egaler le CO2 seul du GNL fossile. = IMPOSSIBLE avant 2040.	GNL fossile DISPONIBLE MAINTENANT. Deja superieur a la meilleure cible SAF jamais atteignable.	Bio-GNL progressif : meme appareil, meme reseau, 0 -> 100 % bio.	Source : Note Aviation Resilience V11. Production SAF 2025 : 1,9 Mt/an = 0,6 % du kerosene mondial.
Biochar (sequestration carbone)	Pas de co-produit biochar integre dans la filiere SAF standard. Theorique possible avec SAF Fischer-Tropsch biomasse (non deploye a l'echelle).	Non applicable (GNL fossile)	2,5-3,1 t CO2eq sequestrees / t biochar (ratio EBC/Puro.earth). Bilan carbone NEGATIF possible a 100 % bio.	Le biochar est le verrou climatique du Programme Resilience. Aucun autre scenario aviation ne le possede.
Progressivite sans changer l'avion	Impossible. SAF contraint par disponibilite mondiale. Cout x3-5 vs kerosene. Plafond < 6 % en 2035.	Oui : 0 -> 100 % bio-GNL sur le MEME appareil, MEMES reservoirs, MEME reseau.	Idem - filiere Resilience couvre tous les segments en meme temps.	C'est le critere stratégique decisif : l'avion n'est jamais obsolete du point de vue decarbonation.

Conclusion A4 : ERA/SAF ne peut pas atteindre la neutralite carbone complete parce que (1) le SAF est physiquement indisponible a l'echelle (< 6 % en 2035, x80 necessaire) et (2) il ne traite pas les NOx, PM et contrails qui representent > 65 % du forçage radiatif de l'aviation sur 20 ans (IPCC AR6 WG1). L'EREV Atkinson methane/bio-GNL traite simultanement tous ces vecteurs. Note : ERA pourrait theoriquement utiliser du SAF avec co-produit biochar (Fischer-Tropsch biomasse) mais cette filiere n'est pas deployee a l'echelle et depend d'une biomasse dont la disponibilite est elle-meme contrainte.

A5. Synthese — Tableau de bord comparatif global

Critere	ERA Aura Aero Safran TG600	EREV Atkinson GNL (Titane)	Vainqueur
— PERFORMANCE —			
Rendement chaine propulsion	31-34 % (turbogenerateur kerosene) (corrige V2 : TG600 38-42 % thermique)	41-46 % (Atkinson pistons + helice)	EREV
Consommation carburant mission 1 500 km	Reference (kerosene)	-30 a -40 % (GNL) (PCI +16 % + rendement +14-15 pts)	EREV
Masse specifique moteur (kg/kW)	0,22-0,30 kg/kW (TG600 : 130-180 kg / 600 kW) (!!) Corrige apres analyse GPT/Gemini	1,5-2,1 kg/kW (Atkinson titane : 750-1 050 kg / 500 kW, avec generatrice)	ERA
Densite carburant	0,80 kg/L (kerosene, reservoirs legers)	0,42 kg/L (GNL, reservoirs cryogeniques +500-700 kg)	ERA
— SECURITE —			
Panne 1 generateur (scenario frequent)	Atterrissage d'urgence requis. Batterie : 5-20 min (estimation - capacite non publiee par Aura Aero)	Vol continue normalement (Atkinson restant + batterie)	EREV
Panne totale generateurs (autonomie degradee)	5-20 min batterie seule (estimation)	30-45 min batterie + boil-off GNL	EREV
Risque incendie carburant	Kerosene : inflammable, s'etale au sol	GNL : plus leger que l'air, se disperse vers le haut	EREV
— MAINTENANCE —			
Intervalle revision majeure moteur	5 000-8 000 h (aubes HP turbine)	40 000-60 000 h (pistons titane + methane pur)	EREV x6-8
Cout revision majeure / moteur	400 000-800 000 EUR (aubes HP + chambre)	30 000-80 000 EUR (pistons, soupapes)	EREV x10-20
Duree de vie totale moteur	30 000-40 000 h (pièces chaudes limitantes)	100 000-150 000 h (depasse vie de l'avion)	EREV x3-4
TCO moteurs 20 ans (par avion)	13 200 000-20 600 000 EUR	790 000-1 380 000 EUR (surcoût titane amorti < 18 mois)	EREV x12-15
— ENVIRONNEMENT —			
CO2 avec SAF/bio disponible en 2035	-2 a -4 % seulement (< 6 % SAF realiste)	-45 a -50 % (GNL fossile) -70 a -72 % (50 % bio-GNL)	EREV
NOx (-15 % forçage radiatif)	0 % reduction (chimie combustion inchangee)	-40 % structurel (T combustion 250 vs 1 400 degC)	EREV
PM (-10 % forçage radiatif)	-15 a -25 % (partiel)	-70 % structurel (CH4 : zero soufre, zero suies)	EREV
Contrails (-40 % forçage radiatif sur 20 ans)	-5 a -15 % (marginal)	Faibles -> quasi nuls (FL180-250 + CH4)	EREV
Progressivite decarbonation sans changer l'avion	IMPOSSIBLE (SAF contraint et couteux)	0 -> 100 % bio-GNL sur meme appareil, meme reseau	EREV
Biochar : sequestration carbone active	Pas de co-produit biochar integre dans la filiere SAF	2,5-3,1 t CO2eq/t biochar Bilan NEGATIF possible a 100 % bio	EREV
— BILAN GLOBAL —			
Score (criteres gagnes)	2 / 18 (masse specifique moteur + densite carburant)	16 / 18 (tous sauf masse moteur et densite carburant)	EREV 16/18

A5.1 Lecture du tableau de bord

ERA gagne sur 2 criteres physiques non contournables : la masse specifique du moteur (turbine vs pistons) et la densite du carburant (kerosene vs GNL). Ces deux avantages jouent sur le poids a vide de l'avion.

EREV Atkinson gagne sur 16 criteres : rendement, consommation, securite (3 scenarios), maintenance (4 criteres), TCO, et tous les criteres environnementaux (6 criteres). Ces avantages jouent sur le cout d'exploitation, la securite operationnelle et la trajectoire reglementaire.

Le point strategique fondamental : les 2 avantages ERA sont des contraintes physiques statiques — ils ne s'ameliovent pas avec le temps. Les 16 avantages EREV sont tous croissants dans le temps : le bio-GNL monte en puissance, les reglementations NOx/PM se durcissent, les taxes carbone augmentent, et les couts de maintenance ERA s'accumulent. L'ecart entre les deux architectures se creuse chaque annee en faveur de l'EREV.