

TOOL-BASIERTE VALIDIERUNG VON SYSTEMANFORDERUNGEN EINES ELEKTRISCH ANGETRIEBENEN LUFTFAHRZEUGS

L. Hein, P. Panchal, D. Surmann, S. Myschik
Universität der Bundeswehr München, Institut für Aeronautical Engineering, Werner-
Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland

Zusammenfassung

Diese Forschungsarbeit zeigt einen Weg des Anforderungsmanagements auf, um zertifizierungskonform Anforderungen automatisiert validieren zu können. Mittels einer Toolkette bestehend aus Simulationsumgebung und -modell, Anforderungsmanagement-Software und diversen Werkzeugen vorrangig zur Verknüpfung der beiden vorigen Instanzen, können definierte Komponenten- und Gesamtsystemanforderungen simulativ bewertet werden. Im Simulationsmodell werden stochastische Methoden zur Abschätzung von beispielsweise Batteriealterung und anderen Unsicherheiten genutzt. Die validierten Ergebnisse werden im Anschluss an die Testausführung automatisiert an das Anforderungsmanagement-Tool retourniert und validieren dort die bidirektional verknüpften Anforderungen. Die Prozesskette wird in diesem Paper exemplarisch für einige Systemanforderungen ausgeführt und die Ergebnisse dargestellt. Vorrangig wird hier auf die Missionserfüllung und das Erreichen eines alternativen Flugfelds eingegangen.

1. EINLEITUNG

Im Entwicklungsprozess von Luftfahrzeugen und deren Antriebe müssen Standards eingehalten werden, um mit dem Produkt später am Luftverkehr teilnehmen zu dürfen. In dieser Arbeit wird ein elektrisch angetriebenes Segelflugzeug, für welches ein neuartiger elektrischer Antriebsstrang entwickelt wird, betrachtet. Diese Forschung ist Teil des dtec.bw Projekts ELAPSED. Das Luftfahrzeug zielt auf eine Zertifizierung nach CS-22 [1] ab, der Antriebsstrang soll aber auch für CS-23 Luftfahrzeuge verwendbar sein, weswegen Standards wie SC E-19 [2], DO-178C [3], DO-254 [4], DO-331 [5], ARP 4754 [6] und ARP 4761 [7] im Entwicklungsprozess herangezogen werden. Diese Vorschriften definieren zulassungsrelevante Systemanforderungen wie etwa die minimale Abrissgeschwindigkeit 80 km/h [1] für diese Flugzeugkategorie, aber auch Prozesszusammenhänge wie die Rückverfolgbarkeit der Anforderungen.

Zum Aufbau einer durchgängigen Toolkette, die eine Systementwicklung nach Luftfahrtstandards erlaubt, werden in Kooperation mit dem Institut für Flugsystemdynamik der Technischen Universität München Methoden zur Integration verschiedener professioneller Entwicklungswerkzeuge entwickelt. Ziel ist es, basierend auf MATLAB/Simulink und dem Anforderungsmanagement-Tool Polarion [8], eine durchgängige Validierung von System- und Komponentenanforderungen zu erreichen. Zu diesem Zweck kommen die vom Institut für Flugsystemdynamik der TU München [9] entwickelten Werkzeuge *SimPol* [10], *Test Interaction Console* [11] und *Test Result Importer* [12], [13] zum Einsatz. In dieser Arbeit wird die Umsetzung dieser Toolkette, sowie das Simulationsmodell zur Anforderungvalidierung vorgestellt. Mittels der Prozesskette werden beispielhaft 4 Tests automatisiert ausgeführt und somit Systemanforderungen bewertet. Es resultiert, dass alle betrachteten zertifizierungsrelevanten Anforderungen bestanden werden. Dieses Ergebnis ist automatisch im Polarion einsehbar und wird ebenso in dieser Arbeit dargestellt.

2. PROJEKTSTRUKTUR UND AUFBAU DER TOOLKETTE

Um eine Nachvollziehbarkeit des Codes aus MATLAB/Simulink zu gewährleisten, wird dieser in GitLab der Versionskontrolle unterzogen. Folgendes BILD 1 zeigt die Struktur aller zugehörigen Projekte in der Versionskontrolle.

Die verschiedenen Projekte gliedern sich zunächst in Gruppen. Dem Forschungsprojekt ELAPSED zugehörige Elemente wie das Flugdynamik Modell (FDM) sind unter diesem angesiedelt. Das Projekt „Requirements Management“ ist in der Gruppe „ELAPSED“ zu finden, da dort Tests spezifisch für die Validierung des betrachteten Systems definiert sind. Die Integration weiterer Forschungsarbeiten sowie Tests können in die Struktur implementiert werden. Module wie das Reaktive Pilotenmodell (RPM), welche systemübergreifend und somit für mehrere Forschungsarbeiten des Instituts genutzt werden, sind der Gruppe „Simulation Framework“ zugewiesen. Werkzeuge, die vom Institut für Flugsystemdynamik der TU München entwickelt werden, sind in einer gesonderten Gruppe namens „TUM-FSD“ abgelegt. Durch diese Strukturierung und Versionskontrolle wird auch bei paralleler Nutzung durch verschiedene Entwickler – teilweise in verschiedenen Projekten – der Code nachvollziehbar gesichert werden.

BILD 2 visualisiert den Zusammenhang und Workflow von der Anforderungsdefinition bis zur Validierung derselben. Die notwendigen Anforderungen werden aus Luftfahrtstandards wie z. B. der CS-22 für das Gesamtsystem abgeleitet. Weitere Anforderungen sind entwickler-, kunden- oder herstellerbasiert. Für die Komponenten wie Motor oder Batterie ergeben sich aus der Validierung der Anforderungen des Gesamtsystems weitere Anforderungen auf Komponentenebene (z. B. den Leistungsbedarf des Antriebs). Durch Importieren der Dokumente in das Anforderungsmanagement-Tool *Polarion* werden dort sog. ‚Work Items‘ automatisch erzeugt und untereinander hierarchisch verknüpft. Über das Tool *SimPol* lassen sich diese ‚Work Items‘ bi-direktional mit in

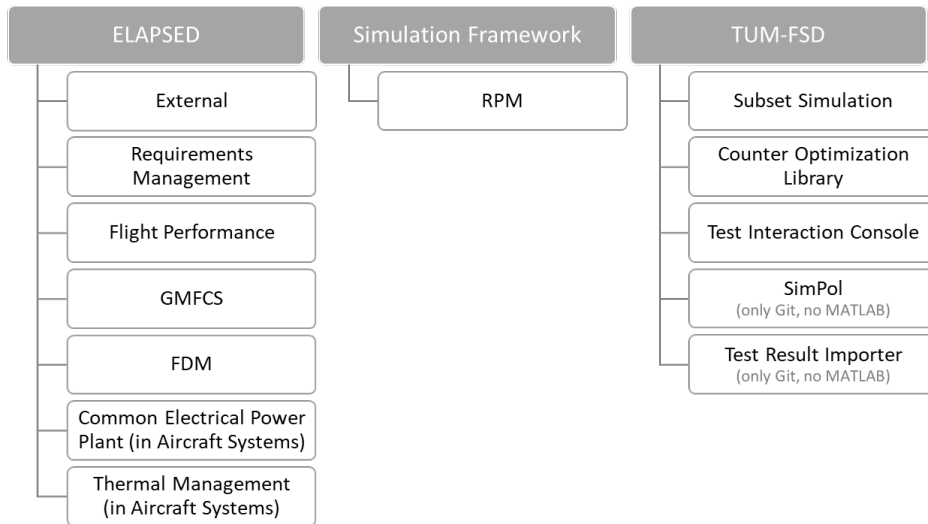


BILD 1: Projektstruktur GitLab

MATLAB/Simulink definierten Tests verlinken. Diese Tests werden über die *Test Interaction Console (Tico)* gebündelt ausgeführt und geben eine XML-Datei mit Testergebnissen aus, welche wiederum über den *Test Result Importer* als Gegenstück in Polarion importiert werden. Dort werden die Ergebnisse wie in BILD 9 dargestellt visualisiert und erlauben es, eine Aussage über die Testabdeckung, sowie die Erfüllung der Anforderungen zu treffen.

3. SIMULATIONSMODELL

Die flugmechanischen und -dynamischen Zusammenhänge werden über ein nichtlineares Simulationsmodell realisiert. Dieses wird detailliert in [14], [15] und [16] dargestellt. Neben den Bewegungsdifferentialgleichungen des Starrkörpers, der Aerodynamik, der Antriebsmodellierung und weiteren Subsystemen werden hier auch statistische Unsicherheiten für Parameter abgebildet. Grundsätzlich ist dies für Massen durch Bestimmungsgenauigkeiten oder Schätzungen,

aerodynamische Beiwerte, Batteriedaten und viele weitere Einflussgrößen implementiert. Mit dem Flugsimulationsmodell können dynamisch Missionen abgefliegen werden. Zusätzlich kann das dynamische Modell ebenso für verschiedenste Flugzustände wie Beschleunigungs-, Steig-/Sink-, Geradeaus- und Kurvenflüge sowie Pull-Ups ausgetrimmt werden. Auf Basis eines Trimpunkts ist eine Linearisierung und somit die Generierung des Zustandsraummodells implementiert. Dies erlaubt die Untersuchung von Flugcharakteristika wie Eigenbewegungen und deren Dämpfungen. Des Weiteren ist ein sog. ‚Missionstrimmen‘ objektorientiert umgesetzt. Hierbei werden die verschiedenen Flugphasen über das oben beschriebene Trimmen als stationäre Flugzustände dargestellt und entsprechend kombiniert, sodass eine Missionsleistungsbetrachtung resultiert. Alle der genannten Funktionen des Simulationsmodells werden für die in den Kapiteln 4 und 5 durchgeführte Untersuchung genutzt.

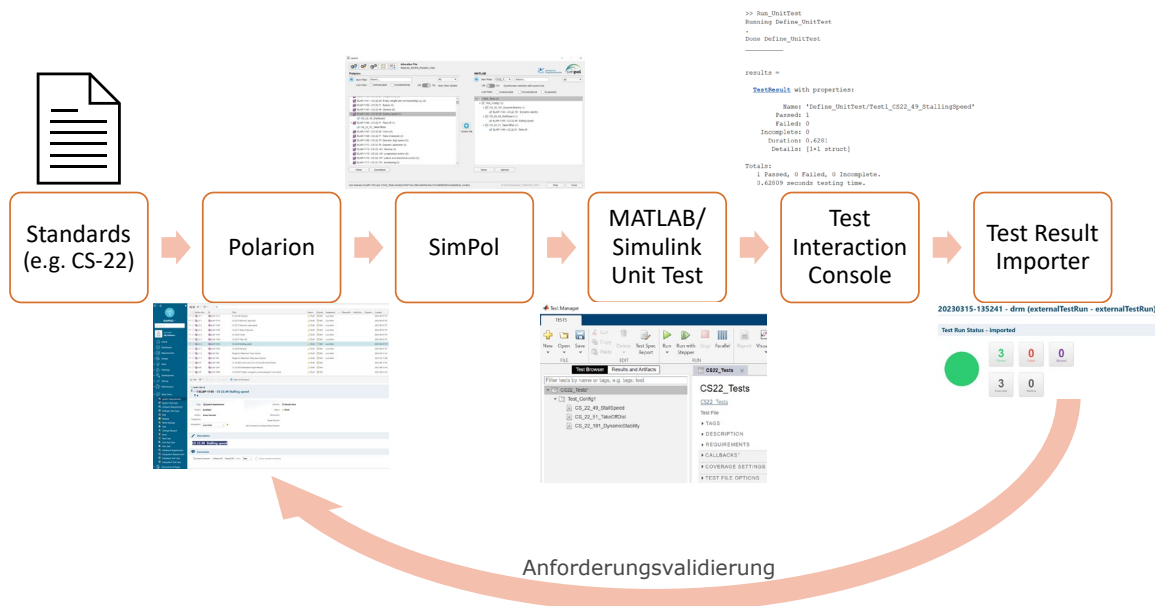


BILD 2: Workflow Anforderungsmanagement

In der nichtlinearen, dynamischen Simulation ist eine runde und rotierende Erde definiert. Für Funktionalitäten wie das Trimmen stationärer Flugzustände kann dies zu einer flachen, nicht-rotierenden Erde über Anpassung von Parameterwerten kurzfristig geändert werden. Einige Systeme der Simulationsumgebung wie beispielsweise der Waypoint-Follower von MATLAB/Simulink [17] arbeiten mit einem lokalen kartesischen Koordinatensystem. Um Missionen mit zum Beispiel anderem Ziel- als Startflugplatz und auch größeren Reichweiten realisieren zu können, wird ein lokales Koordinatensystem entlang der definierten Wegpunkte mitgeführt und stets aktuell die globale WGS84-Position in das lokale Navigationskoordinatensystem überführt. Somit ist die Funktion der Systeme wie dem Pilotenmodell und den Autopiloten gegeben und zeitgleich eine runde und rotierende Erde berücksichtigt. Diese Implementierung stellt die kontinuierliche Erweiterung der bisherigen Veröffentlichungen [14], [15] und [16] dar.

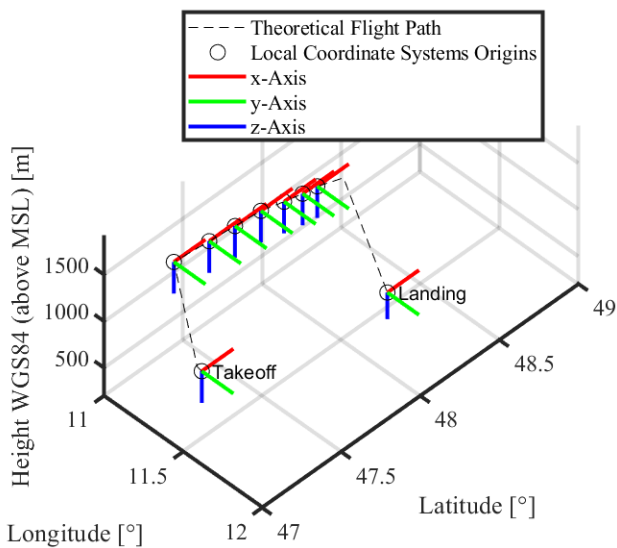


BILD 3: Lokale Koordinatensysteme

BILD 3 stellt die Ursprünge der lokalen Koordinatensysteme sowie deren Achsausrichtung dar. Für den Start wird ein Koordinatensystem in den Beginn der Startbahn gelegt. Im Reiseflug wird nach jedem Erreichen eines Wegpunkts der Ursprung auf den soeben passierten Wegpunkt verschoben. Um die Funktionalität des Waypoint-Followers sicherzustellen, werden diesem stets 3 Koordinatensets zugespielt. Zum Ende der Wegpunktnavigation verharrt der Ursprung des lokal mitgeführten Koordinatensystems im drittletzten Reiseflug-Wegpunkt. Für den Anflug und die Landung wird der Ursprung des lokalen Koordinatensystems in den Beginn der Landebahn gelegt. Die Ausrichtung aller lokalen Koordinatensysteme gleicht dem des North-East-Down-Systems. Die x-Achse (in roter Farbe) zeigt Richtung Norden, die y-Achse (in grüner Farbe) Richtung Osten und aufgrund des Rechtssystems weist die z-Achse (in blauer Farbe) Richtung Erdinnerem. Eine höhere Anzahl an Reiseflugwegpunkten erhöht die Qualität der Trajektorieverfolgung aufgrund der Minimierung der Diskrepanz zwischen den lokalen kartesischen Koordinaten und der runden, rotierenden Erde. Diese Anzahl der Wegpunkte sollte jedoch so nach oben begrenzt sein, dass keine Beeinträchtigung der Funktion des Waypoint-Followers aufgrund eines zu geringen Abstands zwischen den Wegpunkten auftritt.

In dieser Untersuchung wird vor allem die Alterung von Batteriezellen und damit einhergehend die Schwankung der Leistungsdaten betrachtet. Aufgrund dessen werden alle anderen Parameter als unveränderlich definiert, um eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten. Durch Alterung der Batteriezellen sinkt deren Leistung und maximale Kapazität. Die Abschätzung der Einbußen über der Zeit zw. Zyklenzahl ist stark zell- und belastungsabhängig und wird zumeist durch Tests adäquat ermittelt. Daten solcher Messungen liegen noch nicht vor, weshalb auf die Herstellerdaten aus [18] zurückgegriffen wird. Dieser Alterungsprozess unterliegt einer stochastischen Verteilung, weshalb um die verringerte elektrische Kapazität eine Normalverteilung mit einer Standardabweichung σ von 1% der maximalen Kapazität gelegt wird. Die Verringerung des Energieinhalts der Zellen wird in BILD 4 dargestellt. Die senkrechten blauen Balken an jedem Punkt zeigen den 1- σ -Bereich qualitativ, welcher somit ca. 68% der theoretischen Messwerte aller Kapazitäten bei dieser Zyklenzahl enthält. Beispielhaft ist die beschriebene Gaußsche-Wahrscheinlichkeitsverteilung am Zustandspunkt nach 230 Zyklen eingezeichnet. Welche Alterungszustände für die Ergebnisse dieses Papers herangezogen werden, ist in Kapitel 4 beschrieben.

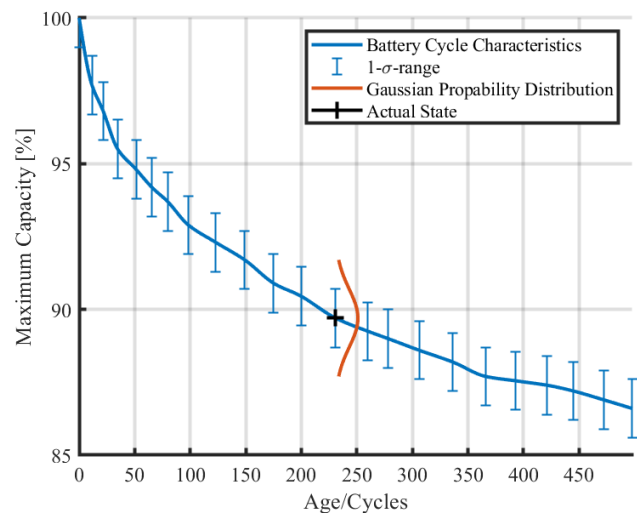


BILD 4: Charakteristik der Batteriealterung

Weiterführend ist diese Toolchain über eine graphische Benutzeroberfläche (GUI) verfügbar und anwendbar. Diese GUI beinhaltet ebenso die in Kapitel 3 beschriebenen Funktionalitäten der Flugleistungsuntersuchung, welche zur Durchführung der Tests genutzt werden.

4. TESTAUFBAU

In diesem Kapitel wird der Testaufbau für die Durchführung der Anforderungvalidierung erläutert. Neben der Validierung von Leistungsparametern der CS-22 wie der Startstrecke, Abrissgeschwindigkeit und der dynamischen Stabilität, soll das Erreichen eines alternativen Flugfelds aus [19] untersucht und validiert werden. Die Anforderungen inklusive der Testkriterien und der Work Item ID zur eindeutigen Rückverfolgbarkeit sind in TAB 2 beschrieben. Für die Bestimmung der Startstrecke (CS22.51) wird eine dynamische, automatisierte Missionssimulation ausgeführt, für die Abrissgeschwindigkeit (CS.22.49) das Simulationsmodell für die definierten Flugzustände ausgetrimmt und für die dynamische Stabilität der Anstellwinkelschwingung

(CS22.181) das ausgetrimmte Modell linearisiert und die Eigenfrequenzen bestimmt. Zur Validierung der ausreichenden Restenergie zum Erreichen eines alternativen Flugplatzes wird für die erste Entfernungsplanung das Missionstrimmen einer Mission auf einer Reiseflughöhe von 1000 m über Grund durchgeführt. In dieser Mission ist stets ein Touch-and-Go am Landeflugplatz integriert, um nach einer abgebrochenen Landung die Energiereserven für einen erneuten Landeversuch sicherzustellen. Aus der resultierenden Entfernung ergeben sich mögliche Ziele. In dieser Arbeit wird vom Flughafen Innsbruck (LOWI) gestartet und, wie in Kapitel 5 zu sehen, als primäres Ziel Schleißheim (EDNX) und alternativ Oberpfaffenhofen (EDMO) als Landeplatz ausgewählt.

Um die Effekte der Batteriealterung inkl. deren stochastischer Unsicherheit Sorge zu tragen, wird das oben beschriebene Vorgehen für 3 verschieden gealterte Batterien durchgeführt. Die Unterschiede der Batterien mit 0, 230 und 450 Zyklen sind in TAB 1 ersichtlich. Eine Leistungsverminderung der Zellen wird aufgrund inexistenter Daten vernachlässigt und ausschließlich die Kapazitätsverringernung im Alter betrachtet.

TAB 1: Auswahl verschieden gealterter Batterien

Name	Alter/ Zyklen	Ø Kapazität [Wh]	Ø Kapazität
Batterie 1	0	17000	100 %
Batterie 2	230	15232	89,6 %
Batterie 3	450	14807	87,1 %

Nach 230 Zyklen sind im Schnitt nur noch knapp 90 % der ursprünglichen Batteriekapazität verfügbar, nach 450 Zyklen lediglich etwas mehr als 87 %.

Für die Validierung von zertifizierungskritischen Anforderungen aus [1] und [19] werden die in TAB 2 beschriebenen Kriterien getestet. Ein erfolgreicher Test der Abrissgeschwindigkeit spiegelt sich durch Flugbereichsgrenzen mit minimal austrimmbarer Geschwindigkeit von kleiner gleich 80 km/h wider. Eine genügende Startstrecken-Leistung ist bei einer Startstrecke (bis zu einer Flughöhe von 15 m über Grund) von kleiner gleich 500 m gegeben. Für die dynamische Stabilität der Anstellwinkelschwingung sind in der CS-22 keine genauen Werte angegeben, sondern die Beschreibung „heavily damped“ [1, S. 28]. Um einen geeigneten Bereich zu definieren, wird die MIL-F-8785C [20] herangezogen. Ein Minimalwert von 0,35 und Maximalwert von 1,3 für die Dämpfung ζ gewährleisten eine Abdeckung aller Flugphasen und -kategorien. Das Kriterium zum Bestehen der Anforderung CAT.OP.MPA.181 ist das erfolgreiche Erreichen eines alternativen Flugplatzes in maximaler Entfernung von 30 Flugminuten zum ursprünglichen Landeplatz.

TAB 2: Testkriterien und IDs

Anforderungsname	Kriterium	Work Item ID
CS22.49 Stalling Speed	≤ 80 km/h	ELAP-2859
CS22.51 Take-Off Distance	≤ 500 m	ELAP-2860
CS22.181 Dynamic Stability	$0,35 \leq \zeta \leq 1,3$	ELAP-2879
CAT.OP.MPA.181 Alternate Airfield	Alternativ-Flugplatz erreicht?	ELAP-3936

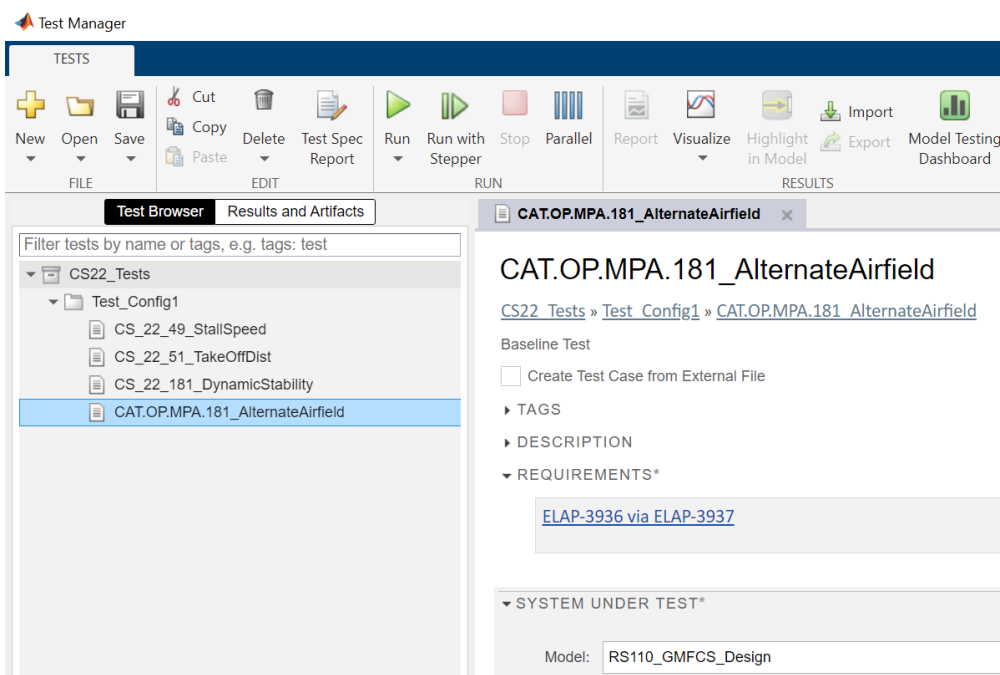


BILD 5: Anforderungsbasierte Testabläufe im Test Manager von MATLAB/Simulink

Die Anforderungen aus TAB 2 sind in jeweils einem Test in MATLAB/Simulink definiert. BILD 5 zeigt den Test Manager des Programms mit den 4 definierten Tests. Dort werden alle Einstellungen zur Testausführung wie das zu testende Modell, Simulationsoutputs, Systemkonfigurationen oder Parameterüberschreibungen vorgenommen. Die in SimPol hergestellte bidirektionale Verlinkung zwischen Test und Anforderung ist unter dem Punkt „Requirements“ in BILD 5 zu sehen. Beispielsweise wird die Anforderung CAT.OP.MPA.181 Alternate Airfield mit der Work Item ID 3936 über das Surrogate Work Item ELAP-3937 validiert. Das Surrogate Work Item wiederum wird durch den im Test Manager definierten Test validiert.

5. ERGEBNISSE

Dieses Kapitel zeigt die Resultate aus der Testausführung des in Kapitel 4 beschriebenen Testaufbaus. Die Anforderungen der CS-22 werden direkt über die definierten Tests validiert und deren Ergebnisse in TAB 4 dargestellt. Die Kraftstoff-/Energieplanung und Umplanung während des Flugs nach CAT.OP.MPA.181 zum Erreichen eines alternativen Flugplatzes zeigt sich im ersten Schritt in TAB 3 und BILD 7. Mit abnehmendem Gesundheitszustand und somit Kapazität der Batterien nimmt auch die maximale Reichweite bei sonst unveränderten Bedingungen ab – in dieser Untersuchung von 141 km auf 122 km.

TAB 3: Maximale Reichweiten verschieden gealterter Batterien

Name	Max. Reichweite Missionstrimmen
Batterie 1	141 km
Batterie 2	126 km
Batterie 3	122 km

Die maximalen Reichweiten verschieden gealterter Batterien aus dem Missionstrimmen bestimmen die

grundsätzliche Missionsplanung. In BILD 7 wird für die Darstellung der Reichweiten vereinfacht von einer geradlinigen Mission ohne Kursänderungen ausgegangen. In der initialen Routenplanung wird also beispielsweise das Abdrehen vom eigentlichen Ziel Oberpfaffenhofen auf den alternativen Flugplatz Schleißheim außenvor gelassen. Für jede Batterie resultiert so eine theoretische geradlinige Reichweite, die für Missionen mit Start in Innsbruck als Kreise um den dortigen Flugplatz visualisiert werden können. Der Radius der Kreise entspricht der jeweiligen maximalen Reichweite jeder Batterie und nimmt mit zunehmender Nutzungsdauer ab. Die Strecke einer Mission von Innsbruck über Oberpfaffenhofen nach Schleißheim beträgt ca. 118 km. Demnach ist diese Mission mit allen 3 Batterien möglich, da die maximale Reichweite der ältesten Batterie auf 120 km abnimmt.

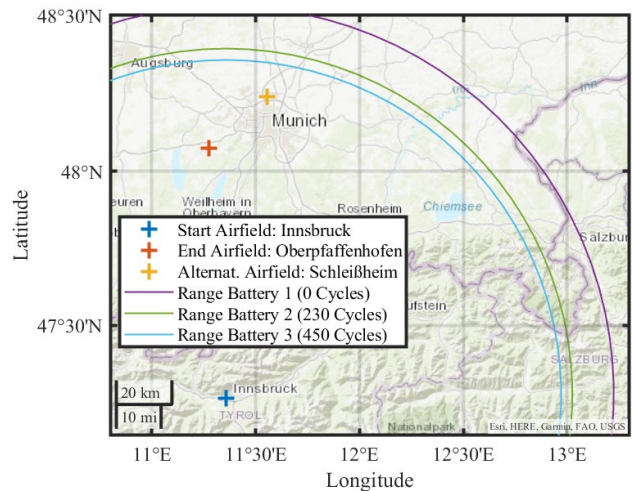


BILD 7: Maximale Reichweiten verschieden gealterter Batterien - Geographisch

Die dynamische Simulation dient der Verifikation der Ergebnisse auf Basis einer detaillierteren Missionssimulation.

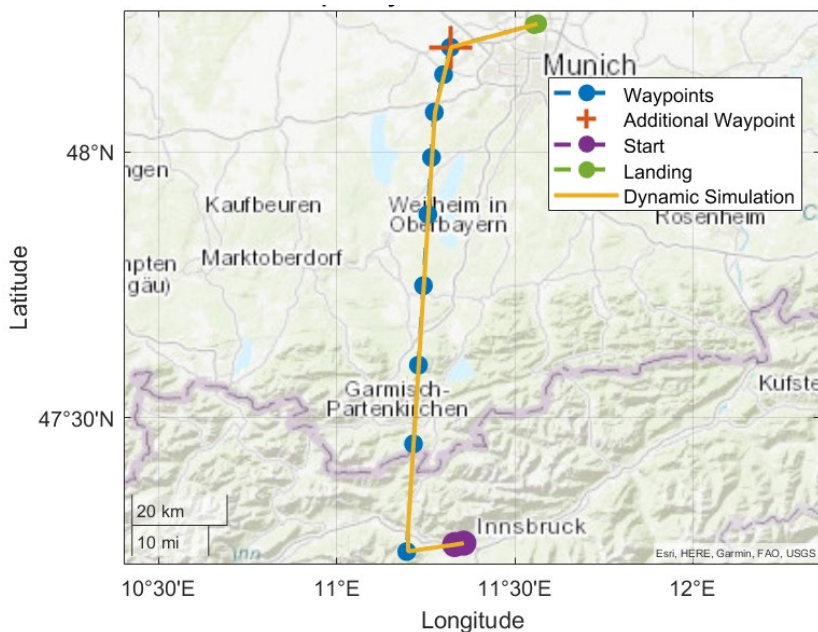


BILD 6: Ergebnis Mission dynamische Simulation

BILD 6 zeigt den topographischen Verlauf der nichtlinearen Simulation der ältesten Batterie (450 Zyklen) als Kartendarstellung. Die Batterie mit der größten Zyklenzahl entspricht der kritischsten Konfiguration, weshalb diese für die dynamische Simulation herangezogen wird.

Der dargestellte Positionsverlauf von Längen- und Breitengrad in BILD 6 von Innsbruck über Oberpfaffenhofen nach Schleißheim visualisiert die erfolgreiche dynamische Missionssimulation. Die vorgegebenen Wegpunkte beinhalten Transitionsradien, wodurch nicht alle Wegpunkte direkt über- bzw. durchflogen werden. Die Transitionsradien sind so gewählt, sodass sowohl die gewünschte Trajektorie bestehen bleibt als auch den Waypoint-Follower die Wegpunkte erreichen kann. Für den Start wird die Rollbahn in Innsbruck über deren Beginn und Ende definiert, ebenso die Landebahn am alternativen Ziel Schleißheim. Die Reiseflug-Wegpunkte sind in blauer Farbe dargestellt. Unter dem drittletzten Wegpunkt befindet sich das eigentliche Ziel Oberpfaffenhofen. Der letzte Wegpunkt ist als zusätzlicher Wegpunkt gekennzeichnet, da dieser nicht durch den Nutzer ausgewählt wird, sondern vom Algorithmus automatisch auf Basis einiger Parameter wie Flughöhe und Bahnwinkel berechnet wird und der Wegpunkt-Liste angehängt wird, um stets den Reiseflug am designierten Ort für den Anflug zu beenden.

Nach erfolgreicher Landung in Schleißheim befinden sich noch etwas mehr als 10% Restkapazität in der Batterie. BILD 8 zeigt den Verlauf des Ladezustands der Batterie über der Missionsdauer. Da die Batterie mit der geringsten Kapazität als kritischste Variante zur Simulation herangezogen wurde, liegen die Ladezustände der weniger gealterten Batterien stets über der hier dargestellten Werten. Die starke Leistungsabnahme der Batterie zu Beginn stellt den Start und Steigflug auf die Reisehöhe von 1000 m über Grund dar. Der flache Verlauf gegen Ende der Mission bezeichnet den Anflug und die Landung. Das Missionstrimmen der primären Flugplanung setzt die volle Kapazität der Batterie um. Die hier verbleibenden 10% Ladung resultieren daraus, dass bei der initialen Entfernungsplanung aus Sicherheitsgründen eine Platzrunde aufgrund eines abgebrochenen Landevorgangs

miteinbezogen wird. Diese wird in der dynamischen Simulation nicht durchgeführt. So wird sichergestellt, dass keine zu große Reichweite aus der ersten Streckenplanung resultiert und die dynamische Simulation diese Mission nicht erfüllen kann.

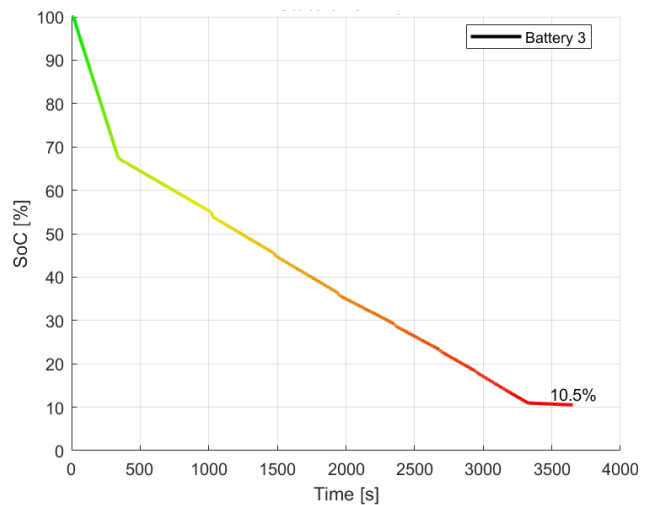
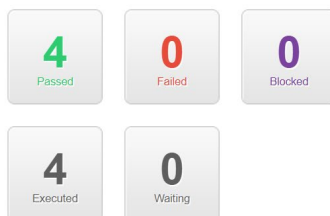


BILD 8: Ergebnis Mission dynamische Simulation - Batterieladung

Im hier durchgeführten Test wurden 4 zertifizierungsrelevante Anforderungen validiert: CS22.49 Stalling Speed, CS22.51 Take-Off Distance, CS22.181 Dynamic Stability und CAT.OP.MPA.181 Alternate Airfield. Nach TAB 4 sind alle definierten Anforderungen erfüllt. Die Abrissgeschwindigkeit ist mit einer getesteten Geschwindigkeit von 79,9 km/h kleiner als der Maximalwert von 80 km/h und erfüllt die Systemanforderung. Die wahre Abrissgeschwindigkeit liegt unter dem getesteten Wert. Eine genaue Bestimmung durch den Test mit immer kleineren Geschwindigkeiten ist jedoch für die Anforderungvalidierung irrelevant und wird deshalb hier nicht durchgeführt. Die Startstrecke überschreitet die Grenze von 500 m mit 479 m ebenso nicht.

20230905-104554 - drm (externalTestRun - externalTestRun)

Test Run Status - imported



Test Result	Test Case
Passed	ELAP-3937 - CS22_Tests.mldatx e0b295f4-e265-4df9-bfa2-e23e8fd48f19
Passed	ELAP-2859 - CS22_Tests.mldatx 4897718d-cea1-40a0-aabe-47e363653ce4
Passed	ELAP-2860 - CS22_Tests.mldatx cdb2df91-b262-493d-95f9-c6651f4d2dfa
Passed	ELAP-2879 - CS22_Tests.mldatx 1b9d7144-3562-4029-b1eb-7d7d4bf52d58

BILD 9: Importierter Testlauf Status in Polarion

Die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung liegt mit 1 zwar nicht beim Optimum von $\sqrt{2}/2$, jedoch im erlaubten Wertebereich einer starken Dämpfung. Durch erfolgreiche Landung zeigt die dynamische Simulation in BILD 6, dass der alternative Flugplatz in Schleißheim über das eigentliche Ziel Oberpfaffenhofen erreicht wird und somit die Kraftstoff-/Energieplanung und Umplanung während des Flugs erfüllt ist.

TAB 4: Testergebnisse

Anforderungsname	Kriterium	Ergebniswert	Testkonformität
CS22.49 Stalling Speed	$\leq 80 \text{ km/h}$	79,9 km/h	✓
CS22.51 Take-Off Distance	$\leq 500 \text{ m}$	479 m	✓
CS22.181 Dynamic Stability	$0,35 \leq \zeta \leq 1,3$	$\zeta = 1$	✓
CAT.OP.MPA.181 Alternate Airfield	Alternativ-Flugplatz erreicht?	Ja	✓

Die Toolchain erlaubt eine automatisierte Rückführung der Testergebnisse in das Anforderungsmanagement-Tool *Polarion*. BILD 9 zeigt den Status des importierten Testlaufs mit den 4 bestandenen Tests der Anforderungen. Falls existent, werden hier ebenso die fehlgeschlagenen, blockierten und noch ausstehenden Tests graphisch dargestellt.

6. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Diese Arbeit stellt einen Weg der automatisierten Anforderungvalidierung dar, um so im frühen Entwicklungsstadium Flugzeugkonzepte bewerten zu können. Eine Toolkette des Anforderungsmanagements erlaubt die automatisierte Ausführung von definierten Tests, welche der Zertifizierung des Fluggeräts dienen. Ebenso werden die Testergebnisse in das Management-System zurückgeführt und sind dort kompakt einsehbar. Die Flugmechanik und -dynamik werden über ein generisches Simulationsmodell abgebildet und kann an das untersuchte Fluggerät angepasst werden. Funktionen des Modells wie das Austrimmen von Flugzuständen, damit einhergehend die Bestimmung von Flugcharakteristiken wie Eigenbewegungen und auch die dynamische Missionssimulation werden für die Validierung der Anforderungen herangezogen. Neben der grundsätzlichen Konzeptbewertung lassen sich spätere Änderungen beispielsweise der Performance des Antriebsstrangs wie der Batteriekapazität mit geringem Aufwand bewerten. In dieser Forschungsarbeit wurde die genannte Toolkette vorgestellt und auch mehrere luftfahrtkonforme Anforderungen angewendet. Die maximale Abrissgeschwindigkeit von 80 km/h und die maximal erlaubte Startstrecke von 500 m wurden im Test nicht überschritten. Die Dämpfung der dynamischen Stabilität ist im zulässigen Bereich und eine Energieplanung bzw. Umplanung zum Erreichen eines alternativen Flugfelds inklusive Verifizierung über eine dynamische, nichtlineare Simulation für die Mission von Innsbruck über Oberpfaffenhofen nach Schleißheim ist gegeben. Die

untersuchte Anwendung wäre ein typischer Use-Case für den betrachteten elektrischen Motorsegler.

Zukünftig wird diese Prozesskette um weitere Tests von zertifizierungsrelevanten Anforderungen erweitert und der Automatisierungsgrad weiter erhöht. Potenziale bestehen hier in der Verknüpfung der ersten Entfernungsplanung aus dem Missionstrimmen und der anschließenden dynamischen Missionssimulation.

Diese Forschungsarbeit im Projekt ELAPSED wird durch dtec.bw – Zentrum für Digitalisierungs- und Technologieforschung der Bundeswehr gefördert. dtec.bw wird von der Europäischen Union – NextGenerationEU finanziert.

LITERATUR

- [1] *CS-22 Amendment 3: Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Sailplanes and Powered Sailplanes*, European Aviation Safety Agency, Sep. 2022.
- [2] *SC E-19 EHPS: Special Condition 19 - Electric / Hybrid Propulsion System*, European Aviation Safety Agency, Apr. 2021.
- [3] *DO-178C: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*, RTCA.
- [4] *DO-254: Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware*, RTCA.
- [5] *DO-331: Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A*, RTCA.
- [6] *ARP 4754: Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems*, SAE.
- [7] *ARP 4761: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment*, SAE.
- [8] Siemens AG. „Polarion ALM - Application Lifecycle Management.“ <https://polarion.plm.automation.siemens.com/products/polarion-alm> (Zugriff am: 15. März 2023).
- [9] TUM. „TUM-FSD: Technische Universität München - Institute of Flight System Dynamics.“ <https://www.fsd.ed.tum.de/>
- [10] M. T. Hochstrasser, „Modular model-based development of safety-critical flight control software,“ Dissertation, Fakultät für Luftfahrt, Raumfahrt und Geodäsie, Technische Universität München, München, 2020.
- [11] F. Schwaiger, K. Schmiechen und F. Prof. Dr.-Ing. Holzapfel, „Tico – a Toolbox to Author and Execute Large Parametrizable Test Suites in MATLAB,“ in *AIAA SciTech 2023 Forum*, National Harbour, MD, 2023, doi: 10.2514/6.2023-1123.
- [12] K. Schmiechen, F. Schwaiger, M. Wechner und F. Prof. Dr.-Ing. Holzapfel, „Combining ALM and MBD Tools for Continuous Requirement Validation Tests with Multi-Dimensional Test Parameters,“ in *AIAA AVIATION 2022 Forum*, Chicago, IL & Virtual, 06272022, doi: 10.2514/6.2022-3233.
- [13] K. Schmiechen, S. Zafar, K. Dmitriev, C. Krammer, M. Maly und F. Holzapfel, „A Requirements Management Template in Polarion for Model-Based Development of Airborne Systems,“ in *Software Engineering 2021 Satellite Events, Lecture Notes in Informatics (LNI)*, Bonn, 2021.
- [14] L. Hein und S. Myschik, „Simulation of an Electric Powered Aircraft for Flight & Mission Performance

- Evaluation,“ in *AIAA AVIATION 2022 Forum*, Chicago, IL & Virtual, 06272022, doi: 10.2514/6.2022-3572.
- [15] L. Hein, D. Surmann, N. Sauert und S. Myschik, „Simulationsumgebung zur Ermittlung der Missionsleistungen eines elektrisch angetriebenen Luftfahrzeugs,“ in *DLRK 2022: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*, Dresden, DGLR, Hg., 16122022, doi: 10.25967/570338.
- [16] L. Hein, P. Panchal, D. Surmann und S. Myschik, „Performance Analysis of an electrically powered General Aviation Aircraft using parallelized automated Mission Simulations,“ in *AIAA AVIATION 2023 Forum*, San Diego, CA and Online, 2023, doi: 10.2514/6.2023-4472.
- [17] S. Park, J. Deyst und J. How, „A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking,“ in *Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Providence, Rhode Island, 2004, doi: 10.2514/6.2004-4900.
- [18] MOLICEL. „Data Sheet MOLICEL INR-21700-P42A.“ <https://www.molicel.com/> (Zugriff am: 8. August 2023).
- [19] European Commission, *Commission Implementing Regulation (EU) 2021/1296: amending and correcting Regulation (EU) No 965/2012 as regards the requirements for fuel/energy planning and management, and as regards requirements on support programmes and psychological assessment of flight crew, as well as testing of psychoactive substances (2021)*, 2021. Zugriff am: 10. August 2023. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/regulations/commission-implementing-regulation-eu-20211296>
- [20] *MIL-F-8785C: Flying Qualities of Piloted Airplanes*, Nov. 1980.