

AUFBAU EINER METHODIK ZUR INTERDISZIPLINÄREN HELIKOPTER-STRUKTURAUSLEGUNG MIT FRÜHZEITIGER RÜCKKOPPLUNG VON STATIK-, CRASH-, FERTIGUNGS-, UND PRODUKTIONSANFORDERUNGEN IN DEN ENTWURFSPROZESS

****Thomas Stefani, **Matthias Beyrle, **Dominik Deden, *Björn Drees, *Daniel Fricke,
*Paul Schatrow, **Clemens Schmidt-Eisenlohr, *Dominik Schwinn, **Michael Vistein,
*Matthias Waimer**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt,
Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie, *Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart,
Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP), **Am Technologiezentrum 4, 86159
Augsburg

ABSTRACT

Ein Produktentwicklungsprozess im Bereich der Luftfahrt verläuft in der Regel entlang eines fest vorgegebenen Pfades der durch bestimmte Meilensteine gekennzeichnet ist. Nach der Produktidee mit der entsprechenden Marktanalyse muss ein Missionsprofil erstellt werden. Dafür werden vom Overall Aircraft Design (OAD) sogenannte Top Level Aircraft Requirements (TLARs), wie Traglast, Reichweite usw. definiert. Im Anschluss durchläuft man diverse Designphasen (Conceptional, Preliminary und Detailed) mit jeweils steigendem Detaillierungsgrad. Sobald die Konzept- und Vorentwurfsphasen durchlaufen sind, ist der Spielraum für Designänderungen gering. Ein Großteil der Produktentstehungskosten fällt jedoch erst in der Produktion an. Designänderungen, die auf besondere Anforderungen der Produktion zurückzuführen sind, sind zu diesem späten Zeitpunkt nur unter extremen zusätzlichen Kostenaufwand zu realisieren. Im DLR-Projekt URBAN Rescue soll unter anderem dieses Problem angegangen werden. Durch eine agile interdisziplinäre Strukturauslegung, die bereits in der frühen Designphase eine Rückkopplung von Statik-, Crash-, Fertigungs-, und Produktionsanforderungen ermöglicht, sollen kostenaufwendige Designänderungen in der Produktion reduziert werden. Hierzu soll eine Methodik entwickelt werden, die den Rahmen für die abteilungsübergreifende Kommunikation stellt und auf den gesamten Entwurfsprozess anwendbar ist. Ein Fokus liegt hierbei auf der Beschreibung der Kommunikationswege ohne diese zu automatisieren. Daher sollen Schnittstellen definiert werden, die in agilen und hochfrequenten Auslegungsloops frühzeitig potentielle Fallstricke verhindern. Anhand der Fertigung einer ausgewählten Demonstratorstruktur soll die Funktionalität der Methodik getestet und bewertet werden. Die vorliegende Arbeit zeigt den aktuellen Stand auf und gibt einen Überblick über die bis 2024 im Projekt geplanten Arbeiten.

1. MOTIVATION UND ZIELE

Der Produktentwicklungsprozess im Bereich der Luftfahrt hat sich über mehrere Jahrzehnte hinweg entwickelt und weißt in seiner aktuellen Form meist einen geradlinigen festen Pfad auf, der durch Meilensteine gekennzeichnet ist. Dabei werden verschiedene Phasen mit steigendem Detaillierungsgrad durchlaufen. Sobald ein bestimmtes Maß im Detailkonzept erreicht ist und alle Komponenten spezifiziert sind, geht es in die Phase des Zusammenbaus. Zu diesem Zeitpunkt sind bereits ein Großteil der nachfolgenden Herstellungskosten durch den Entwicklungsprozess vorbestimmt. Notwendige Änderungen können zu diesem

Zeitpunkt nur durch ebenfalls sehr hohe Kostenaufwände umgesetzt werden. Folglich könnte gerade in der frühen Entwicklungsphase der wertvolle Input von verschiedenen strukturbezogenen Disziplinen wie Statik, Crashauslegung, Fertigung und Produktion, Änderungskosten zu einem späteren Zeitpunkt verringern. Im Projekt URBAN-Rescue soll unter anderem diese Problematik angegangen werden. Durch die Entwicklung einer interdisziplinären Methodik soll die frühzeitige Rückkopplung der strukturbezogenen Disziplinen in den Flugzeugentwurfprozess ermöglicht werden. Die Methodik soll dabei in verschiedenen Designphasen getestet werden. In der vorliegenden Arbeit wird ein Überblick über den aktuellen Stand in dem bis 2024 laufenden Projekt gegeben. Die Methodik wird am Beispiel eines „electric vertical takeoff and landing aircraft“ (eVTOL) als Notarztzubringer aufgezeigt.

2. PRODUKTENTWICKLUNGSPROZESS

Die entwickelte Methodik basiert auf einer Analyse des aktuellen Stands der Technik. Dazu ist in Abbildung 1 der Produktentwicklungszyklus bei Airbus dargestellt. Insgesamt werden vier übergeordnete Phasen von Machbarkeit, Konzept, Definition bis hin zur Entwicklung durchlaufen. Die ersten Schritte der Machbarkeit umfassen die Produktidee und deren Marktchancen. Falls diese positiv ausfällt, werden erste Anforderungen und ein Basiskonzept definiert. Hier findet der Übergang in die Konzeptphase statt. Mit steigendem Detaillierungsgrad werden Anforderungen in Designlösungen überführt und validiert, bis man in der Definitionsphase Strukturlösungen und Komponenten Spezifikationen definiert. Danach beginnt der Zusammenbau bzw. Start der Produktion. Umso später in der Entwicklungsphase notwendige Änderungen auftreten, umso kostenintensiver wird eine Berichtigung der Problematik. [1][4]

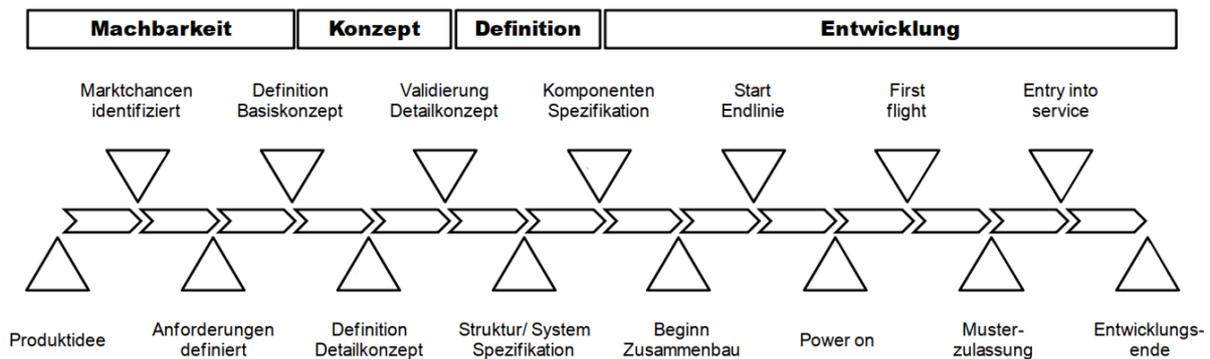


Abbildung 1: Typischer Flugzeugentwurfprozess angelehnt an [1]

3. METHODIKENTWICKLUNG

3.1 Agile Entwicklungszyklen

Um beim Zusammenspiel mehrerer Abteilungen eine möglichst einfache und effektive Kommunikation zu ermöglichen, stand bei der Methodik Flexibilität und Agilität im Vordergrund. Als Ideengeber diente das Vorgehen in Softwareentwicklerteams, die teilweise selbstständig als auch gemeinsam an einem Projekt arbeiten und jeweils unterschiedliche Bausteine für das Projektziel liefern. Die Kommunikation findet hierbei in agilen „Loops“ statt, die in schnellen Zyklen ablaufen. Mit steigender Zykluszahl steigt das Detaillevel. Wichtig hierbei ist, dass Geschwindigkeit höher gewichtet wird als Vollständigkeit der aufbereiteten Informationen. So kann durch die schnelle Kommunikation Dopplungen bei der Arbeit und potentielle Fehler minimiert werden [2][3]. Daraus abgeleitet ist in Abbildung 2 die Logik der Methodik dargestellt. Die ersten Design-Informationen vom Overall Aircraft

Design (OAD) werden auf einem „groben“ Detaillevel an die Einzeldisziplinen Statik, Crash, Fertigung und Produktion bereitgestellt. Diese bewerten nach Möglichkeit im Hinblick auf ihre Disziplin den erhaltenen Input und generieren einen entsprechenden Output. Der Output kann aus Hinweisen, Fragestellungen oder Vorschlägen für Verbesserungen bestehen. Am Ende des „Loops“ werden die gesammelten Informationen an OAD zurückgespielt. OAD gibt soweit möglich Antworten auf die Fragestellungen und prüft die abgegebenen Vorschläge. In einem Diskurs werden Pro und Contra der Vorschläge abgewogen und bei entsprechender Eignung übernommen. Nachfolgend findet der nächste Loop mit einem höheren Detaillevel statt. Die Anzahl der Loops sollte jedoch nicht vorgegeben werden. Je nach Bedarf sollten falls nötig auch mehrere Loops in einem Detaillevel möglich sein. Mit steigender Anzahl an durchgeführten Loops steigt das Level der Ausdetaillierung, bis das Detailed-Design unter Berücksichtigung des Feedbacks aller strukturbezogenen Abteilungen erreicht ist. [5]

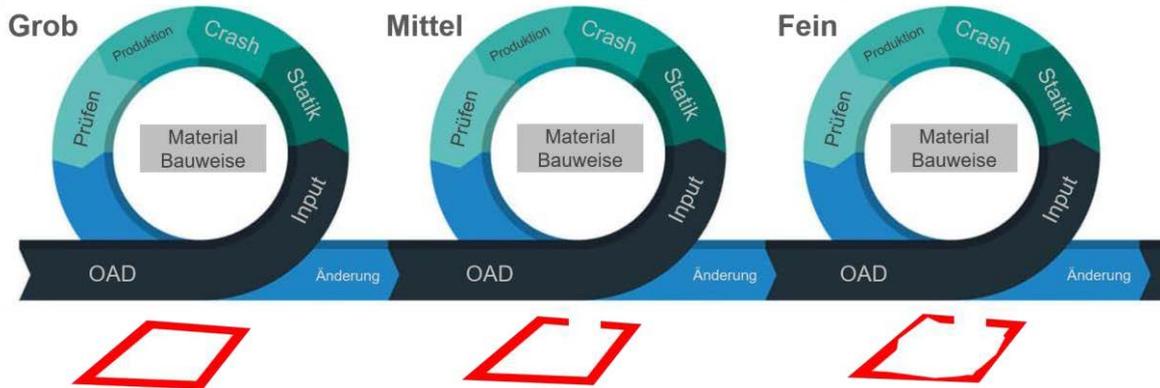


Abbildung 2: Implementation einer agilen Methodik im Entwurfsprozess

3.2 Grundstruktur der Methodik

Basierend auf den agilen Loops wurde die Grundstruktur weiter ausgebaut. Dabei wurde festgestellt, dass OAD in jeden Feedback-Loop einzubinden nicht die effektivste Vorgehensweise ist. Da die Kommunikationsflexibilität in den strukturspezifischen Disziplinen höher ist, kann es sinnvoll sein den strukturinternen Input in mehreren Loops zu schärfen, bevor er an OAD zurückgegeben wird. „Loop“ beschreibt demzufolge den strukturinternen Austausch, wohingegen „Iteration“ die Feedbackschleifen mit OAD beschreibt. Pro Iteration sind je nach Detaillevel ein bis drei Loops vorgesehen. Es sollte hier jedoch keine feste Vorgabe stattfinden, sondern situativ auf Gegebenheiten reagiert werden.

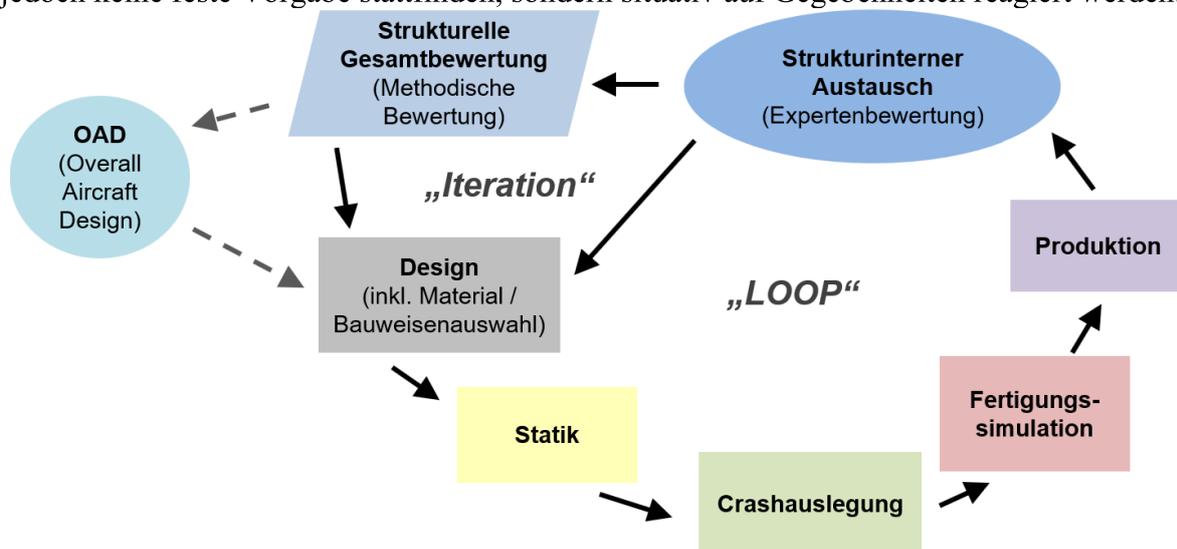


Abbildung 3: Grundstruktur für den Entwurfsprozess mit verschiedenen Einzeldisziplinen

4. ERGEBNISSE DER METHODIK IM DETAILLEVEL GROB

4.1 Input Overall Aircraft Design

Am Beginn der Methodik steht der Input von OAD. Zu einem sehr frühen Zeitpunkt kann der Input aus nur wenigen grundlegenden Informationen bestehen. Am Beispiel eines eVTOLs, der als Notarztzubringer eingesetzt werden soll, kann ein Teil des Inputs (ohne Anspruch auf Vollständigkeit) folgendermaßen aussehen:

- Abmessungen des Sitzes
 - Breite 0,75 m
 - Höhe 1,15 m
 - Länge 1,4 m
- Kabinenkonfiguration
 - Zwei Sitze hintereinander
 - Länge 2,8 m
 - Notarzt Unterbringung im Schwerpunkt
- Missionsprofil
 - Effektiver Missionsradius 65 km
 - Reisegeschwindigkeit >100 km/h
- Massen
 - Crew 180 kg
 - Ausstattung 39 kg

4.2 Statik

Um die Methodik der Auslegung an einem praktischen Beispiel anwenden zu können, wurde ein grobes Dummy-Modell eines eVTOL Quadrocopters konstruiert, welches ungefähr den Maßen der aktuellen Gyrocopter entspricht (Abbildung 4). Hauptaugenmerk lag dabei auf der Verteilung der Lasten, der Ergonomie der Piloten und natürlich der Crash-Fähigkeit der Unterbodenstruktur.

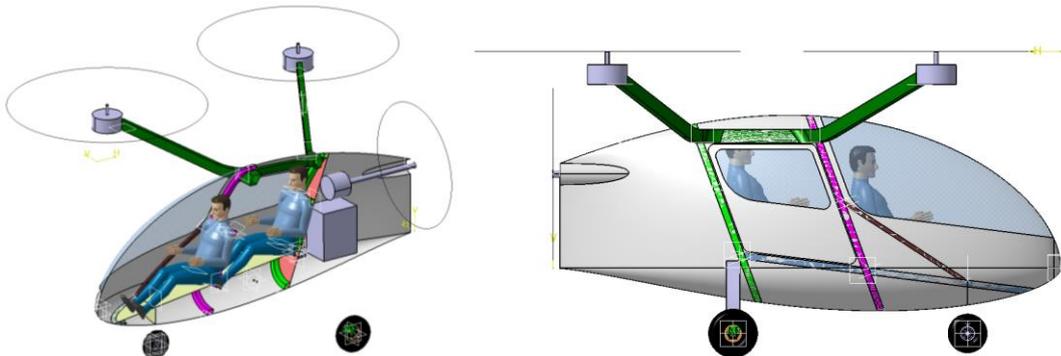


Abbildung 4: Schnitt- und Seitenansicht eines ersten Entwurfs des eVTOLs

Der Aufbau der Struktur ist im Wesentlichen klassisch gestaltet, wie man sie von Faserverbund-Flugzeugen kennt: lasttragende Spanten mit längsversteifenden Stringer-Profilen und einer Faserverbund-Haut. Die Hauptlast wird hierbei vom hinteren Haupt-Spant (hellgrün) getragen, welcher gleichzeitig den Quadro-Arm mit seinen vier Motoren, das Hauptfahrwerk und den Axialmotor mit dem gesamten Akku-Pack trägt. Der Spant wird durch eine feuerfeste Sandwich-Membran zum Brandspant. Der vordere Spant (Magenta) dient zur Verteilung der Lasten von der vorderen Aufnahme des Quadro-Arms und leitet den Lastpfad hinunter in die Längsstruktur und die Rumpf-Schale.

Der Quadro-Arm selber sollte zumindest im inneren Teil mit der Rahmen- und Vierkantrrohrform möglichst ein Integral-Bauteil werden. Die Ausleger selber könnten aber z.B. auch durch ein Gelenk mit Bolzenarretierung im Bodenstandfall einklappbar gestaltet werden, sodass man zur Lagerung im Hangar deutlich weniger Platz benötigt.

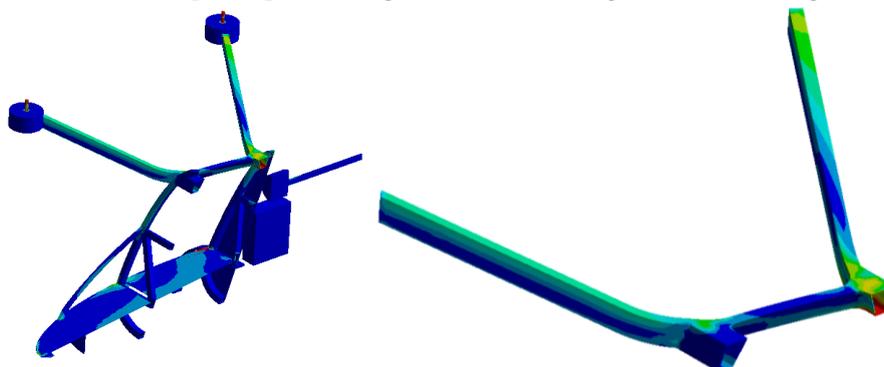


Abbildung 5: Grobe FEM Berechnung der Lastpfade (l) Darstellung des Quadro-Arms (r)

Die FEM Berechnung in Abbildung 5 konzentrierte sich auf das Auffinden der Lastpfade in den Bauteilen und die Lokalisierung der Lastspitzen. Damit kann man zu einem späteren Zeitpunkt die Faserverbund-Bauteile gezielter auslegen und auch entsprechend des Designs dieser Maxima möglichst fasergerecht anpassen.

4.3 Crashauslegung

Energieabsorptionskonzept

Für ein überlebbares und optimales Crashverhalten eines eVTOLs bei einer kontrollierten Crashnotlandung müssen folgende Hauptkriterien erfüllt werden:

- 1) Die Passagierlasten dürfen kritische Werte nicht überschreiten.
- 2) Schwere Massen wie Batterien, elektrische Motoren oder Gepäck müssen bei dem Aufprall zurückgehalten werden.
- 3) Die Kabine darf unter den Aufpralllasten nicht kollabieren.
- 4) Die Ausgänge dürfen nach dem Aufprall weder verformt noch versperrt sein.

Die kinetische Energie wird im Fahrwerk, dem Unterboden und den energieabsorbierenden Sitzen aufgenommen. Die Energieabsorption in dem Fahrwerk ist typischerweise begrenzt. Daher wird der größte Anteil der kinetischen Energie im Unterbodenbereich eines eVTOLs aufgenommen. In diesem Bereich können Stauchabsorber z.B. aus Verbundwerkstoffen integriert werden (Abbildung 6 (l)). Die Energieabsorption in dem Unterbodenbereich eignet sich insbesondere um die Hauptkriterien 2), 3) und 4) zu erfüllen. Da die stauchbare Höhe des Unterbodenbereichs bei einem eVTOL limitiert ist, wird diese voraussichtlich nicht ausreichen um auch das Hauptkriterium 1) zu erfüllen, d.h. die Beschleunigungslasten auf die Passagiere unterhalb der kritischen Werte zu begrenzen. Daher werden für die Erfüllung des Hauptkriteriums 1) energieabsorbierende Sitze notwendig sein (Abbildung 6 (r)).

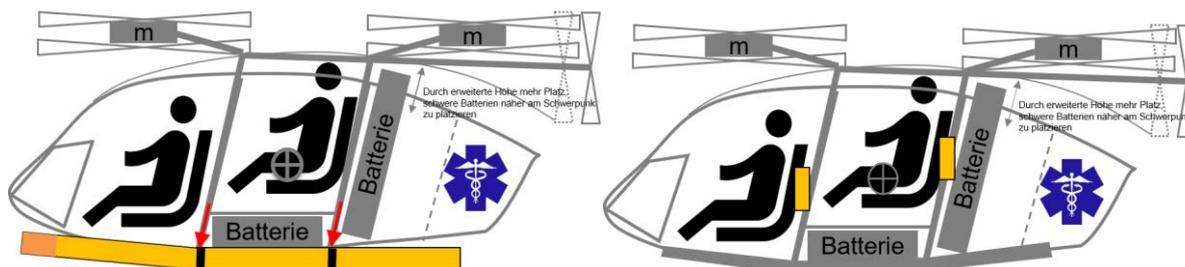


Abbildung 6: (l) Integration Stauchabsorber in den Unterbodenbereich, (r) Anbindung Sitze mit den Sitzabsorbern an die Hauptspante

Installation von schweren Massen

Beispielhaft wird nachfolgend von einem batterieelektrischen Antrieb ausgegangen. Folgende schwere Massen müssen in dem eVTOL sinnvoll untergebracht werden:

- Medizinische Ausrüstung
- Batteriemodule

Die medizinische Ausrüstung sollte sich möglichst griffbereit und in Nähe zum Notarzt befinden (Abbildung 7). Dazu bietet sich der Unterbodenbereich unterhalb des Notarztes an. Alternativ kann die medizinische Ausrüstung aber auch im Heckbereich des eVTOLs untergebracht werden. Die Batteriemodule dürfen sich nicht direkt in der Crashzone befinden, ansonsten müssen diese entsprechend durch Lastbegrenzer geschützt werden. Je nach Platzangebot und Batteriegröße könnte ein Batteriemodul schwerpunktsnah unterhalb des Notarztes und ein zweites Batteriemodul im Heckbereich des eVTOLs untergebracht werden. In beiden Fällen muss jedoch sichergestellt werden, dass bei einer Crashnotladung die Lasten auf die Batteriemodule durch Lastbegrenzer reduziert werden. Auch muss sichergestellt werden, dass im Fall einer Feuerentwicklung durch die Batterien die Kabine durch Brandschotts vor Rauch und Feuer geschützt ist.

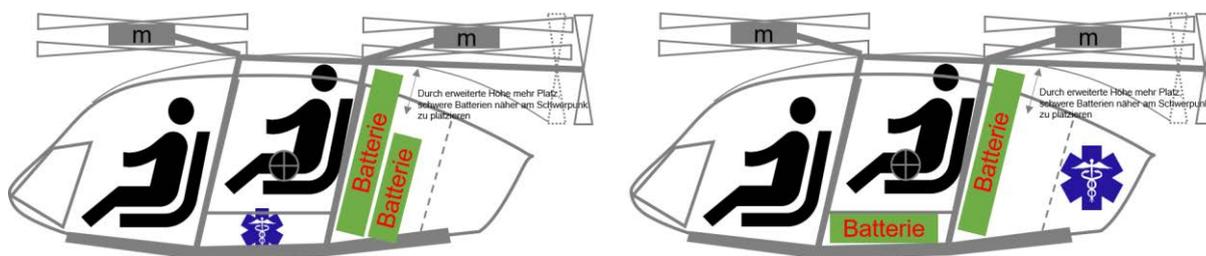


Abbildung 7: Beispielhafte Verteilung der schweren Massen

Lasttragende Struktur

Die lasttragende Struktur besteht aus zwei Hauptspanten, dem Unterbodenbereich und dem oberen Kabinenbereich (Abbildung 8). Am oberen Kabinenbereich werden die vier Rotorausleger mit den elektrischen Motoren befestigt. Der obere Kabinenbereich bietet zudem die Möglichkeit zur Installation eines Notfallschirms, der jedoch nur in einer bestimmten Mindesthöhe eingesetzt werden kann. Im Crashlastfall dürfen die elektrischen Motoren nicht unkontrolliert abreißen und evtl. unbeteiligte Personen am Boden treffen. Die Hauptspante müssen so ausgelegt sein, dass sie im Crashlastfall nicht ausknicken. Eine Möglichkeit zur Entlastung der Spante durch kontrolliertes Abknicken der Rotorausleger mit den elektrischen Motoren sollte auch untersucht werden. Wie oben schon beschrieben werden in den Unterbodenbereich Stauchabsorber für die Energieabsorption des ganzen Vehikels bzw. als Lastbegrenzer für Batteriemodule integriert.

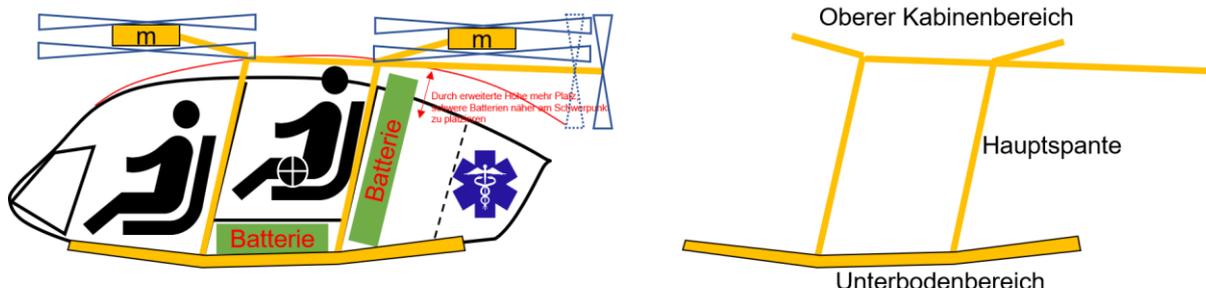


Abbildung 8: Lasttragende Struktur

Lastfälle

Das eVTOL wird für einen Referenzlastfall mit einer reinen vertikalen Aufprallgeschwindigkeit von $v_z = 8$ m/s ausgelegt. Darüber hinaus sollten on-axis, off-axis und Robustheitslastfälle mit Längsgeschwindigkeit auf weiche Böden untersucht werden. Bei den on-axis Robustheitslastfällen mit geringerer Aufprallgeschwindigkeit (z.B. $v_z = 4$ m/s) verglichen zu dem Referenzlastfall sollte gezeigt werden, dass sich das Antwortverhalten der Struktur nicht zu steif auswirkt. Durch eine höhere Aufprallgeschwindigkeit (z.B. $v_z = 10$ m/s) verglichen zu dem Referenzlastfall soll gezeigt werden, dass die Struktur ausreichende Crashreserven bietet. Bei den off-axis Robustheitslastfällen soll der Einfluss der Roll- und Nickwinkel auf die Passagier- bzw. Strukturlasten untersucht werden. Bei den Lastfällen mit Längsgeschwindigkeit auf weiche Böden wird erwartet, dass die Passagierlasten und Strukturlasten deutlich höher sein können als in dem Referenzlastfall. Außerdem besteht in diesem Szenario die Gefahr eines Überschlags nach vorne. Daher muss die Kabinenstruktur für den Robustheitslastfall mit Längsgeschwindigkeit ausgelegt werden und so geformt sein, dass die Tendenz durch ein Eingraben in den weichen Boden reduziert wird.

4.4 Fertigung / Produktion

Im Detaillevel „Grob“ findet zuerst eine Betrachtung der zu produzierenden Strukturen/Baugruppen statt. Im Falle des eVTOLs zählen dazu beispielsweise die Unterbodenstruktur, Pylon, Cockpit, Außenhaut und weitere Baugruppen. Pro Baugruppe findet eine Betrachtung der unterschiedlichen möglichen Varianten in Bezug auf Verfahren, Bauweise und Material statt. Für jede Variante wird eine entsprechende Prozesskette erstellt. Hier sind zwei wichtige Schritte notwendig. Zum einen, ein ausschussverfahren für Technologien die als ungeeignet eingestuft werden, und zum anderen, eine Bewertung der theoretisch denkbaren Technologien. Um ein möglichst breites Spektrum an Fertigungstechnologien in einer frühen Designphase mit gleichen Kennwerten bewerten zu können, wurde die folgende Liste an Kennwerten definiert:

- Flächeninhalt des Bauteils
- Lange Seite Bounding Box
- Kurze Seite Bounding Box
- Einfache Krümmung
- Doppelte Krümmung
- Umformgrad
- Max. Steilheit im Raum

Die jeweils Lange und Kurze Seite der Bounding Box ist ein per CAD-Software ermittelter Kennwert. Bei den Krümmungen werden jeweils die Maximalwerte ebenfalls per CAD ermittelt. Die maximale Steilheit im Raum bezieht sich auf die Anordnung der Geometrie im Raum während des Fertigungsprozesses.

In einem nächsten Schritt wurden für verschiedene Fertigungstechnologien wie Heißpressen, Tapelegen und Pick & Place etc. die jeweiligen Grenzbereiche der Kennwerte definiert. Dazu zählen Limit-Werte, ab denen eine gewisse Technologie nicht mehr einsetzbar ist. Beispielsweise der Bauteilflächeninhalt beim Heißpressen, der durch die Pressfläche begrenzt ist. Des Weiteren wurden die realisierbaren Bereiche mittels einer Skala von 1 (sehr gut machbar) bis 10 (sehr schlecht machbar) durch mehrere Experten pro Technologie bewertet. So erhält man durch sieben Geometrie-Kennzahlen, eine schnelle Aussage ob und mit gewissen Grenzen wie gut eine Technologie für eine Geometrie geeignet ist. Visualisiert dargestellt erhält man beispielsweise die Ansicht in Abbildung 9. Je nach Technologie sind über die Machbarkeitsbereiche Aussagen über die Eignung gewisser Technologien möglich. Aufgrund der hohen Komplexität kann ein derartiges System keine ganzheitliche,

allumfassende Bewertung abgeben. Sie dient Experten jedoch als Hilfestellung bei Entscheidungen und bringt eine Systematik in den Entscheidungsfindungsprozess

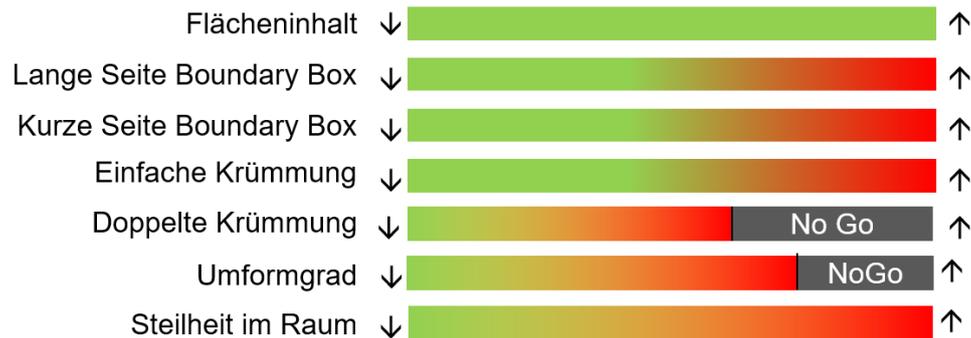


Abbildung 9: Kennwerte der Technologiebewertung mit exemplarischen Machbarkeitsbereichen

5. FAZIT

Durch die Entwicklung einer agilen Entwurfsmethodik konnte ein Weg aufgezeigt werden, wie eine frühzeitige Rückmeldung aus der Statik, Crashauslegung, Fertigung und Produktion in den Flugzeugentwurfprozess umgesetzt werden kann. Insbesondere aus den Disziplinen Statik und Crashauslegung kann zu einem frühen Zeitpunkt selbst auf Basis weniger Informationen eine Großzahl an Erkenntnissen gewonnen werden, die ohne große Aufwände im Aircraft-Design berücksichtigt werden können. Dies entsprach der Testphase im Conceptual Design. So können kostenaufwendige Änderungen, die erst zu einem späteren Zeitpunkt angefallen wären, frühzeitig vermieden bzw. minimiert werden. Um ebenfalls aus Fertigungs- und Produktionssicht frühzeitige Rückkopplungen zu erlauben, wurde ein Technologiebewertungstool erstellt, mit dessen Hilfe Expertenentscheidungen unterstützt werden können. Ausstehend bleibt die Prüfung der Methodik im fortschreitendem Projektstatus (Preliminary und Detailed Design). Hier steht der Test und Validierung der Technologiebewertung ebenfalls noch aus. Allgemein entscheidend für das Funktionieren der Methodik sind die flexible Gestaltung der Loop- und Iterationshäufigkeit, die Diskussionsbereitschaft aller Beteiligten und das zurückstellen von erwarteter Vollständigkeit gegenüber Loop- und Iterations-Geschwindigkeit.

6. QUELLEN

1. Ajoy Kumar Kundu, Aircraft Design, Cambridge Aerospace Series, Cambridge University, 2010
2. Henning Wolf, Agile Softwareentwicklung: Werte Konzepte und Methoden, dpunkt.verlag, ISBN 978-3-89864-862-2, Heidelberg, 2010
3. Alexander Fuchs, Von der klassischen zur agilen Softwareentwicklung: Evolution der Methoden am Beispiel eines Anwendungssystems, HMD Praxis der Wirtschaftsinformatik, Springer-Verlag, 2014
4. Denis Howe, Aircraft Loading and Structural Layout, Professional Engineering Publishing, Cranfield University, 2004
5. Dominik Schwinn, Rotorcraft Fuselage Sizing Methods in the Open-Source Framework PANDORA. In: Proceedings of the NAFEMS World Congress 2019. NAFEMS World Congress, Quebec City, 2019