

H350-64

Rigid Airship Master Design Paper

Consolidated v1.3 Theory Closure Release

STATUS Wissenschaftlicher Preliminary-Design- und Pre-Test-Stand. Dieses Dokument ist keine Bau-, Betriebs-, Flug- oder Zulassungsfreigabe. Es konsolidiert die Entwicklung v0.1 bis v1.2 und ergänzt die bis zum 19.09.2026 ohne neue experimentelle Evidenz sinnvoll ausführbaren Reduced-Order- und Bounding-Analysen.

Autor: Chris Oesterreich

Konfiguration: H350-64, Starrluftschiff

Datum: 19. September 2026

Dokumentstand: v1.3 - Theory Closure

Baseline: 350 m x 64 m | 604,14 t | 48 H₂-Traggaszellen | 8 elektrische Pods

Energie: 2 x 4 t LH₂ Brennstoff | 7 x 0,75 MW PEMFC | 1,0 MWh LFP

Grundregel: Traggas-H₂ und Brennstoff-H₂ sind strikt getrennt; Traggas wird nicht als Brennstoff verwendet.

Zusammenfassung

Dieses Master-Paper fasst die vollständige bisherige H350-Entwicklung von v0.1 bis v1.2 in einem kontrollierten Dokument zusammen und ergänzt sie um eine neue v1.3-Theory-Closure-Kampagne. Die aktuelle Gesamtflugzeugbaseline bleibt H350-64 v1.0: 350 m Länge, 64 m Maximaldurchmesser, 604,14 t Designmasse, 27 Primärringe, 24 Longerons, 48 unabhängige Niederdruck-H₂-Traggaszellen, 60 Doppelkabinen für 120 Gäste, acht elektrische 0,75-MW-Propulsoren, sieben 0,75-MW-PEM-Brennstoffzellenmodule, vier 250-kWh-LFP-Subpacks und zwei getrennte 4-t-LH₂-Brennstofftanks. v1.1 friert die Post-PDR-Closure-Strategie ein; v1.2 bringt den ersten Strukturtestartikel TA-01 bis zur Development-Manufacturing-Definition.

v1.3 führt zusätzliche analytische und numerische Reduced-Order-Rechnungen aus, soweit dies mit den vorhandenen Projektparametern ohne neue Material-, Hersteller- oder Versuchsdaten belastbar möglich ist. Neu behandelt werden insbesondere Hot/High-Aerostatik einschließlich Traggaszellen-Ausfällen und Niederschlagsmasse, H₂-Reinheit, Mission/Produktwasser/CG, Brennstoffzellen-Modulausfälle, Batterie-Pufferzeiten, vereinfachte Pod-Ausfallhüllen, Thermal-Derates, H350-64-Broadside-Windlasten, globale Biegemoden, Rotorfrequenzabstände, 1.500-VDC-Verluste und Fault-Energy, H₂-Ventilationsgrenzen, LH₂-Leistungsverluste/Boil-off, Evakuierung bei blockierten Kernen sowie Fertigungs-Toleranzakkumulation. Die Rechnungen sind Screening- und Bounding-Evidenz; sie ersetzen High-Fidelity-RANS/URANS, nonlinear Shell/Solid-FEA, kryogene Zweiphasenmodelle oder physische Tests nicht.

Kapitel 6 bildet die verbleibende Verifikationsarbeit als ausführliche Roadmap ab: solver-gated Analysen, 13 Hardware-/Fahrzeugtests, geeignete europäische Einrichtungen, RFQ-Eingaben, typische Vorlaufzeiten und unabhängige 2026-ROM-Kostenspannen. Die Kostenzahlen sind ausdrücklich keine Anbieterangebote. Für die Summe aller gelisteten Einzelzeilen ergibt sich rein arithmetisch ein Planungskorridor von etwa 25 bis 164 Mio. EUR mit ca. 64 Mio. EUR Basispunkt; diese Summe ist kein belastbares Programmbudget, da Alternativen und Überschneidungen enthalten sind und insbesondere Flugprototyp, neue 380 x 85 x 80-m-Integrationsinfrastruktur und Redesignkosten nicht enthalten sind.

Dokumentkontrolle und Evidenzhierarchie

Ebene	Bedeutung	Status im v1.3-Master
A	Mess-/Testdaten, behördlich akzeptierte Evidenz	Noch nicht vorhanden, außer Literatur-/Normreferenzen
B	High-Fidelity-Rechnung mit validiertem Solver, Mesh-/Konvergenznachweis	Geplant / solver-gated
C	Reproduzierbare Reduced-Order-/Bounding-Rechnung	Umfangreich vorhanden; v1.3 erweitert
D	Engineering-Annahme / Designregel	Nur mit Kennzeichnung; benötigt spätere Substantiierung

WICHTIG "Theoretisch abgeschlossen" bedeutet in diesem Dokument: Alle mit den aktuell vorhandenen, kontrollierten Projektparametern sinnvoll ausführbaren Reduced-Order- und Bounding-Rechnungen sind abgearbeitet oder als explizites Solver-Handoff spezifiziert. Es bedeutet nicht, dass jede denkbare CFD-/FEA-Rechnung ohne validierte Materialkarten, Detail-CAD, Herstellerkennfelder oder Solver-Infrastruktur bereits numerisch ausgeführt wurde.

Inhaltsübersicht

1. Ziel, Scope und Nachweisphilosophie

2. Entwicklungsgeschichte v0.1 bis v1.2
 3. Authoritative H350-64 Systembaseline
 4. Konsolidierter technischer Stand bis v1.2
 5. v1.3 Theory Closure: zusätzliche theoretische Nachweise
 6. Noch zu erledigen: High-Fidelity-Analysen, Tests, Anbieter, Kosten und Gate-Plan
 7. Schlussfolgerung und nächster Entwicklungszustand
- Anhang A: Analysis-/Testkampagnen
- Anhang B: Anbieterregister
- Anhang C: v1.3-Rechenartefakte
- Anhang D: kontrollierte Zeichnungsblätter
- Literatur und externe Referenzen

1. Ziel, Scope und Nachweisphilosophie

1.1 Forschungsziel

Das H350-Programm untersucht die ingenieurwissenschaftliche Plausibilität eines realmaßstäblichen, 350 m langen Starrluftschiffs mit touristischer Passagiernutzung, verteiltem Elektroantrieb und Wasserstoffsystemen. Der Entwurf soll nicht durch ein einzelnes "Machbarkeitsargument" getragen werden, sondern durch eine wachsende, nachvollziehbare Evidenzkette aus Geometrie, Aerostatik, Massen, Lasten, Energie, Safety, Fertigung, Verifikation und Konfigurationskontrolle.

Die zentrale Sicherheitsarchitektur trennt zwei Wasserstofffunktionen strikt. Niederdruck-H₂ dient ausschließlich als Traggas in voneinander separierten Gaszellen. Für die Brennstoffzellen existiert ein eigenständiges LH₂-Brennstoffsystem. Ein normaler oder Notbetrieb, der Traggas für die Energieerzeugung nutzt, ist nicht Teil der Baseline. Höhen- und Massenmanagement stützen sich auf aerodynamische Steuerung, Schubvektorisierung, Wasser-/Trimmanagement und Betriebsverfahren.

1.2 Modellierungsgrenze

Das Dokument unterscheidet bewusst zwischen mathematisch lösbar und ingenieurwissenschaftlich belastbar. Wo Eingabedaten fehlen, werden keine scheinpräzisen Material-, Brand-, Ausfall- oder Zertifizierungswerte erfunden. Stattdessen werden dimensionsrichtige Bounding-Rechnungen ausgeführt, Sensitivitäten gezeigt und die fehlenden Eingaben als Entry Gate für den nächsten Nachweisschritt registriert.

1.3 Aktueller Gate-Status

Gate	Stand	Bedeutung
PDR-01 bis PDR-09	MET	Konfiguration, Requirements, Interfaces, Masse/CG, Loads, FHA/FMEA, Risiken, Verifikationsplan und Fertigungskonzept sind als Preliminary-Design-Basis definiert.
PDR-10	OPEN	Zertifizierungsbasis ist noch nicht mit der zuständigen Behörde vereinbart.
PDR-11	OPEN	High-Fidelity RANS/URANS und Shell/Solid-FEA sind spezifiziert, aber nicht extern ausgeführt.
PDR-12	OPEN	Kritische Hardware-/Safety-Tests sind definiert, aber physisch nicht ausgeführt.
TCG-1 v1.3	MET - project internal	Reduced-Order-/Bounding-Theorie mit vorhandenen Daten ist bis zur definierten Erkenntnisgrenze abgearbeitet.

2. Entwicklungsgeschichte v0.1 bis v1.2

Die Versionen v0.1 bis v1.2 sind keine voneinander unabhängigen Konzepte. Jede Version ersetzt oder präzisiert Teile des vorherigen Stands. Der v1.3-Master bewahrt die Historie, verwendet für aktuelle Zahlen aber grundsätzlich die jüngste kontrollierte Evidenz.

Version	Datum	Konfiguration	Hauptfortschritt
v0.1	17.09.2026	H350-60	Erster konsistenter realmaßstäblicher Vorentwurf; 350 m Länge; Wasserstoff-Traggas; strikte Traggas/Brennstoff-Trennung; elektrische Pods; Mass-,

Version	Datum	Konfiguration	Hauptfortschritt
			Auftriebs- und Safety-Grundarchitektur.
v0.2	17.09.2026	H350-62	Durchmessertrade auf 62 m; 48 Gaszellen; 60 Kabinen; 27 Ringe/24 Longerons; CG-/Trim-/Bodenfüllgradmodell; 8 t getrenntes LH2 als Energieträger.
v0.3	17.09.2026	H350-62	Gemeinsames 3D-Mastermodell, Massen-/Trägheitsmodell, Beam-FEM, 6-DOF-Screenings, feste Pod-/Tankpositionen, Missions-/Wasserbilanz.
v0.4	17.09.2026	H350-62	CFD-ready Multi-Body-Geometrie, Added Mass, lokale FE-Ersatzmodelle, Mooring-Wind, LH2-Thermal, H2-Dispersion, Evakuierungs-Monte-Carlo.
v0.5	17.09.2026	H350-62	Aerodynamischer Drag Build-up, BEMT/Propeller-Screening, Leistungs- und Interaktionsvertiefung.
v0.6	17.09.2026	H350-64	Durchmesser-Freeze 64 m; Ground Handling mit Weather-Vaning; aktualisierte BEMT; PEMFC-Thermalmanagement; 603,4-t-Klasse.
v0.7	17.09.2026	H350-64	1,0-MWh-LFP-Batterie physisch auf Subpacks verteilt; Ground-Dynamics; 10-m-Propellertrade; Hot-Day-Monte-Carlo; lokale Strukturscreens.
v0.8	17.09.2026	H350-64	Bemaßte Systemarchitektur; CFRP-Boxquerschnitte; Hardpoint-Loadpaths; dualer 1.500-VDC-Bus; LH2/GH2/Vent-Routing; General Arrangement.
v0.9	17.09.2026	H350-64	Laminat-/Hardpoint-Screening; geometrisch nichtlineares Panel; LH2-Relief; HV-Kurzschluss/Sectionalizing; 3D-Keep-outs; modulare Fertigung.
v1.0	18.09.2026	H350-64 PDR	Conditional PDR baseline freeze; 65 Requirements; 34 Load Cases; FHA/FMEA; 10 ICDs; CFD/FEA-/Hardware-Testprogramm; Risiko-/Action-Register.
v1.1	18.09.2026	Post-PDR	P0-Closure-Strategie und vier priorisierte Testartikel TA-01 bis TA-04; Konfiguration und Flugmasse unverändert.
v1.2	18.09.2026	TA-01	Ringknoten/Hardpoint-Testartikel bis Manufacturing-Definition, BOM, Fixture, Instrumentierung, 42 Witness Coupons und 12 Prüfphasen.
v1.3	19.09.2026	Theory Closure	Master-Konsolidierung + zusätzliche theoretische Reduced-Order-/Bounding-Analysen + ausführliche externe Verifikations-/Kostenroadmap.

SUPERSEDED-REGEL Historische Werte wie 60/62 m Durchmesser, 557,5 t Massenbudget oder

frühere Batterie-/PEMFC-Auslegungen bleiben als Entwurfsweg dokumentiert, dürfen aber nicht als aktuelle H350-64-Freeze-Werte verwendet werden.

3. Authoritative H350-64 Systembaseline

3.1 Kernparameter

Parameter	Freeze-/Arbeitswert	Evidenzstand
Gesamtlänge	350 m	v1.0 freeze
Maximaldurchmesser	64 m	v0.6/v1.0 freeze
Hüllenvolumen	ca. 699.524 m ³	v0.6+, v1.3 numerisch 699.530 m ³
Benetzte Fläche	ca. 53.283 m ²	v0.8/v1.3
Designmasse	604,14 t	v1.0 freeze
Entwicklungsreserve	47,42 t	v1.0 freeze
Schwerpunkt	x = 174,99 m; z = -2,87 m	v1.0 freeze
Primärstruktur	27 Primärringe / 24 Longerons / 26 Sekundärhoops	v1.0
Traggas	48 unabhängige Niederdruck-H ₂ -Zellen	v1.0
Passagierlayout	60 Doppelkabinen / 120 Gäste / 10 Evakuierungskerne	v1.0
Propulsion	8 x 0,75 MW elektrische Pods	v1.0
PEMFC	7 x 0,75 MW = 5,25 MW installiert	v1.0
Batterie	4 x 250 kWh LFP = 1,0 MWh nominal / 0,8 MWh nutzbar	v0.7-v1.0
HV	zwei segmentierte 1.500-VDC-Längsbusse	v1.0
Brennstoff	2 x 4 t LH ₂ , getrennt vom Traggas	v1.0
Thermal	5 x 1,05 MWth Kühlmodule als v0.7/v1.3-Screening	v0.7/v1.3

3.2 Struktur- und Fertigungsbaseline

Die v0.8/v0.9-Struktur verwendet 500 x 280 x 4-mm-CFRP-Boxlongerons, primäre Ringstrukturen und sekundäre Anti-Buckling-Hoops. Der explizite v0.9-Laminat-Screen liefert für den verwendeten Projektlagenplan eine axiale Ersatzsteifigkeit E_x von etwa 68,9 GPa. Der 6,25-m-Panel-Ersatzversuch ergab im geometrisch nichtlinearen Stabmodell 6,97 mm maximale Knotenverschiebung und 236,5 kN maximale Longeron-Kompression. Dies ist ein Lastpfadnachweis auf Screeningniveau, kein Shell-/Solid-FEM- oder Materialallowables-Nachweis.

Die Fertigungsarchitektur zerlegt die 27 Primärringe in 648 Sektoren, die 26 Sekundärhoops in 624 Sektoren und die 24 Longerons in 1.248 Segmente. Die Whole-Ship-Integration wurde als frühe Facility-Hülle von etwa 380 x 85 x 80 m abgeschätzt. v1.3 zählt daraus rund 2.496 große Segment-/Splice-Joints; diese Zahl begründet die hohe Bedeutung von Jigs, Metrologie, NDI, digitalem Configuration Management und wiederholbaren Bond-/Fastener-Prozessen.

3.3 Energie- und Wasserstoffarchitektur

Das Energiesystem nutzt ausschließlich das separate 8-t-LH2-System als Brennstoffquelle für die PEMFC. Die 48 Traggaszellen sind weder Speichertank noch Reservebrennstoff. Die Batterie ist ein Leistungs- und Sicherheitsbuffer für Peak Shaving, Black Start, Lastsprünge und kontrollierte Notleistung, nicht der primäre Missionsenergiespeicher.

v0.9 ersetzt den frühen einzelnen 80-mm-Emergency-Ventansatz durch zwei unabhängige 100-mm-Emergency-Riser je 4-t-Tank plus separaten 50-mm-Normal-BOG-Pfad. Im einphasigen Choked-Gas-Screen liegt die Kapazität beider 100-mm-Riser zusammen bei 8,79 kg/s; beim definierten 10-kW/m²-Wärmeeintrag ergab sich eine Screening-Margin von 4,68. Zweiphasenflashing, reale Ventilkennfelder, Druckverluste, Backpressure und Tanktransienten bleiben Test-/High-Fidelity-Gates.

3.4 Requirements, Safety und Configuration Control

Register	Umfang	Kommentar
Requirements	65	18 CLOSED_PDR / 34 PARTIAL / 13 OPEN
Load Cases	34	Aerostatik, Flug, Böen, Pod-Ausfälle, Mooring, Struktur, H2/LH2, Batterie/HV, Thermal, Cabin Fire, Lightning, Proof
FHA	22 Failure Conditions	Preliminary; keine SSA
FMEA	30 Zeilen	Komponenten-/Fahrzeugwirkung, Detection, Design Control
ICDs	10	Kontrollierte Subsystem-Interfaces
Top Risks	10	Ground Handling, LH2 fire/relief, H2 ignition, composites, battery, thermal, aero, controls, evacuation, industrialisation
CFD/URANS	15 Cases	Solver-ready, nicht ausgeführt
FEA	10 Cases	Solver-ready, nicht ausgeführt
Hardware/Vehicle Tests	13	Coupon bis Flight Test

4. Konsolidierter technischer Stand bis v1.2

4.1 Aerostatik und Hot-Day-Reserve

Der 64-m-Durchmesser wurde gewählt, nachdem die 62/63-m-Varianten unter aktualisierten Systemmassen die projektinterne Hot-Day-Reserve nicht mehr robust hielten. v0.7 ergänzte ein Monte-Carlo-Screening: bei 50 °C lag die mediane aerostatische Reserve bei etwa 15,0 t; 98,9 % der 30.000 Stichproben blieben positiv, während mindestens 10 t Reserve in 77,5 % erreicht wurden. v1.3 ergänzt diese probabilistische Sicht um deterministische Hot/High-, Zellverlust- und Niederschlagsgrenzen.

4.2 Aerodynamik und Propulsion

Der kontrollierte Reduced-Order-Widerstand liegt bei 100 km/h in der H350-64-Baseline bei etwa 79 kN. Der v0.7-Propellertrade priorisierte einen 10-m-/6-Blatt-Propeller; der Screening-Arbeitspunkt lag bei etwa 396 kW Wellenleistung je Pod und rund 41,3 kN statischem Schub. Interaktion zwischen Hülle, Pods, Leitwerk und großen Propellern bleibt einer MRF-/Actuator-Disk-RANS-Kampagne und Windkanalkorrelation vorbehalten.

4.3 Ground Handling

Broadside-Mooring ist für ein 350-m-Luftschiff ein dominanter Lasttreiber. Das Konzept wurde deshalb in v0.6 auf einen niedrig gehaltenen, frei gierenden Mast mit Weather-Vaning und gelenkten Bodenwagen umgestellt. Ein

kontrollierter, nahezu ausgerichteter Zustand reduziert die effektive Seitenlast im Screening drastisch. Der 20-m/s-Broadside-Fall bleibt bewusst als abnormaler/emergency Load Case im Register und darf nicht zum Normalbetriebsfall umetikettiert werden.

4.4 Hochvolt und Batterie

Die Batterie besteht aus vier räumlich getrennten LFP-Subpacks. Der duale 1.500-VDC-Bus wird in vier Schutzsektionen je Längsbus segmentiert. Für einen repräsentativen Busfehler ergab v0.9 einen prospektiven Strom von etwa 30,47 kA und bei 3 ms primärer Clearing-Zeit eine einfache $V \cdot I \cdot t$ -Quellenenergie-Obergrenze von 137 kJ. Diese Größe ist kein Arc-Flash-Incident-Energy-Nachweis für Personen.

4.5 TA-01 v1.2

TA-01 ist der erste v1.1-Hardwareartikel, der bis zu einer Development-Manufacturing-Definition heruntergebrochen wurde. Er bildet den 500 x 280 x 4-mm-Longeron, lokalen Ringtruss-Kontext und den 25-mm-Hardpoint ab. Die geschätzte Artikelmasse beträgt 90,8 kg. Das Release enthält BOM, 2-Blatt-A3-Zeichnung, vereinfachte 3D-Layouts, dreiaxsiges Fixture, Instrumentierung, 42 Witness Coupons, 12 Prüfphasen und 10 Akzeptanzkriterien. Release-Status: MANUFACTURING_DEFINITION_READY, nicht physisch getestet und keine Flughardware.

5. v1.3 Theory Closure: zusätzliche theoretische Nachweise

THEORY-CLOSURE-REGEL Jede folgende Zahl ist entweder ein reproduzierbares Reduced-Order-/Bounding-Ergebnis oder ausdrücklich eine Sensitivität. Sie wird nicht in einen Zertifizierungs- oder Bauwert umetikettiert. Wo Detaildaten fehlen, endet die Rechnung mit einem klaren Gate statt mit erfundenen Eingabewerten.

5.1 Geometrische Reproduktion

Die analytische v1.3-Hüllenfunktion reproduziert ein Volumen von 699.530 m³ gegenüber dem kontrollierten Referenzwert 699.524 m³. Die numerisch integrierte benetzte Fläche beträgt 53.284 m² gegenüber 53.283 m². Die Abweichungen sind für einen unabhängigen Rechenlauf vernachlässigbar und bestätigen die Geometrieconsistenz der Reduced-Order-Kette.

5.2 Hot/High-Aerostatik, Zellausfall und Reinheit

Die v1.3-Aerostatik nutzt ISA-Druck, ideales Gas, 250 Pa Zellüberdruck und 99,5 % H₂ als konservativen Basisscreen. Bei 604,14 t benötigt das Fahrzeug am Meeresspiegel ungefähr 81,46 % Hüllvolumen bei 35 °C und 85,42 % bei 50 °C. Gegen die maximale projektinterne Zellzuweisung von 88 % bleiben damit nur 6,54 bzw. 2,58 Prozentpunkte Kapazitätsreserve.

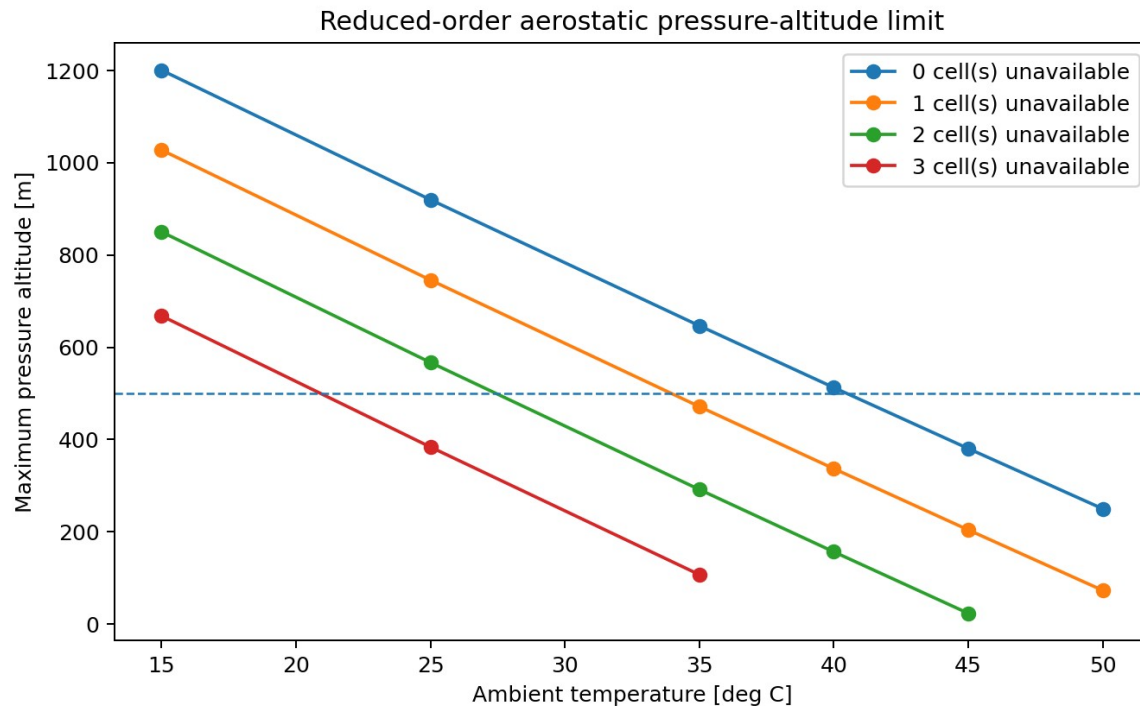


Abbildung 1: Deterministische v1.3-Druckhöhen-Grenze als Funktion von Temperatur und ausgefallenen Traggaszellen.

Besonders relevant ist die Kopplung mit der Druckhöhe: ohne Zellausfall liegt die rechnerische 88%-Kapazitätsgrenze bei etwa 647 m Druckhöhe für 35 °C und nur rund 250 m für 50 °C. Mit einer nicht verfügbaren von 48 Zellen sinkt sie auf etwa 472 m bei 35 °C und rund 73 m bei 50 °C. Zwei nicht verfügbare Zellen begrenzen den Meeresspiegel-Hot-Day-Screen bereits auf ungefähr 45,9 °C. Diese Werte machen Hot/High-Dispatch und Zellverfügbarkeitsregeln zu einem expliziten Operations-/Design-Trade.

Die H₂-Reinheit ist ebenfalls nicht beliebig. Im 50-°C-Screen sinkt die Kapazitätsreserve bei 99,5 % H₂ auf 2,58 Prozentpunkte, bei 98 % auf etwa 1,27 Punkte; ein hypothetischer 95%-Wert würde die 88%-Kapazitätsgrenze bereits überschreiten. Das ist kein Reinheitsspezifikations-Nachweis, zeigt aber, dass reale Purity-/Feuchte-/Kontaminationsdaten in den späteren Dispatch- und Füllalgorithmus gehören.

MODELLGRENZE Ein wärmeres Traggas erscheint im idealen Constant-Pressure-Density-Screen pro Volumen geringfügig leichter. Das darf nicht als operativer Vorteil interpretiert werden: reale Zellen expandieren, erreichen Volumen-/Druckgrenzen, tauschen Wärme mit der Hülle aus und besitzen Permeation. Diese thermoelastische Dynamik ist ein späteres Material-/CFD-/Versuchsproblem.

5.3 Niederschlag und Zusatzmasse

eq. Wasserfilm [mm]	Masse [t]	T [°C]	erf. Fill [%]	Headroom [pp]
0	0,00	35	81,46	6,54
0	0,00	50	85,42	2,58
0.1	5,33	35	82,17	5,83
0.1	5,33	50	86,17	1,83
0.25	13,32	35	83,25	4,75
0.25	13,32	50	87,31	0,69

eq. Wasserfilm [mm]	Masse [t]	T [°C]	erf. Fill [%]	Headroom [pp]
0.5	26,64	35	85,05	2,95
0.5	26,64	50	89,19	-1,19
1.0	53,28	35	88,64	-0,64
1.0	53,28	50	92,96	-4,96

Ein äquivalenter zurückgehaltener Wasserfilm von nur 0,25 mm über der benetzten Fläche entspricht bereits rund 13,32 t. Bei 50 °C reduziert er die Kapazitätsreserve auf etwa 0,69 Prozentpunkte; 0,5 mm wären im reinen Screening nicht mehr mit der 88-%-Grenze vereinbar. Die Rechnung bedeutet nicht, dass sich ein homogener Film bildet. Sie ist eine bewusst einfache Massengrenze und begründet Drainage, Regen-/Eiswassererfassung und Wet-Weather-Dispatch als reale Designanforderungen.

5.4 Mission, Leistung, H₂-Verbrauch und Produktwasser

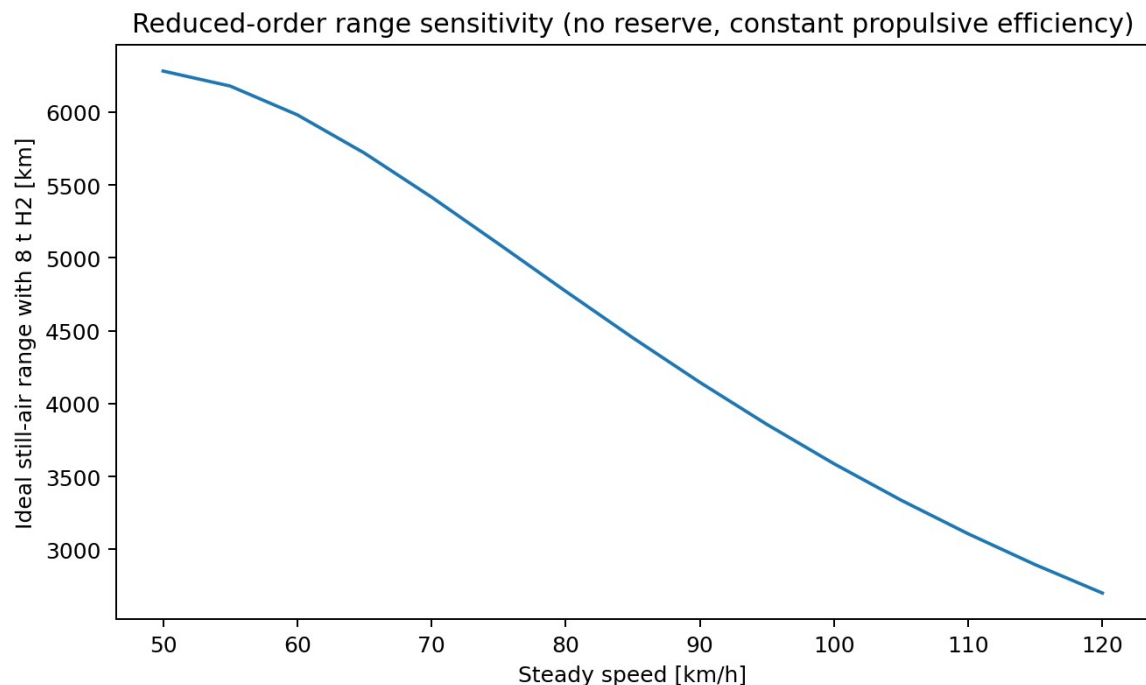


Abbildung 2: Reduced-Order-Reichweitensensitivität mit 8 t LH₂. Niedrige Geschwindigkeiten sind wegen konstant gehaltener Propulsoreffizienz optimistisch.

v [km/h]	PEMFC [MW]	H ₂ [kg/h]	H ₂ /25h [t]	Produktwasser [t]	abzuführendes Wasser* [t]
80	2,46	134	3,35	30,2	26,8
85	2,80	153	3,82	34,4	30,5
90	3,18	174	4,34	39,1	34,7
100	4,09	223	5,58	50,2	44,6

*Für den "mass-neutral" Wasseransatz wird je verbranntem kg H₂ ungefähr ein kg Produktwasser als Massenersatz zurückgehalten; der restliche Reaktionswasserstrom muss kontrolliert gespeichert, genutzt oder abgeführt werden. Bei 100 km/h ergeben sich im aktuellen Reduced-Order-Modell rund 4,09 MW Brennstoffzellenleistung, 223 kg/h H₂ und 5,58 t Brennstoffverbrauch über 25 h. Chemisch entstehen dabei rund 50,2 t Wasser; etwa 44,6 t wären über den massenneutralen Anteil hinaus zu managen.

Die CG-Sensitivität bestätigt die Strategie: reiner Brennstoffverbrauch aus dem vorderen Tankbereich verschiebt xCG nach hinten. Das Zurückhalten ungefähr gleicher Produktwassermasse nahe $x = 145$ m hält die Gesamtmasse konstant und den Längsschwerpunkt fast unverändert. Das Zurückhalten des gesamten Produktwassers wäre dagegen massenseitig unvertretbar und verschiebt den Schwerpunkt deutlich nach vorn.

5.5 PEMFC-Modulausfall und Batterie-Buffer

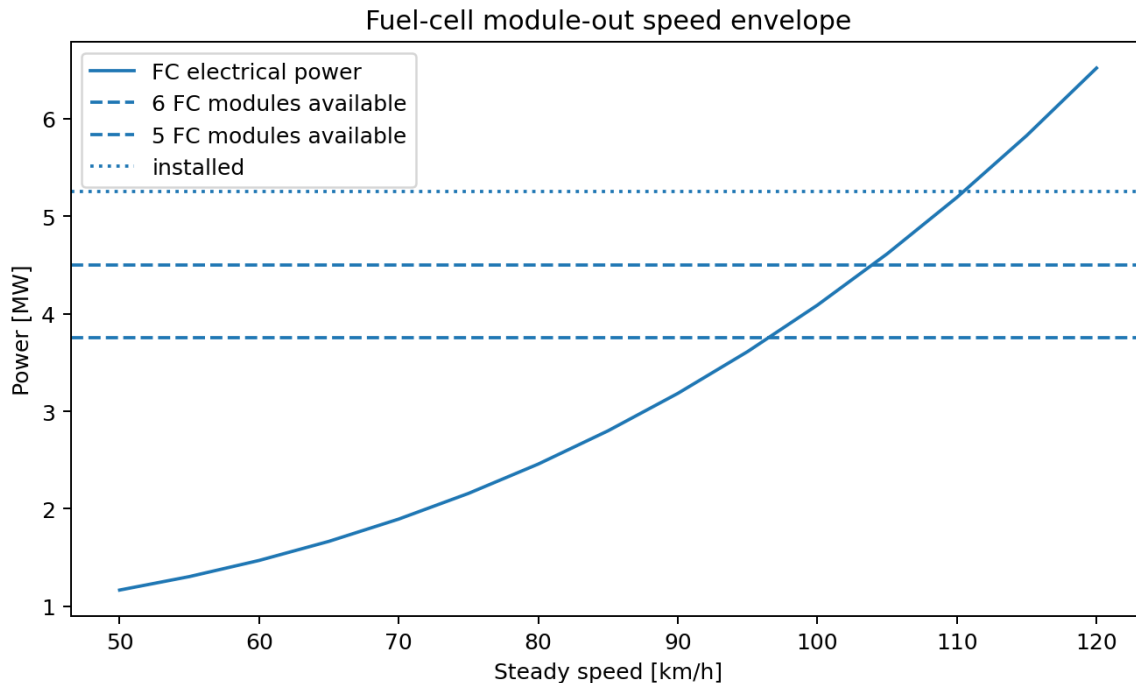


Abbildung 3: Reduced-Order-Leistungsbedarf gegen verfügbare PEMFC-Module.

PEMFC-Module verfügbar	Kapazität [MW]	max. steady speed [km/h]*
4	3.0	87,7
5	3.75	96,5
6	4.5	104,0
7	5.25	110,5

Batterieleistung [MW]	Dauer bei 0,8 MWh [min]
0.5	96,0
1.0	48,0
1.5	32,0
2.0	24,0
3.0	16,0
4.0	12,0

*Der Speed-Wert ist ein Drag/Power-Screen mit konstantem Wirkungsgrad. Mit vier verfügbaren 0,75-MW-PEMFC-Modulen verbleiben rechnerisch etwa 87,7 km/h, mit fünf rund 96,5 km/h und mit sechs rund 104,0 km/h. Die Batterie kann 4 MW nur ungefähr 12 Minuten, 2 MW etwa 24 Minuten und 1 MW rund 48 Minuten liefern. Das stützt ihre Rolle als Transient-/Emergency-Puffer statt als Langzeit-Ersatz für mehrere ausgefallene PEMFC-Module.

5.6 Pod-Ausfälle und vereinfachte Control-Allocation

Szenario	zero-yaw max thrust [kN]	thrust-limit [km/h]	combined screen [km/h]
nominal	144.0	135,0	110,5
one pod lost on one side	108.0	116,9	110,5
two pods lost opposite sides	108.0	116,9	110,5
two pods lost same side	72.0	95,5	95,5
three pods lost same side	36.0	67,5	67,5

Das Modell erzwingt ohne Leitwerks- oder Schubvektierungscredit gleiche nutzbare Seitenkräfte. Ein einzelner Pod-Ausfall bleibt in diesem konservativen Symmetrie-Screen eher energie- als schubbegrenzt; zwei Ausfälle auf derselben Seite reduzieren den Null-Gier-Speed auf rund 95,5 km/h, drei auf etwa 67,5 km/h. Dies ist keine Flugmechanikfreigabe, sondern eine gut nachvollziehbare Untergrenze für die spätere 6-DOF-/Control-Law-Arbeit.

5.7 Thermal-Derate

Kühlmodule verfügbar	Kapazität [MWth]	heat-limit speed [km/h]*
5	5,25	116,2
4	4,20	106,5
3	3,15	94,5

Die v1.3-Wärmebilanz reproduziert bei 100 km/h etwa 3,60 MW abzuleitende Wärme und liegt damit nahe dem früheren 3,7-MW-Designscreen. Mit fünf 1,05-MWth-Modulen ist der Wärmehaushalt im Modell bis etwa 116 km/h geschlossen, mit vier bis etwa 106 km/h und mit drei nur bis rund 94,5 km/h. Herstellerkennfelder, lokale Druckverluste und Hot-Day-Radiatorleistung bleiben zwingende Test-/Vendor-Inputs.

5.8 Broadside-Wind und globale Biegung

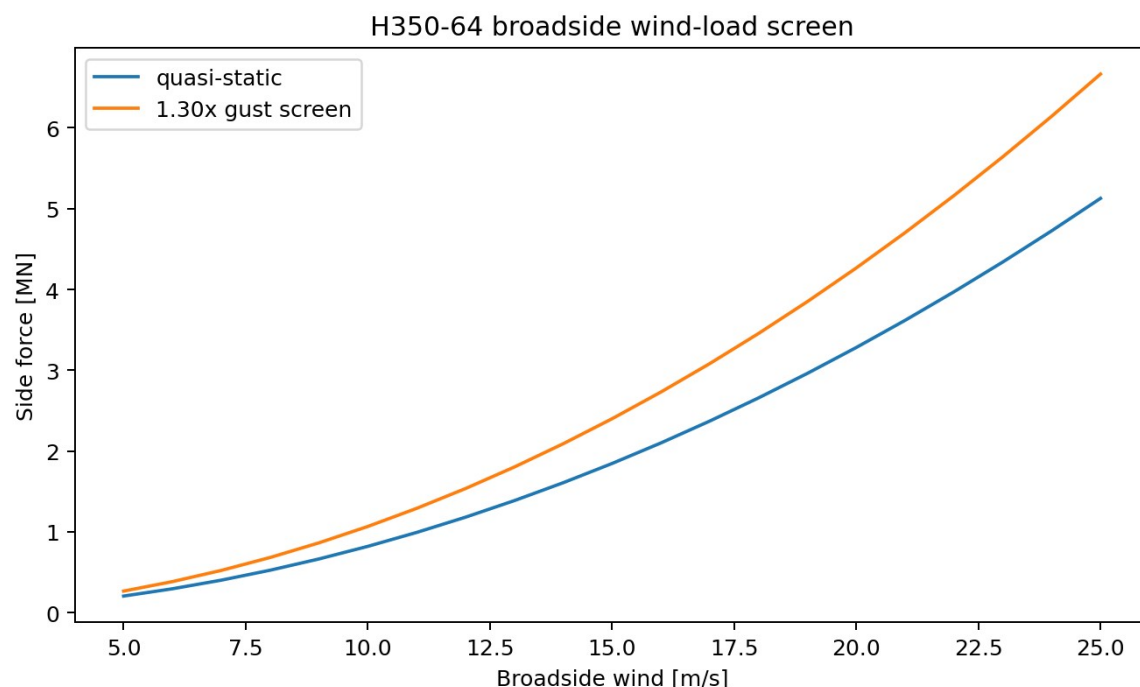


Abbildung 4: H350-64 Broadside-Seitenkraft und Nose-Moment über Windgeschwindigkeit im v1.3-Screen.

Aus der H350-64-Geometrie ergibt sich eine seitlich projizierte Fläche von rund 16.741 m². Mit $C_{d,y} = 0,8$ und 1,30 Gust-Faktor resultieren bei 20 m/s rund 3,28 MN quasistatische Seitenkraft bzw. 4,27 MN im Gust-Screen. Am 175-m-Hebel entspricht dies etwa 746 MNm Nose-Moment. Der Wert bestätigt, dass der vollständige Broadside-Notfall weder durch normale Mastdimensionierung noch durch lokale v0.9-Joint-Screens allein abgesichert werden kann: Weather-Vaning, Release-Logik und abnormaler Betriebsbereich sind systemkritisch.

global M [MNm]	max Longeron [kN]	nom. Stress [MPa]	280-MPa screen ratio
12.1	32	5,1	54,88
120	312	50,6	5,53
300	781	126,5	2,21
550	1.432	231,9	1,21
725	1.888	305,7	0,92

Das sehr einfache 24-Longeron-Biegemodell bleibt bei 550 MNm noch knapp oberhalb eines 1,2-Screeningverhältnisses, überschreitet den 280-MPa-Projektwert aber bei 725 MNm. Lokale Ring-, Knoten-, Beul- und Lastverteilungswirkungen fehlen. Das Ergebnis ist daher kein Nachweis, sondern eine klare Priorisierung von FEA-02 und der Ground-Handling-Architektur.

5.9 Globale Eigenfrequenzen und Forcing-Separation

E-Scale	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5
0.7	0,94	2,25	4,06	6,39	9,24
1.0	1,13	2,69	4,85	7,64	11,04
1.3	1,29	3,06	5,53	8,71	12,59

Mit 731,8 t transversaler Added-Mass aus v0.4 und einer aus 24 Longeronlinien homogenisierten Euler-Bernoulli-Struktur liegt der erste globale Biegemodenscreen bei etwa 1,13 Hz für den nominalen E-Wert; ein +/-30%-Steifigkeitstrade ergibt etwa 0,95 bis 1,29 Hz. Bei 360 rpm liegt Propeller-1P bei 6 Hz und der 6-Blatt-Pass bei 36 Hz. Die ersten Moden sind damit nicht direkt auf 1P/6P, Mode 3 bei etwa 4,85 Hz liegt aber deutlich näher an 1P als die niedrigeren Moden. Vor allem Control-Bandwidth/Flexible-Coupling muss mit FEA-09 und später GVT korreliert werden.

5.10 1.500-VDC-Verluste und Fault-Energy

L one-way [m]	I [A]	Delta U pair [V]	Drop [%]	I ² R [kW]
100	1000	4,70	0,31	4,7
100	2000	9,40	0,63	18,8
175	1000	8,23	0,55	8,2
175	2000	16,45	1,10	32,9
350	1000	16,45	1,10	16,5
350	2000	32,90	2,19	65,8

Clearing [ms]	V*I*t [kJ]	I ² t [A ² s]
1	45,7	9.284e+05

Clearing [ms]	$V \cdot I \cdot t$ [kJ]	$I^2 t$ [A ² s]
2	91,4	1.857e+06
3	137,1	2.785e+06
5	228,5	4.642e+06
10	457,1	9.284e+06

Für 1.200 mm² Aluminium je Polarität liefert der einfache Leiterscreen bei 175 m one-way und 2.000 A etwa 16,45 V Spannungsabfall bzw. 1,10 % und 32,9 kW Paarverlust. Bei 350 m sind es rund 32,9 V bzw. 2,19 % und 65,8 kW. Die Fehlerenergie skaliert direkt mit der Clearing-Zeit: 3 ms ergeben etwa 137 kJ, 10 ms bereits 457 kJ. Das macht nachweisbare Selectivity, Sensorlatenz, Pyrofuse-/Contactor-Dynamik und Partial-Discharge-/Insulation-Coordination zu harten Hardware-Gates.

5.11 H2-Ventilations-Bounds

H2 leak [g/s]	Target [vol-%]	Perfect-mix Q [m ³ /s]	Q [m ³ /h]
1	1.0	1,19	4.296
1	4.0	0,30	1.074
10	1.0	11,93	42.958
10	4.0	2,98	10.740
100	1.0	119,33	429.581
100	4.0	29,83	107.395

Der Perfect-Mix-Bound ist absichtlich keine reale Strömungssimulation. Schon 10 g/s H₂ verlangen rechnerisch etwa 11,9 m³/s Luft, um ein ideal durchmisches Volumen unter 1 vol-% zu halten; bei 100 g/s wären es rund 119 m³/s. Reale H₂-Plumes sind stark auftriebsgetrieben und können lokal höhere Konzentrationen bilden. Die Tabelle ist deshalb ein Anlagen-/Ventilations-Größenordnungsscheck und begründet CFD-11 sowie TEST-08.

5.12 LH2-Feed und Boil-off

L [m]	Flow factor	$\dot{m}_{\text{line}}$ [kg/s]	v [m/s]	Darcy dp [kPa]
50	1	0,0309	0,54	0,327
50	2	0,0619	1,09	1,307
100	1	0,0309	0,54	0,654
100	2	0,0619	1,09	2,615

q_{net} [W/m ²]	BOG beide Tanks [kg/h]	% von 8 t / Tag	25h [kg]
0.5	0,68	0,20	16,9
1	1,35	0,41	33,9
2.5	3,39	1,02	84,6
5	6,77	2,03	169,3
10	13,54	4,06	338,6
20	27,08	8,13	677,1

Bei der v0.8-Cruise-Größenordnung von 0,0619 kg/s Gesamt-H₂-Massenstrom ergeben zwei 32-mm-ID-Feeds rechnerisch nur etwa 0,54 m/s je Leitung und im einfachen Darcy-Modell geringe lineare Druckverluste. Das ist kein Kryonetz-Nachweis: Fittings, Phasenwechsel, Chill-down, Flashing, Ventil-Cv, Pump-/Druckaufbau und Transienten fehlen. Der Boil-off-Sweep zeigt gleichzeitig die hohe Bedeutung des effektiven Wärmeflusses: 5 W/m² entsprechen rund 6,77 kg/h über beide Tanks bzw. etwa 169 kg über 25 h.

5.13 Evakuierung und blockierte Kerne

ganze Kerne nicht verfügbar	eff. Kerne	P95 [s]	P99 [s]	<=90 s [%]
0	10	87.0	106.7	95.8
1	9	92.6	113.1	93.7
2	8	98.8	123.0	91.3
3	7	106.5	128.4	86.9
4	6	116.9	141.2	76.4

Die v0.4-Monte-Carlo-Ergebnisse zeigen eine klare Robustheitslücke des internen 90-s-Benchmarks: mit zehn verfügbaren Kernen liegt P95 bei 87 s; fällt ein kompletter Kern aus, steigt P95 bereits auf 92,6 s. Das ist kein regulatorischer Grenzwert, sondern ein Projektbenchmark. Es zeigt, dass Feuer-/Rauchzonierung, unabhängige Portale, lokale Kapazität und TEST-11 nicht als nachträgliche Kabinenthemen behandelt werden dürfen.

5.14 Fertigungs- und Toleranzscreen

Aus 1.248 Longeronsegmenten, 648 Primärringsektoren und 624 Sekundärhoopsektoren ergeben sich im Screening rund 2.496 wesentliche Segment-/Splice-Joints. Würden 52 hintereinanderliegende 6,25-m-Longeronsegmente jeweils einen unabhängigen +/-1-mm-Längenfehler tragen, läge die statistische RSS-Akkumulation bei etwa 7,2 mm; ein unphysikalischer Worst-Case gleicher Vorzeichen ergäbe 52 mm. Reale Erektionsblöcke und Jigs setzen die Kette regelmäßig zurück, aber die Rechnung quantifiziert, warum metrologische Datums, Tooling-Korrektur und As-built-Configuration-Control unverzichtbar sind.

5.15 Theory Closure Matrix

ID	Domäne	Status	theoretisch erledigt	verbleibendes Gate
TC-01	Geometry/aerostatics	CLOSED_REDUCED_ORDER	Analytic geometry reproduced; hot/high/cell-loss/rain/purity bounds executed	High-fidelity gas-cell thermoelastic dynamics needs measured membrane/permeation data
TC-02	Mass/CG/water management	CLOSED_REDUCED_ORDER	Fuel burn / product-water mass-neutral strategy and CG sensitivity executed	Detailed tank/trim/control implementation waits on hardware layout and mission data
TC-03	Propulsion/energy	CLOSED_REDUCED_ORDER	Drag-power-H ₂ , FC module-out, battery buffer, pod-out bounds executed	RANS/BEMT prop-hull interference and vendor maps still required
TC-04	Thermal	CLOSED_REDUCED_ORDER	N+1/N+2 cooling derate bounds executed	Radiator/fan maps and hot-day rig correlation require vendor/test data
TC-05	Global structure	CLOSED_REDUCED_ORDER	Global bending longeron bounds + beam modal screen executed	Nonlinear shell/solid joint/buckling/damage tolerance requires solver + validated material cards
TC-06	Ground handling	CLOSED_REDUCED_ORDER	H350-64 side-area and wind/moment bounds executed	Nonlinear multibody mast/trolley/contact requires detailed hardware stiffness/friction + solver
TC-07	HV	CLOSED_REDUCED_ORDER	1500 V bus loss + fault-energy time sensitivity executed	PD/insulation coordination requires actual

ID	Domäne	Status	theoretisch erledigt	verbleibendes Gate
				cables/connectors, pressure/contamination and lab evidence
TC-08	Hydrogen safety	CLOSED_REDUCED_ORDER	Perfect-mix ventilation bounds executed	3-D buoyant dispersion/ignition needs geometry, leak source details and CFD/test correlation
TC-09	LH2 fuel	CLOSED_REDUCED_ORDER	Feed-line friction and boil-off heat-flux bounds executed	Two-phase chilldown/relief/fire case needs valve/tank hardware data + cryogenic network/CFD
TC-10	Evacuation	CLOSED_REDUCED_ORDER	Blocked-core sensitivity extracted from v0.4 Monte Carlo trade	Smoke/toxicity/human behavior and full-scale drills remain empirical
TC-11	Manufacturing	CLOSED_REDUCED_ORDER	Segment/joint count and tolerance accumulation bounds executed	Process capability, NDI POD and defects require manufacturing trials
TC-12	Flight controls/aeroelasticity	PARTIAL_SOLVER_GATED	Global mode screen and pod-out force envelope executed	Aerodynamic derivatives, flexible modes, control-law HIL and GVT correlation are missing
TC-13	Certification/safety	PARTIAL_AUTHORITY_GATE D	PDR requirements/FHA/FMEA/ICD/o pen-action structure exists	Final certification basis, quantitative safety targets, SSA and authority agreement cannot be self-declared

TCG-1 DISPOSITION Der interne Theoretical Completion Gate ist mit v1.3 erfüllt: Die vorhandenen Daten tragen keine weiteren seriösen Reduced-Order-Verfeinerungen, die die dominanten offenen Risiken qualitativ ändern würden. Der nächste Wissenssprung braucht entweder (a) externe High-Fidelity-Solver mit Detail-CAD/Material-/Vendor-Inputs oder (b) reale Mess-/Testdaten. Genau diese Arbeiten werden in Kapitel 6 geplant.

6. Noch zu erledigen: High-Fidelity-Analysen, Tests, Anbieter, Kosten und Gate-Plan

6.1 Was "noch zu tun" jetzt bedeutet

Nach v1.3 ist die offene Arbeit nicht einfach eine längere Liste weiterer Handrechnungen. Sie fällt in vier Evidenzklassen: externe High-Fidelity-Rechnung, Material-/Komponentenprüfung, subsystem-/human-factor validation und integrierter Fahrzeug-/Flugnachweis. Jede Klasse hat andere Entry Gates und Kostenrisiken. Die Reihenfolge ist entscheidend: ein teurer Fahrzeugtest darf nicht die Funktion eines fehlenden Coupon- oder CFD-Nachweises übernehmen.

- Phase A - External analysis and aerodynamic validation: 15 CFD/URANS cases, 10 nonlinear/modal FEA cases, flight-control/aeroelastic model, H2/LH2 multiphysics and wind-tunnel correlation.
- Phase B - Materials/elements/subsystems: composite allowables, joints, TA-01, hardpoints, battery containment, 1.500-V HIL/PD, LH2 rig, H2 dispersion rig, PEMFC/thermal rig.
- Phase C - Integrated ground/human factors/electrical environment: mast/trolley dynamics, HIRF/EMC/lightning, evacuation/smoke mock-up and authority-facing safety closure.
- Phase D - Vehicle: whole-ship proof/GVT/systems ground test, then progressive flight envelope expansion.

6.2 Externe High-Fidelity-Analysen, die vor Hardware maximiert werden sollten

Diese Arbeiten sind weiterhin "theoretisch" im physikalischen Sinn, aber nicht mehr seriös mit den vorhandenen Reduced-Order-Daten allein durchführbar. v1.3 schließt sie daher nicht fiktiv, sondern liefert einen solver-ready Scope.

Ziel ist, Hardwaretests mit belastbaren Lasten und Hypothesen zu betreten statt teure Prüfstände als Entdeckungswerkzeug für grobe Modellfehler zu benutzen.

Case	Solver	Zweck	Projekt-Gate
CFD-01	RANS	Reference cruise	Drag ≤ 2 % Meshänderung; Momente ≤ 3 %
CFD-02	RANS	Low cruise	wie CFD-01
CFD-03	RANS	Max study	wie CFD-01; Separationssensitivität geschlossen
CFD-04	RANS sweep	Yaw derivatives	Fit residual ≤ 5 %
CFD-05	RANS sweep	Pitch derivatives	Fit residual ≤ 5 %
CFD-06	MRF/actuator disk	Pod-hull interaction	Thrust/Power ≤ 3 % Konvergenz
CFD-07	MRF/actuator disk	Static thrust interaction	keine unquantifizierte kritische Rezirkulation
CFD-08	RANS sweep	Tail control	Moment ≤ 3 % Konvergenz
CFD-09	RANS	Mooring aligned wind	Force ≤ 3 % Konvergenz
CFD-10	RANS	Single pod out	stabile Lösung + 6-DOF derivative mapping
URANS-01	URANS	Lateral gust	Peak ≤ 5 % bei Zeit-/Meshrefinement
URANS-02	URANS	Vertical gust	Peak ≤ 5 %
URANS-03	URANS	Weather-vane transient	Loads ins Multibody-Modell gemappt
CFD-11	Dispersion CFD	Fuel-H2 vent/leak	Grid/domain sensitivity + keep-outs
CFD-12	Dispersion CFD	Battery vent release	keine unmitigierte occupied-zone accumulation

Case	Modell	Zweck	Projekt-Gate
FEA-01	Global shell/beam	Cruise aero + buoyancy + mass	u/F mesh-refined ≤ 5 %, margins ≥ 1.5
FEA-02	Global nonlinear	20 m/s mooring/broadside transient	konvergiert; keine progressive Instabilität vor emergency limit
FEA-03	Local shell/solid	Nose capture/mooring fitting	lokale Allowables + TEST correlation
FEA-04	Shell/membrane	Gas-cell pressure/ring-longeron panel	Buckling gate nach knockdowns
FEA-05	Local shell/solid	Propulsor pylon root	margin ≥ 1.5 + correlation
FEA-06	Local shell/solid	Cabin/battery/PEMFC hardpoint	margin ≥ 1.5 + rig correlation
FEA-07	Local shell/solid	Tail root	margin ≥ 1.5 ; no instability
FEA-08	Local shell/solid	Evacuation-core cutout	margin ≥ 1.5
FEA-09	Modal/aeroelastic	Whole vehicle modes	mode/control/prop forcing separation + GVT plan
FEA-10	Damage tolerance	Impact/delam at node/longeron	residual criteria authority-agreed

Für AN-01 bis AN-04 setzt die Kostenmatrix unabhängige 2026-ROM-Werte von grob 0,15 bis 1,0 Mio. EUR je Arbeitspaket an, abhängig von Geometriaufbereitung, Solver-Lizenzen/HPC, Iterationen und Reviewtiefe. Das sind Planungswerte, keine Anbieterpreise.

6.3 Geeignete Einrichtungen und Anbieter

Die folgenden Einrichtungen wurden anhand ihrer aktuell öffentlich beschriebenen Fähigkeiten ausgewählt. Eine Nennung bedeutet keine Verfügbarkeits-, Kapazitäts- oder Zertifizierungszusage für H350. Für jede reale Beauftragung ist eine technische RFQ und eine Facility-Compatibility-Prüfung erforderlich.

Einrichtung	Ort	öffentlich beschriebene relevante Fähigkeit
IABG	Ottobrunn, Germany	Static/dynamic structural, fatigue, full-airframe/subsystem/component; EMC/HIRF/secondary lightning; virtual testing
Applus+ IMA Dresden	Dresden, Germany	Aerospace structural/material/component/full-scale tests; composites fatigue up to 2 MN and climatic exposure
DNW NWB	Braunschweig, Germany	Low-speed aeroacoustic/dynamic wind tunnel, 3.25 x 2.8 m, up to 90 m/s, 6-DOF dynamic mechanism
DNW LLF	Marknesse, Netherlands	Large low-speed wind tunnel, up to 9.5 x 9.5 m; powered/propeller aircraft and dynamic testing
DEKRA Battery Test Center	Klettwitz, Germany	Large-scale battery thermal propagation/fire testing under controlled conditions
BAM TTS	Horstwalde/Baruth, Germany	12 km ² technical safety site; fire/explosion, energy storage, H ₂ ; LH ₂ field planned
TUV SUD H2 Lab	Garching, Germany	H ₂ material/component/system testing; 150 MPa cycling, -40 to +180 °C, flow/permeation/leak testing
ZAL	Hamburg, Germany	Fuel Cell Lab open to partners; Cabin & Cargo Test Rig >200 m ² , 10 m high, segments to 15 m x 7.8 m

IABG beschreibt statische/dynamische Strukturprüfungen über die gesamte Testpyramide bis hin zu kompletten Flugzeugstrukturen, 5.000 m² Prüfhallen sowie ein ISO-17025-EMV-Labor mit DO-160-basierten Tests, HIRF >2.000 V/m und Simulation sekundärer Blitzeffekte. Applus+ IMA Dresden deckt Luftfahrt-Struktur-/Materialtests bis Full-Scale ab; für Composites nennt das Unternehmen Ermüdungsprüfungen bis 2 MN und Klimaeinfluss bis 85 °C/85 % RH bzw. -60 °C. DNW NWB bietet einen 3,25 x 2,8-m-Niedergeschwindigkeitskanal bis 90 m/s mit dynamischem 6-DOF-Mechanismus; DNW LLF in Marknesse bietet bis 9,5 x 9,5 m Testquerschnitt und ist für propellergetriebene Modelle geeignet.

DEKRA Klettwitz hat 2026 eine Fire-Test-Hall für Thermal-Propagation-Tests am Battery Test Center in Betrieb. BAM betreibt das 12-km²-TTS in Horstwalde mit Brand-/Explosionsfeldern und Energiespeichertests; ein Testzentrum für moderne Wasserstofftechnologien mit geplantem LH₂-Prüffeld wird aufgebaut. TÜV SÜD eröffnete 2026 in Garching ein H₂-Labor mit Material-/Komponenten-/Systemtests, Druckzyklen bis mindestens 150 MPa und -40 bis +180 °C. ZAL Hamburg bietet ein Fuel Cell Lab und einen über 200 m² großen, 10 m hohen Cabin & Cargo Test Rig.

FULL-SHIP-HINWEIS Für einen 350-m-H350 wurde in der Recherche keine bestehende Standard-Prüfhalle bestätigt, die Whole-Ship-Strukturproof, 380 x 85 x 80-m-Integrationshülle und vollständige Fahrzeuginstrumentierung einfach "buchen" lässt. TEST-12 muss deshalb als eigener Integrationsstandort/Programmteil geplant werden; IABG/IMA sind eher Know-how-/Subsystem-/Testengineering-Partner als automatisch passende 350-m-Halle.

6.4 Testprogramm TEST-01 bis TEST-13 mit Kosten und Entry Gates

ID	Arbeit	mögliche Anbieter	ROM [Mio. EUR]	Lead [Mon.]	Exec. [Mon.]
TEST-01	CFRP coupon allowables / hot-wet / static / fatigue	Applus+ IMA Dresden; IABG	0,18-0,70	2-5	3-9
TEST-02	Bonded/bolted CFRP joint element campaign	Applus+ IMA Dresden; IABG	0,12-0,50	2-5	2-6
TEST-03	TA-01 full-size ring-longeron node multi-axial structural test	Applus+ IMA Dresden; IABG	0,20-0,90	3-6	2-5
TEST-04	Cabin/battery/PEMFC hardpoint rig	Applus+ IMA Dresden; IABG	0,12-0,55	2-5	1-4
TEST-05	250 kWh representative	DEKRA Battery Test	0,15-0,80	3-8	1-4

ID	Arbeit	mögliche Anbieter	ROM [Mio. EUR]	Lead [Mon.]	Exec. [Mon.]
	battery compartment thermal-runaway/propagation/vent test	Center Klettwitz; BAM TTS			
TEST-06	1500 V dual-bus HIL + fault/sectionalization + partial-discharge/insulation tests	IABG EMC/HV partner; specialist HV laboratory	0,12-0,65	2-6	2-5
TEST-07	LH2 tank/valve/vent cold-flow and emergency relief rig	BAM TTS (LH2 field planned); TUV SUD H2 laboratory for components; specialist cryogenic test house	0,30-2,00	6-18	2-6
TEST-08	H2 leak/detection/ventilation/dispersion rig	BAM TTS; TUV SUD Garching	0,15-1,00	4-10	1-4
TEST-09	PEMFC + radiator module thermal rig	ZAL Fuel Cell Lab; specialist fuel-cell test house	0,20-1,20	3-8	2-6
TEST-10	Nose mast + trolley dynamic capture/release/weather-vane/jam rig	IABG / Applus+ IMA for structural rig engineering; custom outdoor/ground test site	0,30-2,50	6-12	3-9
TEST-11	Full-scale cabin-zone evacuation/smoke/human-factors mock-up	ZAL Cabin & Cargo Test Rig + human-factors/fire partners	0,25-1,80	4-10	2-6
TEST-12	Whole-ship structural/systems proof + GVT + leak/electrical/geometry checks	Custom H350 integration facility; IABG/IMA can support methodology/subsystem rigs	8,00-50,00	12-24	6-18
TEST-13	Envelope-expansion flight-test campaign	Applicant/DOA flight-test organisation + authority-approved test team	12,00-80,00	12-24	18-36

Kostenbasis: unabhängige H350-Planungs-ROM-Schätzung in 2026-EUR. Die öffentlichen Seiten der genannten Einrichtungen veröffentlichen für kundenspezifische Luftfahrt-/H2-/Batterieprüfungen typischerweise keine H350-spezifischen Preise. Alle Werte sind daher Angebotsvorbereitung, nicht Angebotsersatz. Besonders LH2-, Ground-System-, Whole-Ship- und Flight-Test-Kosten reagieren stark auf Prüfartikel, Sicherheitsabstände, Facility-Modifikationen und Wiederholungen.

6.5 Detailbeschreibung der 13 Teststufen

TEST-01 - CFRP Material Allowables

Ziel: aus dem heutigen Projekt-Allowable einen material-/prozessspezifischen statistischen Datensatz machen. Benötigt werden Zug, Druck, Schub, ILSS, CAI/Impact, fracture toughness, Hot/Wet, Low-Temperature und Ermüdung über relevante Faserwinkel/Lots. Ohne ausgewähltes Prepreg, Cure Cycle und QA-Prozess ist der Test zu früh. Ergebnis: Design allowables, Environmental Knockdowns, S-N-Kurven und Eingangsdaten für FEA-01/03/04/05/06/07/08/10. Geeignet: Applus+ IMA Dresden oder IABG. ROM: 0,18-0,70 Mio. EUR.

TEST-02 - Bonded/Bolted Joint Elements

Ziel: Bearing, Net-Tension, Shear-Out, Bondline, Defect Sensitivity und Fatigue der konkreten Hardpoint-/Splice-Familie. Variablen: Pin-/Bolt-Durchmesser, Edge Distance, Adhesive, Surface Prep, Bondline Thickness, Cure, Galvanic Isolation, Impact/Voids. Ergebnis: lokale Allowables und Failure Modes für TA-01 und Flugstruktur. ROM: 0,12-0,50 Mio. EUR.

TEST-03 - TA-01 Ring-Longeron Node

v1.2 ist bereits Manufacturing-Definition-Ready. Vor Testbeginn müssen Materialsystem, Adhesive/Process, detailliertes nonlinear Contact/Bond-FEA und Labor-Freigabe geschlossen sein. Der Artikel wird axial, radial und lateral mehrphasig belastet; DIC, Strain Gauges, Load Cells und NDI korrelieren die Modellsteifigkeit. Ergebnis: Knotenstärke, Buckling/Damage und FE-Correlation. ROM: 0,20-0,90 Mio. EUR.

TEST-04 - Module Hardpoint Rig

Validiert den gemeinsamen Vierpunkt-Loadpath von Kabinen-, Batterie- und PEMFC-Modulen inklusive Pin/Lug/Bearing/Bond. Wichtig sind kombinierte Lasten, Misalignment und wiederholte Lastwechsel. ROM: 0,12-0,55 Mio. EUR.

TEST-05 - 250-kWh Battery Compartment

Abuse-/Propagation-Test eines repräsentativen LFP-Subpacks oder geeigneten repräsentativen Moduls innerhalb der echten Containment-/Vent-Geometrie. Zu messen: Trigger, cell-to-cell/module-to-module propagation, Druck, Temperatur, Ventgas, Flammenaustritt, HF/CO/CO₂ soweit Testplan verlangt, Isolation und Nachbrand. Mögliche Einrichtungen: DEKRA Klettwitz, BAM TTS. ROM: 0,15-0,80 Mio. EUR.

TEST-06 - 1.500-V Dual-Bus HIL / PD

Validiert Fault Detection, Sectionalizing, 3-ms-Zielkette, Contactor/Pyrofuse-Verhalten, Bus-Reconfiguration, BMS/EMS-Interaktion und Insulation Coordination/Partial Discharge unter repräsentativem Druck, Temperatur und Kontamination. Komponenten müssen real ausgewählt sein; sonst testet man nur eine Simulation. ROM: 0,12-0,65 Mio. EUR.

TEST-07 - LH2 Cold-Flow / Relief

Realer Test für Normal BOG, Fill/Drain/Chill-down, Vent-/Relief-Transiente, Druckaufbau, Valve Dynamics und - soweit sicher/zulässig - Fire-Case-relevante Boundaries. BAM TTS plant ein LH₂-Prüffeld; TÜV SÜD ist stark bei H₂-Komponenten, die finale Facility muss aber die kryogene Systemgröße abdecken. ROM: 0,30-2,00 Mio. EUR.

TEST-08 - H2 Leak/Detection/Ventilation

Kontrollierte Releases in repräsentativer Geometrie zur Kalibrierung von CFD-11, Sensorpositionierung, Alarmzeiten und Ventilation. Wichtig: low-flow persistence, large transient release, dead zones, buoyant roof pockets und crossflow. BAM TTS/TÜV SÜD sind Kandidaten. ROM: 0,15-1,00 Mio. EUR.

TEST-09 - PEMFC + Radiator Thermal Rig

Herstellerhardware in einem Systemrig: Polarization/Efficiency Maps, Heat Rejection, Pump/Fan Power, Cold/Hot Starts, N+1, Derate, Load Steps, H₂ supply transients. ZAL Fuel Cell Lab ist ein geeigneter Gesprächspartner. ROM: 0,20-1,20 Mio. EUR exklusive PEMFC-Hardware.

TEST-10 - Mooring Nose + Trolley Dynamic Rig

Die größte Ground-System-Unbekannte. Ein instrumentierter Mast-/Nose-/Trolley-Rig muss Capture, Release, Weather-Vane, Friction, Trolley Steering, Jam, Sensor/Actuator Failure und Emergency Release mit realistischen Lastprofilen prüfen. Struktur-Testengineering z. B. IABG/IMA; der Aufbau selbst wird wahrscheinlich custom. ROM: 0,30-2,50 Mio. EUR.

TEST-11 - Evacuation/Smoke Human Factors

Full-scale Zonenmock-up mit 120-Personen-Szenarien, blockierten Portalen/Kernen, Sichtbehinderung und repräsentativer Geometrie. ZAL CCTR bietet räumlich passende Kabinen-/Cargo-Infrastruktur für größere Mock-ups; Fire/Smoke und Human Factors erfordern zusätzliche Spezialpartner. ROM: 0,25-1,80 Mio. EUR.

TEST-12 - Whole-Ship Ground Proof

Erst nach geschlossener Subsystemevidenz. Umfasst distributed structural proof, Geometry Survey, Leak checks, HV/Electrical, Controls, GVT/Modal, propulsion ground runs, H₂/LH₂ system checks und Emergency Functions. Für 350 m ist ein eigener Integrationsort praktisch Teil des Programms. ROM der Ground-Testkampagne 8-50 Mio. EUR; der Flugprototyp und Facility-CAPEX sind ausdrücklich nicht enthalten.

TEST-13 - Flight Envelope Expansion

Schrittweiser Flight-Test von Low-Speed Handling über Normal- und Failure-Cases bis Gust, Propulsor-Out, Thermal/Power/H₂ Behavior und finaler Betriebsenvelope. Benötigt Flight Permit, Testpiloten/Test Engineers,

Telemetrie, Ground Safety, Emergency Response und authority-agreed buildup. ROM 12-80 Mio. EUR exklusive Prototypbau und großer Redesigns.

6.6 ROM-Kostenübersicht und Interpretation

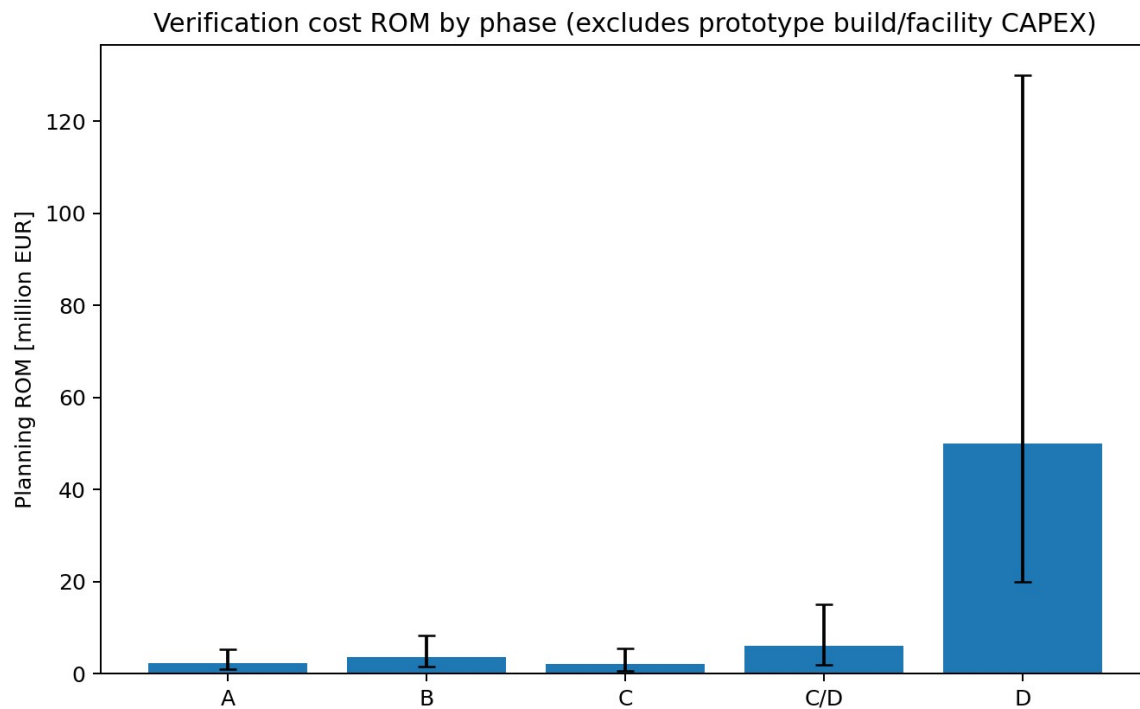


Abbildung 5: Unabhängige 2026-Planungs-ROM-Kosten nach Phase. Error Bars zeigen Low/High; nicht als Anbieterangebot oder vollständiges Programmbudget interpretieren.

Phase	Low [Mio. EUR]	Base	High
A	0,95	2,35	5,40
B	1,54	3,63	8,30
C	0,70	2,05	5,50
C/D	2,00	6,00	15,00
D	20,00	50,00	130,00

Die arithmetische Summe aller Zeilen beträgt 25,19 / 64,03 / 164,20 Mio. EUR (Low/Base/High). Diese Zahl darf nicht als "Preis des Luftschiffs" gelesen werden. Sie enthält Alternativen und potenzielle Überschneidungen, während gleichzeitig zentrale Großkosten fehlen: Flugprototyp, Serienwerkzeuge, neue Integrationshalle, Fertigungspersonal, Ersatzprüfartikel, Zulassungsbedingte Wiederholungen, Infrastruktur am Flugteststandort und Designänderungen nach Fehlversuchen. Für ein echtes Programm muss daraus nach RFQ ein Work-Breakdown-Budget mit Contingency werden.

6.7 Was eine RFQ an ein Prüflabor enthalten muss

- Eindeutige Artikeldefinition: Zeichnung/STEP, Masse, Schwerpunkt, Gefahrstoffe, Flight-like vs test-only hardware.
- Last-/Umwelt-Envelopes mit Limit/Ultimate/Transient, Rate, Zyklen, Temperatur, Feuchte, Druckhöhe und Kombinationen.
- Instrumentation/DAQ: Kanalzahl, Sample Rate, Accuracy, DIC/high-speed video, Gas-/Temperatur-/Druckmessung, Trigger und Synchronisation.

- Acceptance Criteria und Stop Criteria: was gilt als bestanden, wann wird ein Test aus Sicherheits- oder Schadensgründen abgebrochen.
- Facility Interfaces: Strong Floor, Hydraulik, H2/LH2, Abgas-/Ventgasbehandlung, elektrische Anschlussleistung, Sicherheitsabstände, Kran, Transport.
- Daten-/Konfigurationsanforderungen: Kalibrierzertifikate, Rohdatenformat, Testfotos/-video, NDI, Post-Test-Teardown, Traceability zu Requirement/Load Case.
- Zulassungsrolle: Development Test, Qualification Test oder Certification Test; Witnessing durch DOA/Authority; ISO-17025-Scope soweit erforderlich.
- Termin- und Iterationslogik: Design Review, Test Readiness Review, Dry Run, Test Window, Re-test Option, Report Release und Datenrechte.

6.8 Reihenfolge / Gate-Plan

Gate	Arbeit	relative Zeit	Exit
G0	v1.3 Theory Closure	jetzt	Reduced-Order-Baseline, Open Actions und RFQ-Pakete konsolidiert
G1	Material/Vendor Freeze	0-6 Monate	Prepreg/adhesive, HV components, battery cells/modules, PEMFC, LH2 valves/tank architecture selected
G2	External High-Fidelity Closure	3-12 Monate	CFD/URANS + shell/solid FEA + multiphysics + wind-tunnel correlation ausreichend für Test Loads
G3	Coupon/Element/Subcomponent	4-15 Monate	TEST-01..04, FEA correlation, design allowables
G4	Subsystem Safety	8-24 Monate	TEST-05..10 + EMC/HIRF, closure of major H2/HV/battery/thermal/ground risks
G5	Human Factors / Certification Design Freeze	12-30 Monate	TEST-11, agreed certification basis, updated SSA/compliance plan
G6	Vehicle Ground Release	nach Prototype Assembly	TEST-12 + GVT + integrated systems
G7	Flight Test	nach Flight Permit	TEST-13 progressive envelope expansion

Die Zeitangaben sind keine Programmaussage, sondern ein Parallelisierungs-Screen. Besonders G1/G2 laufen iterativ: Material-/Vendor-Freeze liefert bessere Solverinputs, Solvergebnisse wiederum ändern Testartikel und Hardwareauswahl. Whole-Ship und Flight Test beginnen erst, wenn die vorgelagerten Risiken ausreichend geschlossen sind.

6.9 Abbruch-/Redesign-Kriterien vor dem Flugprototyp

- Aerostatik: Hot/High-/Wet-Weather-/Cell-Loss-Envelope kann die Zielmission nicht mit definierter Reserve erfüllen.
- Struktur: FEA/Tests zeigen keine praktikable Margin oder Damage-Tolerance ohne unvertretbare Massensteigerung.
- Ground Handling: Weather-Vane-/Mast-/Trolley-System kann abnormalen Wind nicht sicher in eine kontrollierbare Konfiguration überführen.
- H2/LH2: Vent/Relief/Dispersion/Fire-Zonen lassen sich räumlich nicht sicher von Occupied Zones, Intakes und Ignition Sources trennen.
- Batterie/HV: Thermal Runaway oder 1.500-V-Faults lassen sich nicht auf die vorgesehenen Compartments/Sections begrenzen.
- Thermal: Hot-Day/N+1 Heat Rejection erfordert so viel Masse/Drag/Power, dass Mission oder Aerostatik kippt.

- Controls/Aeroelastic: Flexible Modes und Control/Propulsor Forcing lassen sich nicht mit ausreichender Margin separieren.
- Evacuation: Blocked-exit/fire-zone scenarios zeigen keine robuste, authority-acceptable Egress Architecture.
- Industrialization: Prozessfähigkeit/NDI/Metrologie der tausenden Segmentjoints ist nicht beherrschbar.

7. Schlussfolgerung und nächster Entwicklungszustand

Mit v1.3 ist der H350 im Sinne eines wissenschaftlichen, rechnerisch ausgereizten Preliminary Designs deutlich weiter geschlossen als im bisherigen v1.0-PDR-Paper allein. Der Entwurf besitzt eine kontrollierte Gesamtgeometrie, Massen-/CG-Baseline, Strukturraster, Traggaszellenarchitektur, Energie-/HV-/Thermal-/LH2-Systeme, Safety-Register, Verifikationskampagne, Manufacturing-Konzept und nun zusätzliche Hot/High-, Wet-Weather-, Failure-, Modal-, Mission-, HV-, H2-/LH2- und Fertigungsbounds.

Der wichtigste Erkenntnisgewinn ist nicht, dass der Entwurf "bewiesen" wäre, sondern dass die verbleibenden Unbekannten jetzt klarer getrennt sind. Es gibt keine seriöse weitere Handrechnungsstufe, die ein B-Basis-Materialallowable, eine lokale nonlinear Shell/Solid-Spannung, eine reale Thermal-Runaway-Ausbreitung, ein zweiphasiges LH2-Relief, eine H2-Dispersion oder ein Flight-Control/GVT-Correlation-Ergebnis ersetzen könnte. Diese Grenzen sind jetzt bewusst Teil des Designs statt blinde Flecken.

Der nächste formale interne Stand sollte daher nicht v1.4 als weitere Zahleniteration sein, sondern erst nach echter neuer Evidenz entstehen: entweder als v1.4 High-Fidelity Analysis Closure nach externer CFD/FEA-/Multiphysics-Kampagne oder als v1.4A nach ersten qualifizierten Material-/TA-01-Testdaten. Konfigurationsänderungen aus diesen Ergebnissen müssen wieder durch Mass, CG, Aerostatics, Safety, Requirements, ICDs und Testplanung propagiert werden.

DISPOSITION H350-64 v1.3 = THEORY CLOSURE / PRE-TEST BASELINE. Freigegeben für RFQ-, High-Fidelity-Solver- und Development-Test-Vorbereitung. Nicht freigegeben für Bau eines Flugfahrzeugs, bemannten Betrieb oder Zulassungsbehauptungen.

Anhang A. Analysis- und Testkampagnen

A.1 v1.3 Rechenartefakte

- aerostatic_envelope.csv
- cell_loss_hotday.csv
- compound_aerostatic_envelope.csv
- max_pressure_altitude.csv
- lift_gas_purity_sensitivity.csv
- rain_film_sensitivity.csv
- mission_speed_trade.csv
- mission_25h_water.csv
- fuel_water_cg.csv
- fc_module_out.csv
- battery_buffer.csv
- pod_failure_envelope.csv
- thermal_derate.csv
- broadside_wind.csv
- global_bending_longeron.csv
- beam_modes.csv
- modal_forcing_separation.csv
- hv_bus_losses.csv

- hv_fault_time_sensitivity.csv
- h2_ventilation_bound.csv
- lh2_feed_friction.csv
- lh2_boiloff_sensitivity.csv
- evac_core_block_sensitivity.csv
- theoretical_closure_matrix.csv
- verification_cost_provider_matrix.csv
- provider_capability_register.csv

A.2 Reproduzierbarkeit

Die v1.3-Rechnungen wurden mit einem Python/NumPy/SciPy-Rechenpaket ausgeführt. Eingaben sind im Script explizit als Baseline-Parameter definiert. Der Zweck ist Nachvollziehbarkeit: jede tabellierte Größe kann aus den kontrollierten Baselinewerten erneut berechnet werden. Bei späteren Designänderungen ist die gesamte v1.3-Kette erneut auszuführen statt einzelne Tabellen manuell zu überschreiben.

Anhang B. Anbieterregister und offizielle Quellen

IABG - Ottobrunn, Germany

Static/dynamic structural, fatigue, full-airframe/subsystem/component; EMC/HIRF/secondary lightning; virtual testing

<https://www.iabg.de/en/services/testing-qualification/product-qualification/strength-and-fatigue/structural-tests>

<https://www.iabg.de/en/services/testing-qualification/product-qualification/electromagnetic-tests>

Applus+ IMA Dresden - Dresden, Germany

Aerospace structural/material/component/full-scale tests; composites fatigue up to 2 MN and climatic exposure

<https://www.ima-dresden.de/en/service-portfolio/focus-industries/aerospace/>

<https://www.ima-dresden.de/en/service-portfolio/focus-materials/material-testing-for-plastics-and-composite-materials/>

DNW NWB - Braunschweig, Germany

Low-speed aeroacoustic/dynamic wind tunnel, 3.25 x 2.8 m, up to 90 m/s, 6-DOF dynamic mechanism

<https://www.dnw.aero/wind-tunnels/nwb/>

DNW LLF - Marknesse, Netherlands

Large low-speed wind tunnel, up to 9.5 x 9.5 m; powered/propeller aircraft and dynamic testing

<https://www.dnw.aero/wind-tunnels/llf/>

DEKRA Battery Test Center - Klettwitz, Germany

Large-scale battery thermal propagation/fire testing under controlled conditions

<https://www.dekra.com/en/battery-testing-builds-confidence/>

BAM TTS - Horstwalde/Baruth, Germany

12 km² technical safety site; fire/explosion, energy storage, H₂; LH₂ field planned

<https://www.bam.de/Navigation/EN/About-us/Locations/TTS/bam-tts.html>

TUV SUD H2 Lab - Garching, Germany

H₂ material/component/system testing; 150 MPa cycling, -40 to +180 C, flow/permeation/leak testing

<https://www.tuvsud.com/en/newsroom/press-releases/2026/april/tuev-sued-opens-new-hydrogen-testing-laboratory-in-garching>

ZAL - Hamburg, Germany

Fuel Cell Lab open to partners; Cabin & Cargo Test Rig >200 m², 10 m high, segments to 15 m x 7.8 m

<https://zal.aero/en/innovation-rt/infrastructure/>

Anhang C. v1.3 Modellannahmen und Grenzen

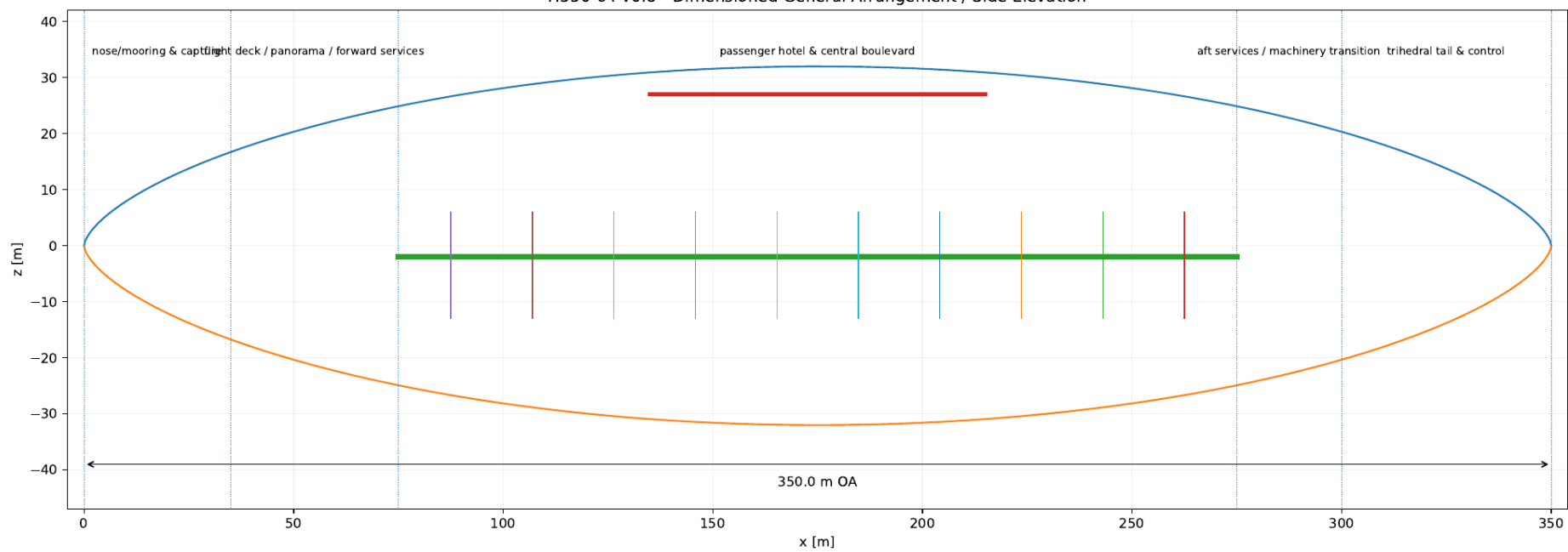
- Aerostatik: ideale Gase, ISA-Druck, 250 Pa Zellüberdruck, 99,5 % H₂ Basisscreen, max. Zellzuweisung 88 % Hüllvolumen. Keine thermoelastische Zellmembran-/Permeationsdynamik.
- Drag/Power: D proportional v^2 um den 79-kN/100-km/h-Referenzpunkt; konstante propulsive Effizienz 0,692 und Motorwirkungsgrad 0,95. Niedrige Geschwindigkeiten sind daher optimistisch.
- PEMFC: elektrische Effizienz 0,55, H₂ LHV 33,33 kWh/kg, 0,75 MW fixe elektrische Nebenlast im Reduced-Order-Modell.
- Globalstruktur: 24 Longeronlinien homogenisiert; keine Shell-/Ring-/Joint-/Bucklingdetails. Modalmodell ist Euler-Bernoulli plus transversale Added Mass.
- Ground wind: $\rho=1,225 \text{ kg/m}^3$, $C_d, y=0,8$, Gust-Faktor 1,30 und volle Seitenprojektion. Kein aeroelastischer Weather-Vane-Credit im Broadside-Bound.
- HV: 1.200 mm² Al-Leiter je Polarität, $\rho_e=2,82e-8 \text{ Ohm m}$; reine ohmsche Leitungsverluste. Keine AC-Ripple-/Skin-/Connector-/Thermal-Effekte.
- H₂ ventilation: Perfect-Mix-Untergrenze. Keine Buoyancy-Plume-, Stratification- oder Jet-Dynamics.
- LH₂ feed: einfache Darcy-Reibung mit $f=0,02$; keine Fittings, zweiphasigen Effekte, Chill-down oder Ventilkennlinien.
- Kosten: unabhängige 2026-ROM-Planwerte; keine Providerquotes, keine Umsatzsteuer; Prototypbau, permanente 350-m-Integrationsanlage und Redesignkosten nicht enthalten.

Anhang D. Kontrollierte Zeichnungsblätter

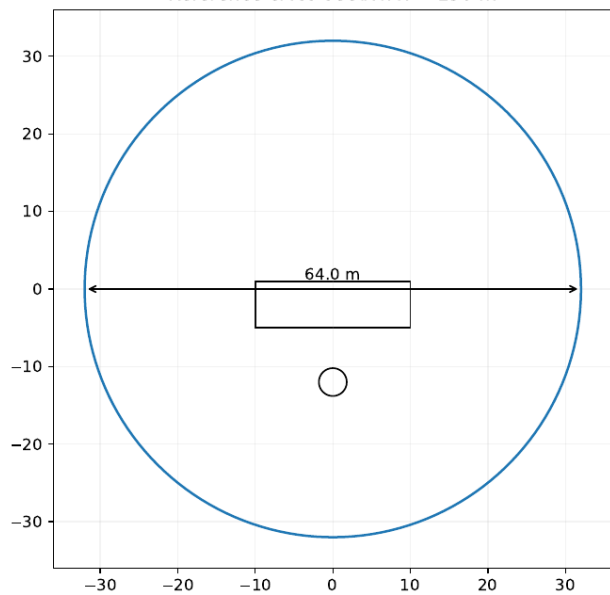
Die folgenden Blätter sind verkleinerte Ansichten der separat kontrollierten A3-Artefakte. Für Maße und Fertigungsdetails gilt jeweils die Original-PDF, nicht die skalierte Einbettung.

D.1 H350 v0.8 General Arrangement A3

H350-64 v0.8 - Dimensioned General Arrangement / Side Elevation

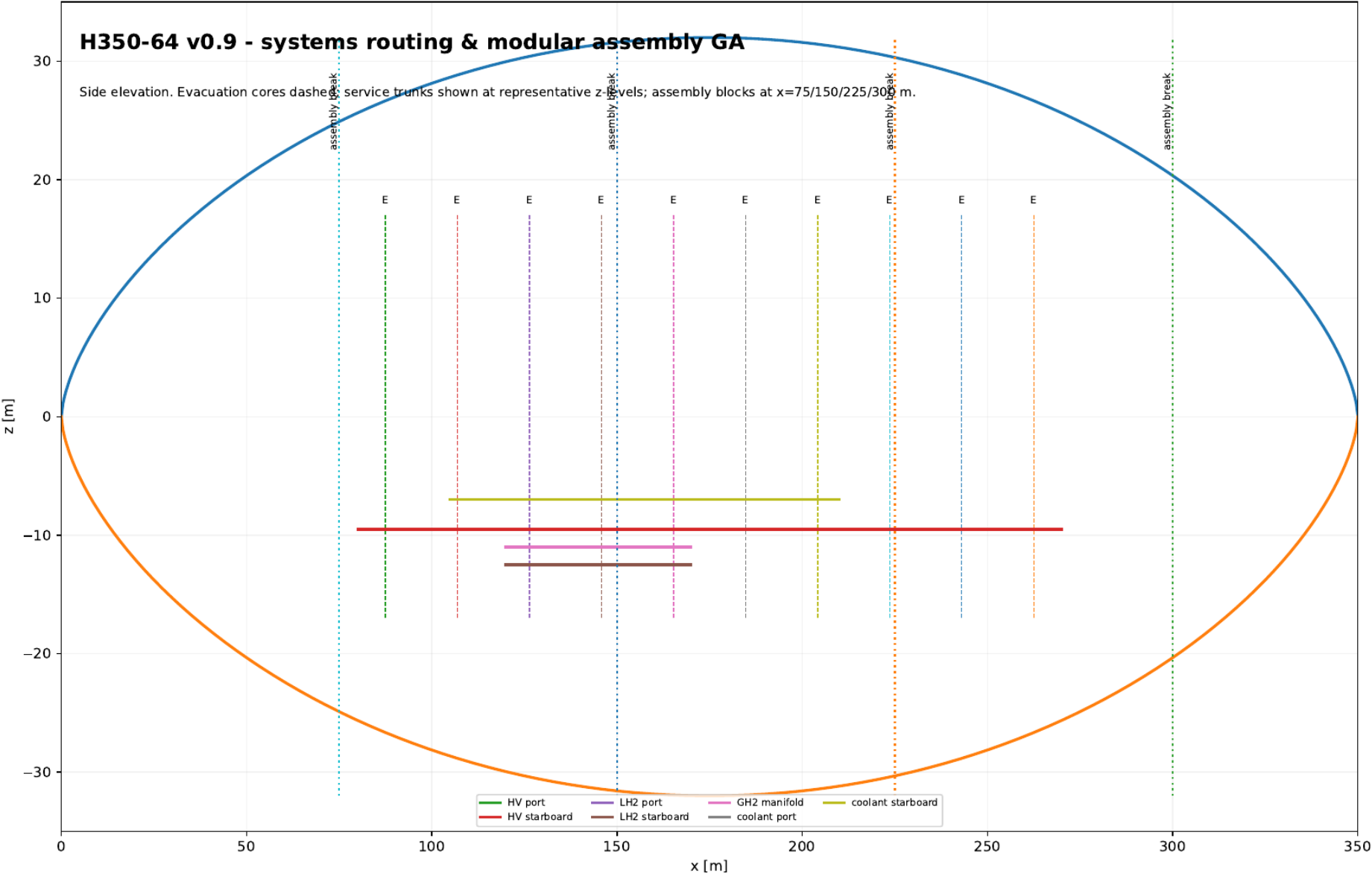


Reference cross-section x ~ 150 m

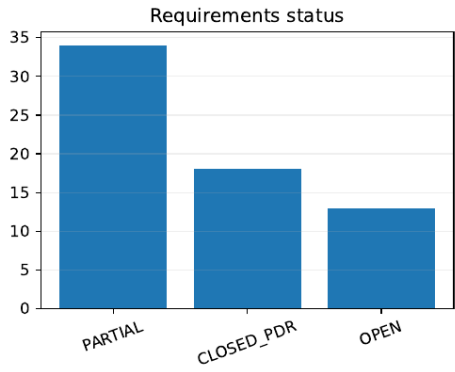
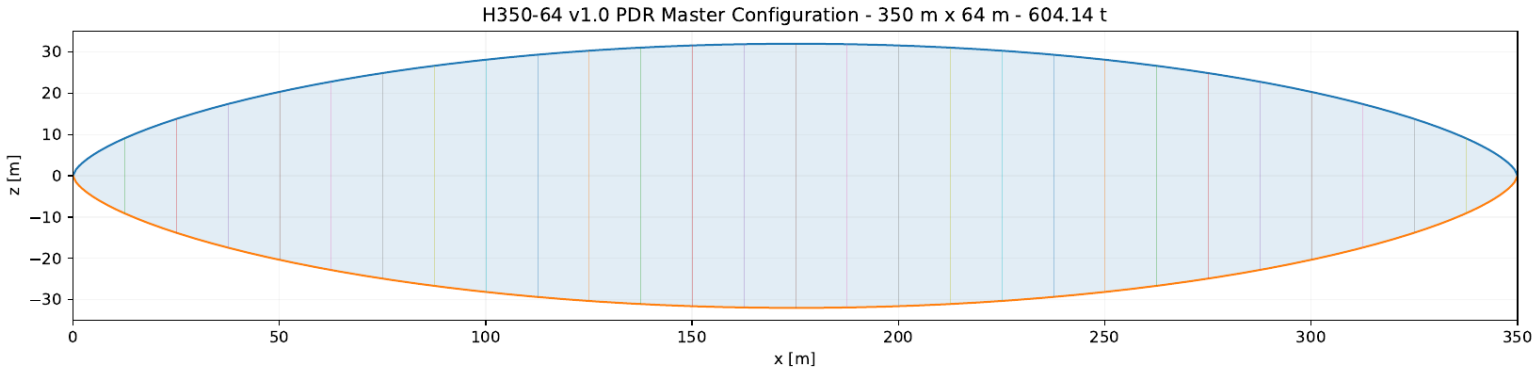


Principal dimensions
 Length overall: 350.0 m
 Maximum diameter: 64.0 m
 Primary rings: 27 @ 12.5 m nominal pitch
 Secondary anti-buckling hoops: 26 @ 6.25 m intermediate support
 Primary longerons: 24
 Passenger cabins: 60 / three levels / port + starboard
 Central boulevard: x=75-275 m, 20 m width
 Sun deck envelope: x=135-215 m, 12 m width
 Technical keel: x=110-205 m, 14 m width
 PEMFC: 7 x 0.75 MW
 Battery: 4 x 250 kWh LFP
 LH2 fuel: 2 x 4 t

D.2 H350 v0.9 Systems Routing A3

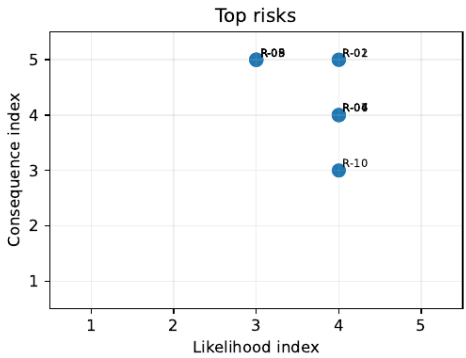


D.3 H350 v1.0 PDR Master A3



Frozen configuration

27 primary rings / 24 longerons
48 lift cells
60 double cabins / 10 evac cores
8 x 0.75 MW propulsors
7 x 0.75 MW PEMFC
1.0 MWh LFP / dual 1500 V buses
2 x 4 t LH2



Verification program

15 CFD/URANS cases
10 FEA cases
13 hardware/vehicle tests
10 controlled ICDs
34 load cases

PDR disposition
CONDITIONAL BASELINE FREEZE

Not a certification or authority PDR pass.

Open gates:

- authority certification-basis agreement
- high-fidelity CFD/FEA execution
- critical hardware safety tests

Configuration control

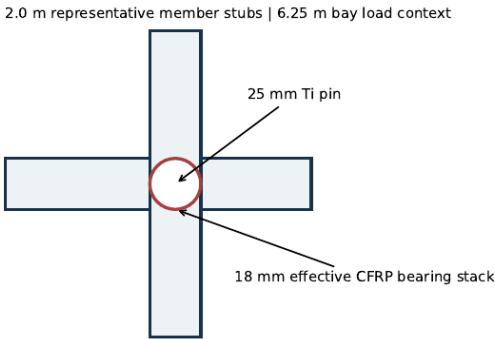
Master datum: nose centerline
x: nose -> tail, y: starboard +, z: up +
Neutral mesh: GLB + STL
Parametric geometry JSON
Evidence manifest + SHA256 at release

D.4 H350 v1.1 Test Articles A3

H350-64 v1.1 | Post-PDR hardware test article master

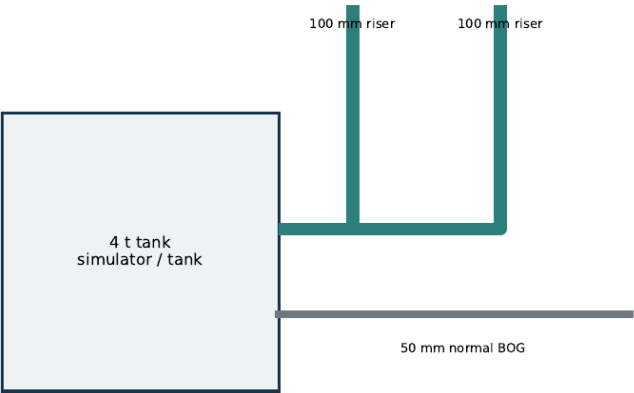
Development/test-definition drawing - NOT manufacturing release / NOT certification evidence

TA-01 Full-scale CFRP ring-node + hardpoint



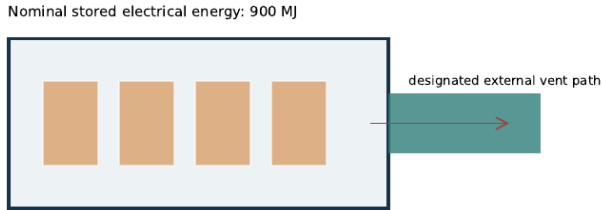
90 kN limit • 135 kN project-ultimate • predicted CFRP bearing margin 1.07

TA-03 LH₂ dual-relief / vent rig



20 kW/m² screen: demand 3.76 kg/s • analytical capacity 8.79 kg/s • margin 2.34

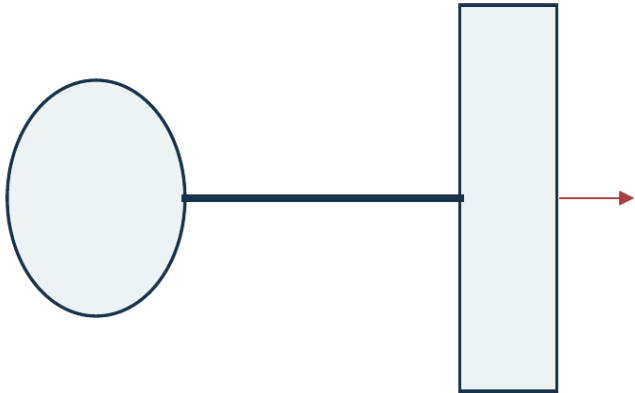
TA-02 250 kWh LFP containment compartment



Acceptance focuses on containment boundary, vent path, adjacent-zone protection and electrical isolation.

Destructive testing only at qualified remote facility; no initiation procedure in this package.

TA-04 Mooring nose capture / release rig



Normal 5°: 60.3 kN • proof target 90.4 kN • controlled release target 347.7 kN

Author: Chris Oesterreich | H350-64 | v1.1 | Units SI unless stated | All factors/acceptance criteria are project-development targets pending authority agreement.

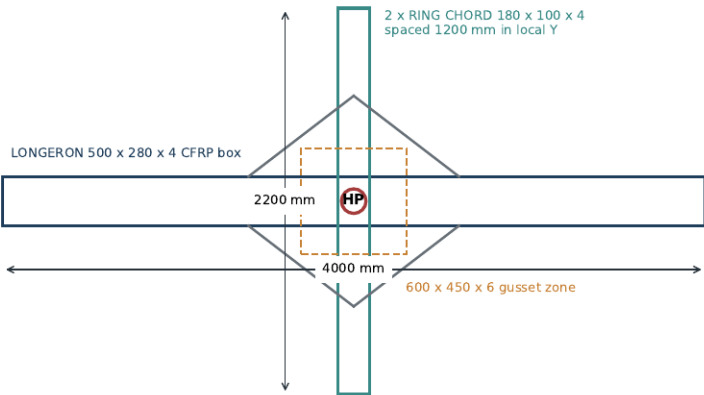
20 m/s broadside reference: 4.27 MN - operational exclusion / release case, not normal proof load

D.5 H350 v1.2 TA-01 Drawing Pack A3 - Sheet 1

H350-64 v1.2 | TA-01 CFRP RING-NODE + HARDPOINT DEVELOPMENT TEST ARTICLE

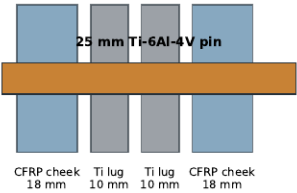
SHEET 1/2 - ARTICLE DEFINITION | Development manufacturing definition - NOT flight hardware / NOT certification evidence

Overall local article - X/Z elevation



DETAIL A - 25 mm pin / symmetric bearing stack

Loaded edge to bore center e = 50 mm
Cheek planform = 160 x 90 mm
Ti lug = 120 x 60 x 10 mm



135 kN screen: CFRP bearing = 150 MPa, margin = 1.07

Article BOM - primary items

ID	Description	Qty	kg
A-001	Longeron box segment	1	39.5
A-002	Ring chord box segment	2	15.3
A-003	Ring web diagonal strap	4	8.6
A-004	Node gusset plate	4	10.4
A-005	CFRP hardpoint bearing cheek	2	0.8
A-006	Local CFRP doubler	4	1.5
A-007	Ti-6Al-4V clevis lug	2	0.6
A-008	Ti hardpoint base plate	1	1.2
A-009	Ti load pin	1	0.3

Critical development notes

- CFRP material is project specification H350-CFRP-*, supplier/prepreg system is NOT vendor-frozen.
- 4 mm flight-like wall is 20 x 0.20 mm nominal cured plies from v0.9 laminate definition.
- Hardpoint cheeks: 2 x 18 mm; Ti lugs: 2 x 10 mm; pin: 25 mm.
- 300 cm² effective bond area is retained from v1.1 screen; bond geometry requires FEA/test correlation.
- Potted 500 mm end interfaces are TEST FIXTURE interfaces and are not flight structure.
- Hole H7/h6 targets are development drawing targets; capability and final fit require manufacturing review.
- No dimensional change may be made without updating calculations, BOM and drawing revision.

Calculated pre-test values

Hardpoint limit	90.0 kN
Hardpoint project ultimate	135.0 kN
CFRP bearing margin	1.07
Bond shear margin	2.67
Longeron axial limit	236.5 kN
Longeron project ultimate	354.75 kN
Nominal longeron stress	57.4 MPa
Nominal axial strain	834 µε
Elastic 4 m shortening	3.33 mm

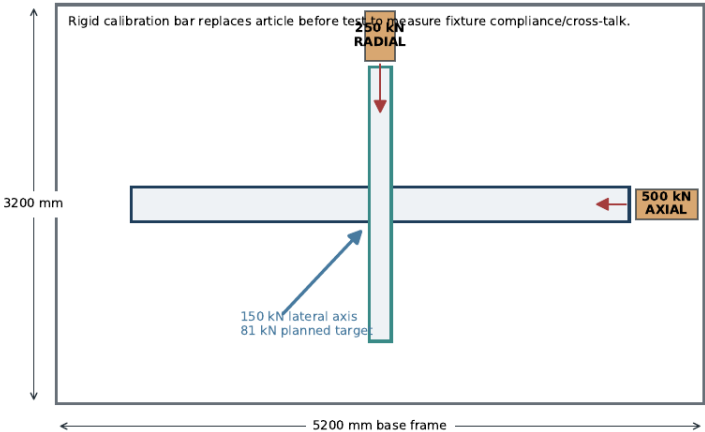
Estimated complete test article mass: 90.8 kg (incl. end-interface/potting/test-only hardware)

D.6 H350 v1.2 TA-01 Drawing Pack A3 - Sheet 2

H350-64 v1.2 | TA-01 FIXTURE + INSTRUMENTATION + LOAD SEQUENCE

SHEET 2/2 - TEST FIXTURE DEFINITION | Strong-floor/fixture weld and anchor certification remains laboratory responsibility

Fixture plan/elevation schematic



Instrumentation zoning

LC-AX (1)	Axial actuator load cell	2000 Hz
LC-HP (1)	Hardpoint radial load cell	2000 Hz
LC-LAT (1)	Lateral actuator load cell	2000 Hz
SG-LONG (8)	Longeron axial/bending strain gauges	2000 Hz
SG-RING (8)	Ring chord/gusset strain gauges	2000 Hz
SG-HP (8)	CFRP cheek/Ti lug strain gauges	5000 Hz
LVDT-END (2)	Longeron end displacement	500 Hz
LVDT-HP (2)	Pin/joint slip	1000 Hz
LVDT-RING (2)	Ring/gusset relative motion	1000 Hz
DIC-01 (1)	Stereo DIC front field	20 Hz
DIC-02 (1)	Stereo DIC rear field	20 Hz
AE-01 (6)	Acoustic-emission array	100000 Hz

All acquisition clocks synchronized. DIC optical frame is mechanically isolated from the reaction frame.

Load sequence - release baseline

ID	Phase	kN A/R/L
TP-00	Document/traceability review	-
TP-05	Baseline metrology + NDI	-
TP-10	Fixture shakedown/calibration	-
TP-15	Alignment preload	A35.5/R13.5/L0
TP-20	Hardpoint limit cycling	A0/R90/L0
TP-25	Longeron/ring axial limit cy	A236.5/R0/L0
TP-30	Combined limit envelope	A236.5/R90/L0
TP-35	Combined hardpoint vector	A0/R108/L81
TP-40	Project ultimate combined ca	A354.75/R135/L0
TP-45	Unload + detailed NDI	-
TP-50	Residual limit capability	A236.5/R90/L0

Primary acceptance gates

AC-01	Commanded load plateaus achieved within +/-2% after calibration correction
AC-02	No uncontrolled load drop >10% before planned target/hold completion
AC-03	Secant stiffness change <= 10% between first and final limit cycle
AC-04	No gross fracture, pin ejection, lug rupture or unstable delamination through 135 kN radial + 354.75 kN axial targets
AC-05	Combined limit case completed after ultimate exposure without unstable failure
AC-06	Hardpoint residual slip <=0.50 mm after fixture-compliance correction

AC-07...AC-10: see released acceptance CSV and report.

Fixture / release notes

Axial actuator: 500 kN; hardpoint radial: 250 kN; lateral: 150 kN.

Project target is >=1.25x actuator capacity margin against planned peak load.

Spherical rod ends are required to limit parasitic moment from actuator misalignment.

Fixture alignment target: +/-0.5 mm and +/-0.10 deg before preload.

Protective fragment/exclusion barrier is facility-engineered and not shown to scale.

TP-60 destructive extension is NOT authorized by this release.

This drawing pack does not release flight hardware and does not replace lab structural/safety approval.

Literatur und externe Referenzen

- [R1]** European Union Aviation Safety Agency (EASA). Final Special Condition SC GAS - Gas Airships, Issue 01. Validity: Not superseded (accessed 19 Sep 2026). <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/product-certification-consultations/final-special-condition-sc-gas-gas-airships>
- [R2]** Federal Aviation Administration. Hydrogen-Fueled Aircraft Safety and Certification Roadmap. December 2024. https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/step/disciplines/propulsion_systems/hydrogen-fueled_aircraft_roadmap
- [R3]** Federal Aviation Administration. AC 25.1309-1B - System Design and Analysis. Active, 30 Aug 2024. https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/1043037
- [R4]** Federal Aviation Administration. AC 20-107B - Composite Aircraft Structure. Active. https://www.faa.gov/airports/resources/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentNumber/20-107B
- [R5]** Federal Aviation Administration. AC 20-184 - Guidance on Testing and Installation of Rechargeable Lithium Battery and Battery Systems on Aircraft. Active. https://www.faa.gov/airports/resources/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentNumber/20-184
- [R6]** SAE International. AIR6127 - Managing Higher Voltages in Aerospace Electrical Systems. Reaffirmed 14 Mar 2023. DOI 10.4271/AIR6127. <https://saemobilus.sae.org/standards/air6127-managing-higher-voltages-aerospace-electrical-systems>
- [R7]** SAE International. AIR6464 - Hydrogen Fuel Cells Aircraft Fuel Cell Safety Guidelines. Reaffirmed 17 Jul 2026. DOI 10.4271/AIR6464. <https://saemobilus.sae.org/standards/air6464-eurocae-sae-wg80-ae-7afc-hydrogen-fuel-cells-aircraft-fuel-cell-safety-guidelines>
- [R8]** Khoury, G. A. (ed.). Airship Technology, 2nd ed. Cambridge University Press, 2012.
- [R9]** Liao, L.; Pasternak, I. A review of airship structural research and development. Progress in Aerospace Sciences 45 (2009) 83-96. DOI 10.1016/j.paerosci.2009.03.001.
- [R10]** NASA. NPR 7123.1B - Systems Engineering Processes and Requirements, PDR guidance. https://nodis3.gsfc.nasa.gov/displayAll.cfm?Internal_ID=N_PR_7123_001B_&page_name=ALL

Projektinterne kontrollierte Quellen

- H350_Vorentwurf_v0_1.pdf - v0.1 Konzept-/Vorentwurf
- H350_Vorentwurf_v0_2.pdf - H350-62 v0.2
- H350_Vorentwurf_v0_3.pdf - gekoppelte Systemmodellierung
- H350_Vorentwurf_v0_4.pdf - Preliminary-Design-Baseline
- H350_Vorentwurf_v0_5.pdf
- H350_Vorentwurf_v0_6.pdf - H350-64 Durchmesser-Freeze
- H350_Vorentwurf_v0_7.pdf - Battery/Thermal/Hot-Day
- H350_Vorentwurf_v0_8.pdf - Detail Design Screening
- H350_Vorentwurf_v0_9.pdf - Laminat/Hardpoint/HV/LH2/Manufacturing
- H350_PDR_v1_0.pdf - Conditional PDR Baseline Freeze
- H350_PostPDR_v1_1.pdf - Test-Article Closure Strategy
- H350_TA01_v1_2.pdf - TA-01 Manufacturing Definition and Structural Test Plan
- H350_v1_0_PDR_master_A3.pdf
- H350_v1_1_test_articles_A3.pdf
- H350_v1_2_TA01_drawing_pack_A3.pdf