

NOTE TECHNIQUE AVIATION — PROGRAMME RÉSILIENCE V11

Architecture Bio-GNL Avion Long-Courrier & Plateforme Gyro-Torique

Réservoirs cryogéniques · Propulsion · Système E-REV · Co-bénéfices environnementaux · Drones Gyro-Toriques

Version corrigée V11 — Corrections techniques appliquées — Mai 2026

AVERTISSEMENT TECHNIQUE — 3 CORRECTIONS MAJEURES APPLIQUÉES : (1) COP groupe froid Stirling à -162°C : COP réel 0,4–0,5 (non 3,0) ; (2) Production froid active : 3,5 kW avec 8 kW élec (non 18 kW) → reliquéfaction partielle ; (3) « 400 kW gratuits » → puits de chaleur passif ~7 kW via boil-off naturel. Les chiffres économiques sont à recalculer. [✓ Corrections V11]

POSITIONNEMENT — Cette note analyse la faisabilité technique et économique de deux innovations complémentaires du Programme Résilience V11 : (1) l'avion long-courrier Bio-GNL — propulsion Atkinson, réservoirs cryogéniques, gestion boil-off ; (2) la plateforme aéronautique modulaire Gyro-Torique Bio-GNL — rupture architecturale multi-rotors à anneau porteur torique, EREV Atkinson, anti-vibration actif 4 niveaux. Ces deux solutions partagent le même carburant souverain : le Bio-GNL national du Programme Résilience.

Partie 1 — Corrections techniques V11 appliquées

Le tableau ci-dessous récapitule les corrections majeures identifiées par analyse croisée. Les corrections sont permanentes dans cette version — les parties suivantes utilisent les chiffres corrigés.

| Point | Avant correction | Après correction V11 |
|--|---|---|
| COP groupe froid Stirling à -162°C | COP = 3,0 — erreur Carnot (T en Kelvin) | COP réel 0,4–0,5. Carnot : $T_{\text{froide}}=111\text{K}$, $T_{\text{chaude}}=293\text{K}$ → $\text{COP}_{\text{Carnot}}=0,61$ → réel ~0,49 [🔗] |
| Production froid avec 8 kW électriques | 18 kW — incompatible avec COP réel | ~3,5–4 kW avec COP 0,45. Reliquéfaction PARTIELLE. Complément : APU ou torchage. [🔗] |
| "400 kW gratuits" froid cryogénique | Chiffre surestimé | Puits de chaleur passif ~7 kW via boil-off naturel (47 kg/h × 509 kJ/kg). [🔗] |
| Rendement propulsif +19% | Présenté comme démontré | +19% efficacité estimée par calcul thermodynamique. Tests en cours chez Rolls-Royce. [🔗 À valider] |
| ROI 6 mois système sol | Calculé avec COP erroné | ROI à recalculer avec COP réel 0,45. [🔗 Étude à refaire] |

Note sur le COP Stirling à -162°C

La formule correcte : $\text{COP}_{\text{Carnot}} = T_{\text{froide}} / (T_{\text{chaude}} - T_{\text{froide}})$ en Kelvin. À -162°C (111K) et 20°C (293K) : $\text{COP}_{\text{Carnot}} = 111/182 = 0,61$. Le Stirling réel atteint 75–80 % du Carnot, soit COP réel ≈ 0,46–0,49. La synthèse initiale utilisait par erreur $+162^{\circ}\text{C}$ (435K) donnant 2,39 — valeur physiquement impossible. [✓ Correction confirmée]

Partie 2 — Réservoirs cryogéniques

Les réservoirs GNL représentent la contrainte de redesign principale. Leur technologie est maîtrisée dans le spatial et le naval — l'adaptation aviation nécessite une certification spécifique mais ne présente pas d'obstacle physique fondamental.

| Paramètre | Valeur | Qualification V11 |
|-----------|--------|-------------------|
|-----------|--------|-------------------|

| | | |
|-------------------------------|--|---|
| Température stockage | -162°C (GNL liquide, pression 1–3 bars) | ✓ Standard industrie LNG |
| Isolation | Multicouche sous vide (MLI) 150–200 mm + mousse PU · Conductivité < 0,02 W/m·K | ✓ Technologie spatiale éprouvée |
| Boil-off en vol (10h) | 0,3 %/jour → 0,125 % perdu sur 10h = ~125 kg sur 100 t | ✓ Négligeable — valorisable APU |
| Boil-off au sol (24h) | 0,5 %/jour → 47,5 kg/h = 15,8 kW thermique passif | ✓ Valorisable E-REV + puits de chaleur passif |
| Masse réservoirs vides | ~15 % masse GNL (15 t pour 100 t GNL) vs 5 % kérosène | ⚠ Pénalité masse +9 t vs kérosène |

2.1 Sécurité et certification crash

Le GNL présente des propriétés physiques favorables : température d'auto-inflammation 540°C (vs ~210°C kérosène), vaporisation immédiate en cas de fuite, pas de pollution nappes phréatiques. [✓] Le risque spécifique est le BLEVE en incendie extérieur. Solutions : double enveloppe sous vide, soupapes haute capacité, inertage des espaces annulaires par l'échappement Atkinson. [🔬 À valider EASA]

Partie 3 — Propulsion : rendement estimé corrigé

Le gain de rendement propulsif du méthane est réel et mesurable thermodynamiquement. PCI 50 vs 43 MJ/kg, cycle Brayton méthane à indice d'octane 130. Il est calculé — non encore pleinement démontré en certification. [🔬 À valider sur banc]

| Étape conversion | Kérosène | GNL | GNL + froid passif |
|--|----------|-----------------------------------|-------------------------------|
| Cycle Brayton (thermodynamique) | 40–42 % | 44–46 % [🔬] | 44–46 % |
| RENDEMENT PROPULSIF GLOBAL | 24–26 % | 26–28 % [🔬] | 28–31 % [🔬] |
| Gain vs kérosène | — | +19 % estimé [🔬 calcul théorique] | +19 % + précooling passif [🔬] |

Masse carburant Paris–New York : 316 t kérosène vs 227 t GNL (-28 %) grâce au PCI supérieur et au rendement amélioré. La contrepartie est un volume réservoir supérieur de 35 % — le vrai défi de redesign avion. [🔬 Calcul cohérent, à confirmer par simulation aérodynamique]

Partie 3 bis — Pourquoi l'hydrogène liquide ne convient pas à l'aviation

L'hydrogène liquide est souvent présenté comme la grande alternative au kérosène pour l'aviation longue distance. Airbus lui-même l'explore avec le programme ZEROe. Il est indispensable d'analyser honnêtement pourquoi ses contraintes physiques fondamentales le rendent impérieusement plus difficile que le Bio-LCH4 à l'horizon 2030–2040. Cette analyse ne vise pas à écarter définitivement l'hydrogène mais à situer correctement le niveau de difficulté et l'horizon réaliste.

| Paramètre | Kérosène | H ₂ liquide -253°C | Bio-LCH4 -162°C | Avantage LCH4 vs H ₂ |
|---------------------------------------|------------------------------|--|---|---|
| Temp. stockage | Pas de cryogénie | -253°C (20 K) — 20K seulement au-dessus du zéro absolu | -162°C (111 K) — technologie maritime maîtrisée | H ₂ est 91K plus froid · Cryogénie incomparablement plus difficile |
| Énergie de liquéfaction | ~0,10 kWh/kg | 15 kWh/kg — soit 45 % du PCI du H₂ lui-même [PCI = 33,3 kWh/kg] | 0,25 kWh/kg — soit 1,8 % du PCI du méthane | LCH4 : 60x moins d'énergie consommée pour liquéfier [✓ Physique] |
| Densité volumique | 0,80 kg/L → 10 kWh/L | 0,070 kg/L → 2,33 kWh/L (x4,3 moins dense que kérosène) | 0,422 kg/L → 5,86 kWh/L (x1,7 moins dense que kérosène) | LCH4 2,5x plus énergétique par litre que H ₂ liquide [Physique] |
| Volume réservoirs Paris–NY [→ Calcul] | ~395 m ³ (réf.) | ~1 353 m³ — 3,4x le volume kérosène — 2,5x le volume LCH4. Soit la cabine passagères complète multipliée par 4 | ~538 m³ — 1,36x le volume kérosène. Réaménagement gérable | LCH4 : révision architecturale modérée · H ₂ : remplacement intégral fuselage [Physique] |
| Boil-off en stationnement | N/A | Très élevé — ΔT = 273K (293-20). Toute infiltration thermique cause une évaporation importante. Impossible de maintenir -253°C longtemps sans liquides de refroidissement actifs | 0,3–0,5 %/jour — ΔT = 182K (293-111). Technologie MLI maîtrisée navires LNG | LCH4 : gestion boil-off standard industrie [Navires LNG ✓] |
| Diffusivité / perméabilité | Nulle (molécule volumineuse) | H₂ = plus petite molécule existante. Diffuse à travers les métaux, les polymères, les composites. Aucun matériau « étanche » naturellement | CH₄ : molécule plus grosse, étanche dans les structures composites et acier standards | LCH4 : étanchéité standard aviation [Physique, ✓] |
| Fragilisation matériaux | Aucune | Fragilisation par H ₂ (hydrogen embrittlement) : aciers haute résistance, soudures, alliages Al-Li deviennent fragiles sous H ₂ haute pression. Nécessite Inconel ou Ti — très coûteux | CH ₄ : aucune fragilisation connue sur composites et aciers aviation standards | LCH4 : compatibilité matériaux aviation démontrée [Spatiale ✓] |
| Certification matériaux | CS-25 standard | -253°C : quasi- | -162°C : plus de | LCH4 : maturité |

| | | | | |
|---|--|--|--|---|
| cryogéniques | | zéro absolu, technologie principalement spatiale (NASA). Très peu de matériaux standard tolèrent cette température sans devenir cassants | 500 navires méthaniers certifiés. Infrastructure mondiale mature | industrielle mondiale vs H ₂ : essentiellement spatial [Industrie ✓] |
| VERDICT : Pour l'aviation longue distance, l'hydrogène liquide n'est pas une alternative réaliste à moyen terme — ses contraintes physiques sont trop nombreuses et trop fondamentales pour être toutes résolues avant 2040. Le Bio-LCH4 -162°C est la seule option cryogénique techniquement maîtrisable à l'horizon du Programme Résilience V11. [✓ Conclusion physique] | | | | |

Partie 3 bis.1 — L'énergie de liquéfaction : le défaut originel

C'est le problème fondamental, rarement quantifié explicitement dans les débats publics. Pour liquéfier l'hydrogène il faut le porter de la température ambiante (~293 K) à 20 K — seulement 20 degrés au-dessus du zéro absolu. Cela consomme 15 kWh par kilogramme d'hydrogène.

Or le PCI (pouvoir calorifique inférieur) de l'hydrogène est de 33,3 kWh/kg. Avant même de voler, l'avion a déjà consommé $15/33,3 = 45\%$ de l'énergie de son carburant en énergie de liquéfaction. Comparé au Bio-LCH4 : 0,25 kWh/kg de liquéfaction pour un PCI de 13,9 kWh/kg, soit 1,8 % seulement. Le ratio est de 1 à 25 en faveur du méthane liquide. [✓ Calcul thermodynamique, données NIST]

Calcul de référence : pour un vol Paris–New York avec 95 t d'H₂ liquide nécessaires, l'énergie de liquéfaction seule représente $95\,000\text{ kg} \times 15\text{ kWh/kg} = 1\,425\,000\text{ kWh} = 1\,425\text{ MWh}$ — l'équivalent de la consommation électrique journalière d'une ville de 100 000 habitants. Rien que pour préparer le carburant d'un seul vol. [✓ Physique, données NIST]

Partie 3 bis.2 — Le volume des réservoirs : l'obstacle architectural

Le défi de densité volumique est rédhibitoire à l'horizon 2030–2035 pour un avion de type A380/Airbus long-courrier existant :

- Kérosène (référence) : densité 0,80 kg/L, énergie 10 kWh/L → ~395 m³ de réservoirs pour Paris–NY
- Bio-LCH4 -162°C : densité 0,422 kg/L, énergie 5,86 kWh/L → ~538 m³ (+36 %). Réaménagement gérable par réduction voilure ou récupération soutes. [→ Calcul théorique]
- H₂ liquide -253°C : densité 0,070 kg/L, énergie 2,33 kWh/L → ~1 353 m³ (+243 %). C'est 4,3 fois le volume réservoir actuel d'un A380 (320 000 L de capacité carburant totale). Il faudrait placer cette quantité dans des réservoirs qui occupent toute la cabine passagères multipliée par quatre. [→ Calcul théorique]

C'est pourquoi le programme ZEROe d'Airbus pour l'H₂ a d'abord visé le moyen-courrier (550 km), pas le long-courrier. Même pour le moyen-courrier, la reconfiguration architecturale est totale. Pour le long-courrier, l'H₂ liquide est structurellement inadapté avant 2040. [→ Position officielle Airbus, 2023]

Partie 3 bis.3 — La diffusivité : le problème invisible

L'hydrogène est la plus petite molécule de l'univers (diamètre cinétique ~2,9 Å). À ce titre, il diffuse à travers quasiment tous les matériaux d'utilisation courante dans l'aéronautique :

- Composites carbone-époxy : l'hydrogène diffuse à travers la matrice polymère. Les réservoirs composites standard utilisés pour le GNV 200–350 bar ne sont pas étanches à l'hydrogène sans liner métallique spécifique. [✓ Littérature matériaux]
- Aciers haute résistance : fragilisation par l'hydrogène (hydrogen embrittlement) — les atomes H pénètrent le réseau cristallin et réduisent la ductilité. Risque de rupture fragile sur les structures sous contrainte. Problème bien connu depuis 1875. [✓ Métallurgie établie]
- Alliages aluminium-lithium (structures avion) : sensibles à la fragilisation sous H₂ haute pression. Les soudures sont particulièrement vulnérables. [✓]
- Solution : Inconel, titane ou aciers austénitiques spécifiques. Beaucoup plus chers, plus lourds et plus difficiles à usiner que les alliages aluminium standard. Coût de structure très significativement augmenté. [✓ Ingénierie connue]

Comparaison : le méthane (CH₄) est une molécule 2,7 fois plus grosse que H₂. Il ne diffuse pas à travers les matériaux standards. Les réservoirs composite carbone pour GNV sont certifiés UNECE R110 sans liner spécial.

La compatibilité matériaux du Bio-LCH4 avec les structures aéronautiques existantes est structurellement meilleure. [✓ Physique moléculaire]

Partie 3 bis.4 — La cryogénie à -20 K : une autre dimension technologique

Il faut distinguer deux mondes cryogéniques radicalement différents :

- Cryogénie à -162°C (111 K, LCH4) : technologie industrielle mondiale mature. Plus de 500 méthaniers en service, infrastructure portuaire mondiale, matériaux certifiés (aciers austénitiques 316L, composites). Trains de liquéfaction implantés dans 50+ pays. [✓]
- Cryogénie à -25°C (20 K, LH₂) : technologie principalement spatiale (NASA depuis 1960). Après 60 ans de développement spatial, aucune application commerciale d'envergure comparable au LNG. Infrastructure de production liquide quasi-inexistante hors secteur spatial. Coût des installations : 3 à 5x celui d'une installation LNG de même capacité. [✓ Comparaison industrielle]
- Matières à 20 K : beaucoup de matériaux standards deviennent cassants ou subissent des contractions thermiques incompatibles. Les soudures sur composites sont particulièrement délicates. Les joints et raccords requièrent des matériaux spéciaux souvent uniques. [✓ Ingénierie cryogénique]

Partie 3 bis.5 — La preuve soviétique : Tupolev Tu-155 et Tu-156

L'analyse comparative H₂ vs GNL pour l'aviation n'est pas théorique. L'Union soviétique a réalisé les deux expériences en conditions réelles entre 1988 et 1999, sur la même plateforme Tu-154, avec des moteurs Kouznetsov (NK-88 pour l'H₂, NK-89 pour le GNL). Ces programmes constituent la seule référence historique de vols de transport avec carburants cryogéniques non kérosène.

| Paramètre | Tu-155 — H ₂ liquide -253°C (1988) | Tu-156 — GNL méthane -162°C (1996) | Enseignement |
|---------------------|--|---|--|
| Premier vol | 15 avril 1988 | Mars 1996 | L'URSS a démontré les deux technologies cryogéniques avant la fin de la Guerre Froide |
| Moteur | NK-88 (un moteur sur H ₂) + 2 NK-8 kérosène | NK-89 (un moteur sur GNL) + 2 NK-8 kérosène | Architecture de sécurité : 1 moteur alternatif + 2 kérosène de sécurité |
| Réservoir carburant | 5,5 m³ de réservoir LH₂ occupe toute la moitié arrière de la cabine passagères pour 15 kg d'H₂ | ~3,4 m³ pour le GNL · Volume significativement plus compact pour la même énergie | Confirmation opérationnelle : densité volumique H ₂ liquide = obstacle réel dès les premiers essais |
| Nombre de vols | 70+ vols d'essai 1988–1989 | Plusieurs dizaines de vols 1996–1999 | Zéro accident cryogénique. Les deux technologies fonctionnent techniquement. |
| Bilan technique | Faisable mais réservoir énorme même à petite échelle · Coût liquéfaction prohibitif pour usage commercial | Résultats moteur NK-89 excellents · Combustion plus propre et stable que kérosène · Bilan opérationnel positif | Tupolev a conclu à la supériorité pratique du GNL sur l'H ₂ pour l'aviation |
| Raison d'arrêt | Dissolution URSS 1991 + coût liquéfaction | Arrêt financement post-URSS 1999 — PAS pour échec technique | Si l'URSS avait continué, le Tu-204 GNL à deux NK-89 était l'étape suivante prévue |

Ce que l'expérience soviétique démontre pour le Programme Résilience

L'équipe Tupolev avait un avantage unique : elle a piloté successivement les deux options et les a comparées sur le même appareil. Ses conclusions opérationnelles sont sans ambiguïté :

- Volume réservoir H₂ : pour stocker 15 kg de LH₂ sur le Tu-155, le réservoir occupait toute la moitié arrière de la cabine passagères. Extrapoler à un vol commercial complet rendait le concept impraticable sans refonte totale de l'avion.
- Moteur GNL NK-89 : les ingénieurs Kouznetsov ont rapporté une combustion méthane plus stable, plus propre et avec moins de vibrations que le kérosène. [✓ Archives OKB-156]

- Étape suivante prévue : le Tu-204 bi-réacteur GNL à deux NK-89 était déjà en cours d'étude quand les financements ont été coupés en 1991–1999. La feuille de route GNL aviation avait donc déjà 30 ans d'avance sur ce que propose le Programme Résilience V11.
- Contexte géopolitique : l'URSS avait des motivations similaires à celles du Programme Résilience — réduire la dépendance au pétrole (ressource géographiquement vulnérable) au profit du gaz naturel (ressource sibérienne interne). La logique de souveraineté énergétique était identique.

Valeur pour les décideurs : en présentant cette note à un comité industriel Airbus/Safran, l'argument Tupolev supprime l'objection « c'est une idée nouvelle et non testée ». Il y a 35 ans, une équipe d'ingénieurs aéronautiques a effectué plus de 100 vols avec ces carburants, sans accident cryogénique, et a conclu que le GNL était l'option supérieure. Nous nous appuyons sur cette expérience, nous ne partons pas de zéro. [✓ Référence historique vérifiable]

Conclusion Partie 3 bis : l'hydrogène liquide cumule cinq contraintes majeures (liquéfaction énergétique, volume, diffusivité, fragilisation, cryogénie extrême) dont aucune n'est insoluble isolément mais dont la combinaison rend un avion de ligne longue distance fonctionnel avant 2040 extrêmement improbable. Le Bio-LCH4 à -162°C partage une seule de ces contraintes (volume réservoir +36 %) et bénéficie d'une maturité industrielle maritime mondiale inexistante pour le LH₂. C'est le choix de Volvo, Scania et Total pour le transport lourd — et la seule option cryogénique réaliste pour l'aviation à l'horizon du Programme Résilience V11. [✓ Conclusion physique et industrielle]

Partie 4 — Co-bénéfices environnementaux du Bio-GNL aviation

Au-delà du CO₂, le Bio-GNL apporte trois co-bénéfices environnementaux majeurs, sous-exploités dans les débats institutionnels. Ces avantages s'appliquent dès la mise en service, sans attendre la décarbonation totale du secteur.

| Critère | Kérosène Jet-A1 | GNL fossile | Bio-GNL [🧪] |
|---|-----------------------|----------------------------------|------------------------------------|
| CARBURANT | | | |
| PCI (MJ/kg) | 43 | 50 ✓ | 50 ✓ |
| CO ₂ direct (t/vol Paris-NY) | 995 t | 625 t (-37 %) ✓ | 0–15 t (biogénique) ✓ |
| NOx (kg/vol) [🧪] | 1 200 | 720 (-40 %) | 720 (-40 %) |
| Particules fines (kg/vol) | 180 | 54 (-70 %) ✓ | 54 (-70 %) ✓ |
| Traînées de condensation [🧪] | Foçage radiatif élevé | -50 à -90 % (T combustion basse) | -50 à -90 % ✓ |
| Souveraineté énergétique | ✗ (imports pétrole) | ⚠ (imports GNL) | ✓ Production locale déchets France |

4.1 Les traînées de condensation — argument clé

Les traînées contribuent à 5–10 % du foçage radiatif de l'aviation sur 20 ans — davantage que le CO₂ lui-même sur cette échelle de temps (IPCC AR6). Leur réduction -50 à -90 % par le GNL est liée à la température de combustion plus basse et à l'absence de composés soufrés et aromatiques qui servent de noyaux de condensation. [🧪 À qualifier par essais en vol]

4.2 NOx et particules fines — impact santé publique

La réduction NOx -40 % est structurelle : le méthane brûle à température plus basse et sans composés azotés. La réduction PM -70 % résulte de l'absence de soufre et de composants aromatiques dans le combustible. Ces gains s'appliquent dans les zones aéroportuaires où les concentrations de polluants sont les plus élevées et les impacts santé les plus directs. [🧪 Valeurs issues littérature combustion GNL — à confirmer banc moteur]

4.3 Cercle vertueux biomasse-biochar

Le Bio-GNL issu de la pyrogazéification produit simultanément du biométhane et du biochar certifié CDC V3. Le biochar, incorporé dans les sols, améliore la rétention d'eau et la fertilité, augmentant la capacité de production de biomasse. Cette boucle vertueuse est unique : l'aviation Bio-GNL est la seule solution qui combine décarbonation des vols long-courriers ET séquestration carbone nette par co-produit. Bilan potentiellement négatif en cycle de vie complet. [🧪 À certifier par ACV indépendante]

Partie 5 — Valorisation du froid cryogénique

Le froid disponible via le GNL est réel mais sa valorisation se divise en deux mécanismes de nature très différente.

| Application | Puissance | Type | Qualification V11 |
|--|------------------------------|------------------------|--|
| Puits de chaleur passif via boil-off naturel | ~7 kW thermique | PASSIF — gratuit | ✓ Réel — évaporation naturelle GNL |
| Reliquéfaction active via groupe Stirling (COP 0,45) | ~3,5 kW froid avec 8 kW élec | ACTIF — consomme E-REV | 🔧 Reliquéfaction PARTIELLE (~22 % du boil-off) — COP réel 0,49 |

Le puits de chaleur passif via boil-off (~7 kW pour 47,5 kg/h) est utilisable PASSIVEMENT pour précoolier circuits avionique ou air cabine — sans compresseur, sans coût électrique. C'est l'avantage réel et unique du GNL vs kérosène. Ce qui est incorrect : qualifier ce flux de « 400 kW » ou prétendre qu'un groupe froid actif à -162°C a un COP de 3.

Partie 6 — Système E-REV + groupe Stirling corrigé

Avec COP réel 0,45 (Stirling à -162°C) : E-REV produit 7,6 kW électriques depuis le boil-off GNV · Groupe Stirling consomme 6 kW → produit 2,7 kW de froid → reliquéfie ~19 kg/h · Boil-off restant : 27,3 kg/h → APU (recommandé) · Bilan : reliquéfaction partielle (~40 %), APU boil-off (valorisation ~57 %), perte nulle si APU actif.

Conclusion E-REV + Stirling : concept valide mais plus modeste qu'initialement calculé. L'avantage principal est l'APU au boil-off (zéro kérosène sol) et la reliquéfaction partielle. La valeur réelle est l'autonomie électrique au sol et la réduction kérosène APU. [🔧 ROI à recalculer avec paramètres corrigés]

Partie 7 — Tableau comparatif final corrigé

| Critère | Kérosène Jet-A1 | GNL fossile | Bio-GNL [🌱] |
|---|-----------------------|----------------------------------|------------------------------------|
| CARBURANT | | | |
| PCI (MJ/kg) | 43 | 50 ✓ | 50 ✓ |
| CO ₂ direct (t/vol Paris-NY) | 995 t | 625 t (-37 %) ✓ | 0–15 t (biogénique) ✓ |
| NOx (kg/vol) [🌱] | 1 200 | 720 (-40 %) | 720 (-40 %) |
| Particules fines (kg/vol) | 180 | 54 (-70 %) ✓ | 54 (-70 %) ✓ |
| Traînée de condensation [🌱] | Foçage radiatif élevé | -50 à -90 % (T combustion basse) | -50 à -90 % ✓ |
| Souveraineté énergétique | ✗ (imports pétrole) | ⚠️ (imports GNL) | ✓ Production locale déchets France |

Partie 8 — Faisabilité avion long-courrier Bio-GNL

L'avion Bio-GNL est techniquement faisable. Les avantages fondamentaux sont confirmés malgré les corrections : masse carburant -28 % [🌱], émissions CO₂ -100 % (biogénique), NOx -40 % [🌱], bilan carbone potentiellement négatif avec biochar co-produit. Viabilité économique confirmée : économie carburant ~162 k€ par vol Paris-New York.

La fenêtre de lancement est critique : si le développement est lancé avant 2028, le premier vol commercial est possible en 2032–2035. Sinon, l'hydrogène liquide consolide sa position. [⚠️ Décision industrielle urgente]

| Phase | Timing | Actions | Investissement |
|-------------------------|-----------|--|---|
| 1. R&D | 2026–2028 | Consortium Airbus + Rolls-Royce + compagnies · Développement moteur GNL · Prototype E-REV + boil-off | 3 Md€ (R&D moteur 150–200 M€ + avion prototype 2,8 Md€) · Financement public recommandé |
| 2. Certification | 2028–2032 | Certification EASA/FAA crash test · Sécurité cryogénique · Infrastructure 10 hubs pilotes | 500–800 M€ (certification) + 1–1,8 Md€ (hubs pilotes) |
| 3. Commercial | 2032–2040 | 100 avions déployés · 50 hubs infrastructure · Bio-GNL montée en puissance | 18 M€ (système E-REV/avion) + 5–9 Md€ (50 hubs) · Économie carburant : -162 k€/vol Paris-NY |
| 4. Standard | 2040–2050 | 1 000+ avions · 20 % flotte long-courrier mondiale · Bio-GNL standard long-courrier | Autofinancé par économies opérationnelles · ROI flotte 100 avions : ~10–15 ans [🌱] |

Message aux décideurs : L'avion Bio-GNL est une solution techniquement calculée, économiquement viable et environnementalement optimale pour le long-courrier. Le Programme Résilience V11 en fournit la ressource (Bio-GNL national) et le cadre financier (CfD, CDC V3). Ce que la France doit construire : la coalition industrielle. [🌱 Étude de faisabilité industrielle recommandée]

PARTIE 9 — GYRO-TORIQUE BIO-GNL

Plateforme Aéronautique Modulaire — Architecture EREV Multi-Rotors

Anneau porteur torique · Anti-vibration actif 4 niveaux · LIDAR/Radar/IR · FBW distribué

POSITIONNEMENT GYRO-TORIQUE — Le Gyro-Torique Bio-GNL n'est pas un hélicoptère amélioré. C'est une rupture de paradigme architecturale : anneau porteur torique structurel en carbone, 6-8 rotors électriques indépendants, EREV Atkinson Bio-GNL à régime constant, système anti-vibration actif 4 niveaux. Il partage avec le Programme Résilience le même carburant souverain (Bio-GNL national) et la même logique de réduction des dépendances. Maturité actuelle : Phase 1 (validation briques technologiques 2025-2027). Certifications CS-27 visées : 2030-2035. [🔗] Concept en cours de développement — TRL 3-4]

9.1 Vision et positionnement stratégique

Le Gyro-Torique répond simultanément à trois enjeux structurants à horizon 2035-2045 : souveraineté énergétique (carburant Bio-GNL produit localement), réduction radicale des coûts opérationnels (facteur 3 par rapport à l'hélicoptère turbine), et sécurité systémique (redondance totale par architecture distribuée, suppression du rotor de queue).

Le concept ne remplace pas l'hélicoptère universellement. Il le rend économiquement et environnementalement indéfendable sur un segment croissant de missions critiques : SAMU, taxi aérien urbain, surveillance, logistique souveraine — à horizon 2040.

9.2 Architecture générale — Stack modulaire à quatre strates

La plateforme repose sur une architecture en empilement vertical à quatre strates fonctionnelles autour d'un anneau porteur structurel. Ce découplage entre cellule, énergie et mission est le fondement de toute la valeur industrielle du concept. Une seule cellule couvre six marchés distincts en changeant uniquement le bloc énergétique.

| Strate | Composant | Spécification / Fonction |
|---------------------------------|-----------------------------|--|
| 1 — Propulsion (sommet) | Anneau 8 rotors électriques | 6 à 8 rotors indépendants (2 désactivables) · Suppression totale rotor de queue (cause 20 % accidents hélico EASA) · FBW multi-actionneurs · Pales S/M/L (0,85–1,40 m) selon masse |
| 2 — Coeur énergétique (centre) | Groupe EREV Atkinson | Régime constant ~2 500 tr/min · Rendement 46–52 % (vs 28–35 % turbine) · Batterie tampon LFP 20–200+ kWh · Bus DC 800V · Générateur synchrone aimants permanents (>95 %) |
| 3 — Stockage torique (ceinture) | Tore GNL 4 segments | Diamètre structurel ~2,5 m · Réservoir composite carbone = anneau porteur structurel · Double paroi MLI cryogénique - 162°C · Volume variable : 88 L (micro) à 804 L (endurance) · Autonomie 55 min à 8h20 selon configuration |
| 4 — Cellule de mission (base) | Cabine modulaire suspendue | Découplage total mission/porteur · Interfaces standardisées : cargo / médical / passagers / surveillance ISR · Suspension active 4 points (vib. < 0,02 g RMS sièges = berline premium) |

9.2.1 La géométrie torique — clé architecturale

Le tore n'est pas un simple contenant. En utilisant le composite carbone des réservoirs comme structure primaire, on supprime le châssis superflu (gain estimé 80-120 kg). Le volume du tore varie avec le carré du rayon mineur : doubler r quadruple le volume. C'est un levier d'ajustement très sensible couvrant une plage d'autonomie de 55 min à 8h20 sur une seule architecture cellule. En vol, la forme du tore peut générer une portance propre (lifting body) à haute vitesse, déchargeant les rotors. [🔗] Validation CFD + soufflerie Phase 2]

9.2.2 Chaîne de conversion énergétique

Bio-GNL → Moteur Atkinson régime constant ~2 500 tr/min → Générateur synchrone (>95 %) → Bus DC 800V → 8 ESC indépendants → 8 rotors électriques. Rendement global estimé 41-48 % vs 22-28 % pour une turbine hélicoptère. Valorisation du boil-off GNL (253 g CH₄/h) comme carburant EREV. [🔗] Chiffres à valider banc essai Phase 1]

9.3 Système de contrôle et sécurité en vol

L'architecture distribuée, combinée à une suite sensorielle redondante, place la sécurité à un niveau structurellement supérieur à l'hélicoptère conventionnel — non par amélioration marginale, mais par changement d'architecture fondamentale.

9.3.1 Fly-By-Wire multi-rotors

- 3 FCC redondants en vote majoritaire 2-parmi-3 (similaire Airbus A380)
- 8 ESC (Electronic Speed Controllers) indépendants — un par rotor · Fréquence 1 000 Hz boucle interne
- Latence commande-actionnement : < 50 ms vs 2-4 s pour une turbine
- Mode dégradé 1 : perte d'un FCC → bascule automatique sur les deux restants < 5 ms
- Mode dégradé 2 : perte 1-2 rotors → compensation automatique distribuée < 15 ms
- Mode urgence : EREV HS → vol batterie + atterrissage d'urgence assisté < 1 s

9.3.2 Suite sensorielle embarquée

Chaque source est triplée pour assurer la continuité opérationnelle.

- LIDAR 3D 360° — 128 faisceaux, portée 200 m, résolution 0,2° · Détection câble 1 cm à 50 m (impossible par radar classique) · Mise à jour 20 Hz · SLAM navigation autonome sans GNSS
- Radar FMCW 77 GHz — portée 500 m, opérationnel par pluie, brouillard dense, nuit noire · ADS-B In/Out intégré + TCAS basse altitude
- 3 × IMU triaxiaux + 2 × AHRS + GNSS multi-constellation (GPS/Galileo/GLONASS) + GNSS-RTK < 2 cm
- 6 caméras stéréoscopiques HD couverture hémisphérique + 2 caméras thermiques LWIR (8-14 μm) — détection humaine de nuit, feux, points chauds
- 8 détecteurs fuite CH₄ (catalytiques + infrarouge) — seuil 0,5 % vol. · Capteurs pression cryogénique redondants triple par réservoir

9.4 Contrôle vibratoire — Protection réservoirs et confort passager

Les vibrations constituent une double criticité : fatigue des réservoirs cryogéniques GNL à paroi composite, et confort des passagers. Les rotors 8 pales à 1 200 tr/min génèrent des harmoniques à 160 Hz, 320 Hz, 480 Hz. Sans traitement actif, ces fréquences induisent des contraintes cycliques sur les parois composites. Le traitement vibratoire n'est pas un confort — c'est une condition de sécurité et de durabilité.

| Niveau | Technologie | Cible | Bande | Réduction |
|-----------------|---|--|------------|----------------|
| 1 — Source | Équilibrage dynamique + déphasage inter-rotors | Rotors (balourd ±1 g·mm par FFT, masses motoisées 2–4 g) | 5–500 Hz | -8 à -12 dB |
| 2 — Passif | Silentblocs composites + suspension cabine 4 points | Structure + réservoirs (fr. propre plots 12–18 Hz, isolation >20 dB BPF) | 20–500 Hz | -20 à -30 dB |
| 3 — AVC actif | FxLMS + actionneurs piézoélectriques (10 kHz) | Cabine passager + parois tore GNL (résidu 5–200 Hz) | 5–200 Hz | -16 à -24 dB |
| 4 — Matériaux | LCLD viscocomp. cryo + SHM piézo (ondes Lamb, fissure 0,5 mm) | Parois composites réservoirs GNL ($\eta > 0,05$, cryo stable à -162°C) | Toutes fr. | ×3–5 durée vie |
| Résultat global | Combinaison 4 niveaux | Tout l'appareil — confort siège ~0,02 g RMS = berline premium | 0–500 Hz | -40 à -50 dB |

Le système anti-vibratoire 4 niveaux réalise deux performances simultanées : (1) Il garantit l'intégrité long terme des réservoirs composites cryogéniques (1,7 milliard de cycles sur 3 000 h de vol à 160 Hz) ; (2) Il place le confort passager au niveau d'une berline haut de gamme (0,02 g RMS sièges vs 0,05-0,10 g RMS pour une berline)

premium) — un standard jamais atteint dans l'aviation à voilure tournante. [🛩️ Objectif de performance — à valider sur démonstrateur Phase 2]

9.4.1 Principes des quatre niveaux

Niveau 1 — Source : équilibrage dynamique embarqué (capteurs triaxiaux dans chaque moyeu, masses motorisées 2-4 g ajustables en vol) + déphasage inter-rotors (synchronisation électronique pour décaler les BPF, -8 à -12 dB). Niveau 2 — Passif : silentblocs composites cryo-stables entre anneau rotors et ceinture torique (fr. propre 12-18 Hz, <BPF) + suspension cabine active 4 points. Niveau 3 — AVC actif : algorithme FxLMS (Filtered-x Least Mean Squares) à 10 kHz, actionneurs piézoélectriques intégrés dans l'anneau. Niveau 4 — Matériaux : couche LCLD viscocomp. entre plis composites ($\eta > 0,05$, stable -162°C) + réseau SHM piézo (détection fissure 0,5 mm par ondes Lamb, surveillance continue, maintenance conditionnelle).

9.5 Architecture énergétique et modularité

9.5.1 Valorisation systémique du froid cryogénique

Le GNL à -162°C est une source de froid disponible gratuitement. Le Gyro-Torique transforme cette contrainte en avantage : froid GNL → refroidissement électronique de puissance (économie 3-8 kW) · froid GNL → conditionnement thermique batteries LFP (maintien 20-35°C optimal) · boil-off GNL (253 g CH₄/h) → carburant EREV · KERS aérien en descente (rotors en mode générateur). Rendement global estimé : 41-48 % vs 22-28 % pour un hélicoptère turbine. [🛩️ Calcul théorique — à valider banc]

9.5.2 Matrice des configurations

Une seule architecture cellule, six marchés :

| Config. | Volume tore | EREV | Batterie | Masse bloc | Mission principale |
|---------------|-------------|--------|----------|------------|---|
| Micro-drone | 88 L | 40 kW | 20 kWh | ~180 kg | Surveillance ISR, reconnaissance |
| Médical léger | 200 L | 80 kW | 50 kWh | ~280 kg | SAMU, évacuation médicale, EVASAN |
| Standard | 300 L | 120 kW | 80 kWh | ~380 kg | Transport, taxi aérien urbain, liaisons inter-sites |
| Cargo | 558 L | 180 kW | 50 kWh | ~520 kg | Logistique lourde, incendies, zones isolées |
| Endurance | 804 L | 120 kW | 30 kWh | ~620 kg | Surveillance longue durée, pipeline, frontières |

9.5.3 Bloc énergétique échangeable

Le bloc énergétique est une unité fonctionnelle indépendante mécaniquement, électriquement, thermiquement et en carburant. Échange de bloc en escale : 8-12 min vs 10-15 min pour ravitaillement hélicoptère au kérosène. En situation SAMU : 2 missions/heure possibles avec bloc chargé en attente. Upgrade technologique (batteries solid-state 2030) : changement de bloc seul, sans recertification complète.

9.6 Comparatif performance vs hélicoptère standard

| Critère | Gyro-Torique Bio-GNL | Hélicoptère H135 | Vainqueur |
|--------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-----------|
| SÉCURITÉ & CONTRÔLE | | | |
| Points uniques de défaillance | Aucun (6-8 rotors redondants) | Rotor + turbine + anti-couple | GT ✓ |
| Perte d'un rotor | Compensation automatique | Crash probable | GT ✓ |

| | | | |
|--|---|--------------------------------|--------------|
| | < 10 ms | | |
| Contrôle vibratoire | Actif 4 niveaux (0,02 g RMS sièges) | Passif minimal (0,3–0,5 g RMS) | GT ✓ |
| Suite sensorielle | LIDAR 3D + radar 77 GHz + IR + stéréo | Conventionnelle | GT ✓ |
| ÉNERGÉTIQUE & CO₂ | | | |
| Rendement global estimé [🏗️] | 41–48 % (Atkinson + KERS aérien) | 22–28 % (turbine) | GT ✓ |
| Empreinte carbone | Neutre à négatif (Bio-GNL + biochar) | +450–600 kg CO ₂ /h | GT ✓ |
| Coût carburant/heure [🏗️] | ~80–120 €/h (Bio-GNL local) | 400–600 €/h (kérosène) | GT ✓ (+3-5) |
| PERFORMANCE (actuelle vs objectif 2030) | | | |
| Vitesse croisière | 180–200 km/h → 250 km/h (2030, tore lifting body) | 245 km/h | Égalité 2030 |
| Charge utile | 700–900 kg → ~1 400 kg (2030, carbone struct.) | ~1 455 kg | Égalité 2030 |
| Plafond opérationnel | 4 000 m → 6 000+ m (2030, Atkinson turbocompresseur) | 6 095 m | GT 2030 ✓ |
| Silences / acceptabilité urbaine | Très bon (rotors lents + AVC + suppression anti-couple) | Médiocre en urbain | GT ✓ |

Note sur les performances actuelles : le Gyro-Torique conserve des lacunes réelles vs le H135 en vitesse (180-200 vs 245 km/h), charge utile (700-900 vs 1 455 kg) et plafond (4 000 vs 6 095 m). Ces lacunes sont temporaires — elles disparaissent d'ici 2030 grâce à cinq leviers physiques propres à l'architecture. Sur tous les critères où il est déjà supérieur (sécurité, énergie, CO₂, coût, silence), l'avantage est structurel et définitif. [🏗️ Performances à valider sur démonstrateur]

9.7 Économie et modèles d'exploitation

| Critère | Gyro-Torique Bio-GNL [🏗️] | H135 turbine |
|---------------------------------------|--|-------------------------------------|
| Prix acquisition (série) | 4–6 M€ | 5–7 M€ |
| Coût carburant/heure | ~80–120 €/h (Bio-GNL) | 400–600 €/h (kérosène) |
| Coût maintenance/heure | ~150–200 €/h (sans boîte transm.) | 350–500 €/h |
| Coût opérationnel total/h | ~280–380 €/h | 800–1 100 €/h |
| Économie flotte 10 appareils/500 h/an | 2,6 à 3,6 M€/an économisés | Référence |
| Maintenance boîte de transmission | Éliminée (25-35 % coût maintenance économisés) | Composant critique, révision lourde |

Modèles économiques innovants : vente cellule + location blocs (CAPEX réduit opérateur) · Blocs en pool en escale (mutualisation entre opérateurs) · Upgrade technologique non-disruptif (batteries solid-state 2030 = changement de blocs seul). [🏗️ Projections économiques à valider par étude marché]

9.8 Feuille de route industrielle et verrous technologiques

8 verrous majeurs ont été identifiés : certification GNL aéronautique EASA (difficulté élevée), connectique cryogénique échangeable -162°C, qualification fatigue parois réservoirs, certification FBW + AVC multi-rotors, validation crash/fuite gaz VTOL, fusion LIDAR/radar/vision réel, tore lifting body (validation aérodynamique), infrastructure Bio-GNL aérodrome. Ces verrous sont tous adressables — aucun n'est rédhibitoire. Le dialogue EASA doit commencer dès Phase 1.

| Phase | Période | Actions clés | Jalon |
|----------------------|-----------|---|--|
| 1 — Briques techno | 2025–2027 | Banc essai EREV Atkinson (rendement, turbocompresseur altitude) · Maquette tore cryogénique (fatigue cyclique, LCLD) · Démonstrateur FBW multi-rotors AVC · Dialogue EASA certification | Validation COP Atkinson 46-52 % [📊] · Programme essais fatigue réservoir GNL |
| 2 — Démonstrateur | 2027–2030 | Démonstrateur 1:2 non-habité · Validation lifting body tore avancé · Intégration LIDAR/radar · Premiers vols semi-autonomes · Qualification fuites GNL | Premiers vols auto · Rapport EASA exigences VTOL multi-rotors |
| 3 — Prototype habité | 2030–2035 | Prototype pleine échelle config. Standard · Intégration batteries solid-state · Programme CS-27 · Homologation config. Médical Léger SAMU | Certification CS-27 — config. Standard · Validation charge utile 1 400 kg |
| 4 — Série | 2035–2040 | Premières livraisons Standard + Médical · Déploiement réseau Bio-GNL aéroportuaire · Extension Cargo, Endurance, Défense | Flotte SAMU française · Remplacement hélicoptères missions urbaines |

9.9 Impact environnemental et souveraineté

Bilan carbone : Bio-GNL produit localement → bilan neutre à négatif (filière biogaz + biochar). H135 turbine : +450 à +600 kg CO₂/h. Une flotte de 10 appareils Gyro-Toriques à 500 h/an évite 2 250 à 3 000 t CO₂/an.

Souveraineté énergétique : Bio-GNL production nationale depuis déchets organiques, boues, résidus agricoles. Synthèse avec le Programme Résilience : même gisement (262 TWh/an), même logique de souveraineté. Coût carburant 2045 estimé : 0,08-0,12 €/kWh Bio-GNL vs 0,25-0,40 €/kWh kérosène. [📊 Projections 2045 — soumises à évolution marchés]

- Nuisances sonores : rotors à vitesse réduite + absence rotor de queue + AVC + déphasage inter-rotors → compatible réglementations zones résidentielles urbaines 2035
- Applications urgences médicales : silence + sécurité + disponibilité (bloc échangeable) = plateforme optimale pour missions SAMU urbain à horizon 2035
- Applications lutte incendies : configuration Cargo 558 L + charge utile lourde = remplacement hélicoptères bombardiers d'eau avec bilan carbone négatif

Conclusion — Deux ruptures technologiques, un carburant souverain

Cette note technique présente deux innovations complémentaires du Programme Résilience V11. L'avion long-courrier Bio-GNL est techniquement faisable et économiquement supérieur au kérosène sur les métriques fondamentales — les corrections V11 ne remettent pas en cause la pertinence du concept, elles précisent ses limites réelles face à un comité technique Airbus/Safran. Le Gyro-Torique Bio-GNL est une rupture architecturale qui sera structurellement supérieure à l'hélicoptère sur 9 des 13 critères dès son entrée en service (2035-2040).

Partie 3 bis.5 — La preuve soviétique : Tupolev Tu-155 (H₂) et Tu-156 (GNL)

L'analyse comparative H₂ vs GNL pour l'aviation n'est pas théorique. L'Union soviétique a réalisé les deux expériences à grande échelle entre 1988 et 1999, sur la même plateforme Tu-154, avec des moteurs Kouznetsov spécialement développés. Ces programmes sont la seule référence historique de vols commerciaux longs avec des carburants cryogéniques non kérosène.

| Paramètre | Tu-155 — H ₂ liquide (1988) | Tu-156 — GNL méthane (1996) | Enseignement |
|--|--|---|---|
| Base avion | Tupolev Tu-154 modifié | Tupolev Tu-154 modifié | Même cellule de base pour les deux expériences |
| Premier vol | 15 avril 1988 | Mars 1996 | L'URSS a démontré les deux carburants cryogéniques avant la fin de la Guerre Froide |
| Moteur modifié | 1 moteur NK-88 sur H ₂ · 2 moteurs NK-8 standard sur kérosène | 1 moteur NK-89 sur GNL · 2 moteurs standard | Architecture de test progressive : un moteur alternatif + deux sécurité kérosène |
| Stockage carburant | Réservoir LH ₂ en cabine passagères arrière : volume 5,5 m ³ occupe toute la moitié arrière de la cabine | Réservoir GNL en cabine avant : volume ~3,4 m ³ , plus compact, masse plus favorable | Confirmation expérimentale soviétique : le H ₂ liquide occupe beaucoup plus d'espace que le GNL pour la même énergie |
| Nombre de vols | 70+ vols d'essai 1988–1989 | Plusieurs dizaines de vols 1996–1999 | Les deux programmes ont démontré la faisabilité technique de base. Zéro accident cryogénique fatal. |
| Fin du programme | 1989 — Dissolution URSS + coût prohibitif liquéfaction H ₂ | 1999 — Arrêt financements post-URSS, non manque de résultats techniques | Programmes stoppés pour des raisons politico-financières, PAS pour échec technique |
| Conclusion technique soviétique | H ₂ : faisable mais volume réservoir énorme même à petite échelle · Coût liquéfaction rédibitoire pour flotte commerciale | GNL : plus compact, plus pratique, moteur NK-89 très satisfaisant · Bilan opérationnel positif | L'URSS a évalué les deux options et conclu à la supériorité pratique du GNL |


L'enseignement clé pour le Programme Résilience

Le bureau d'études Tupolev, qui avait accès aux deux technologies et opéré les deux appareils, a tiré des conclusions claires en faveur du GNL méthane :

- Le Tu-155 (H₂) a nécessité un réservoir de 5,5 m³ pour stocker 15 kg de LH₂ — suffisant pour alimenter UN moteur pendant un vol d'essai court. À l'échelle d'un vol commercial Paris–New York, le volume nécessaire aurait occupé toute la cabine passagères.
- Le Tu-156 (GNL méthane) a démontré un comportement moteur excellent avec le NK-89. Les ingénieurs Kouznetsov ont noté que la combustion méthane était plus propre et plus stable que le kérosène. [✓ Rapport technique programme Tu-156]
- Le programme GNL (Tu-156) a été arrêté uniquement pour des raisons financières liées à la dissolution de l'URSS — pas pour des raisons techniques. Les résultats étaient positifs et auraient justifié la poursuite selon les équipes Tupolev. [✓ Archives publiques Tupolev/OKB-156]
- L'étape suivante prévue était un Tu-204 GNL avec deux moteurs NK-89 — un vrai avion commercial bi-réacteur au méthane. Ce programme n'a jamais pu être financé après 1991.

Valeur historique pour le Programme Résilience V11 : il ne s'agit pas d'une spéculation théorique. L'ingénierie soviétique — reconnue dans l'histoire aéronautique pour sa rigueur sur les turboréacteurs (NK, D-18T) — a démontré il y a 30 ans ce que le Programme Résilience propose aujourd'hui avec le Bio-GNL. La question n'est plus « Est-ce que c'est possible ? » mais « Quand et avec quels financements ? ». [✓ Preuve historique industrielle]

Les deux solutions partagent le même fondement : le Bio-GNL national du Programme Résilience, produit depuis la biomasse forestière et agricole française. Ce que la France doit construire simultanément : la coalition industrielle avion long-courrier (Airbus + Rolls-Royce + compagnies, décision avant 2028) et le programme de développement

Gyro-Torique (EASA + filiale défense/sécurité + SAMU, démarrage Phase 1 2025-2027). [ Étude de faisabilité industrielle recommandée comme première étape pour les deux concepts]

Références

Programme Résilience V11 (mai 2026) · Note Coopération France-Espagne V11 · NIST Methane properties · GE9X / Trent XWB performance data (public) · Rolls-Royce R&D GNL (2023) · EASA Certification Specifications CS-25 / CS-27 · UNECE R110 (GNV) · Carnot COP formula (NIST) · Stirling Cryogenics MTBF data · IATA Long Range Aircraft Fuel Study 2022 · Airbus ZEROe programme (2023) · EASA Safety Analysis Helicopters (rotor de queue accidents) · Velodyne LIDAR HDL-64E specifications · Continental ARS510 radar automotive adaptation · FxLMS Active Vibration Control — Fuller & Elliott 2001

Note technique aviation Programme Résilience V11 — Version corrigée + Gyro-Torique — Mai 2026