

DLR PROJEKT DIABOLO: TECHNOLOGIEN UND ENTWURF VON KAMPFFLUGZEUGEN DER NÄCHSTEN GENERATION

C. M. Liersch, A. Schütte
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

M. Kalanja
Airbus Defence and Space
Rechliner Straße, 85077 Manching, Deutschland

Zusammenfassung

Das DLR Forschungsprojekt Diabolo hat die Aufgabe, die klassischen Methoden des Konzeptentwurfs von Kampfflugzeugen zu digitalisieren und effektiv mit den Ergebnissen höherwertiger Analyseverfahren zu koppeln. Mit dieser Vorgehensweise soll gewährleistet werden, dass möglichst viele Anforderungen an das Flugzeug schon in einer frühen Phase des Entwurfsprozesses hinreichend berücksichtigt werden können, sodass der Bedarf für aufwändige „Anpassungen“ im späteren Entwurfsverlauf verringert wird. Mittels dieser Methodik wird ein virtueller „DLR Future Fighter Demonstrator“ (DLR-FFD) entworfen, ein Konzept für ein generisches Mehrzweck-Kampfflugzeug, dessen Anforderungen an den Bedürfnissen eines möglichen zukünftigen deutschen Kampfflugzeugs ausgerichtet sind. Das Projekt wird im Rahmen einer Kooperation mit Airbus Defence and Space und MTU Aero Engines durchgeführt. Dieser Artikel gibt eine kurze Gesamtübersicht über den gegenwärtigen Stand des Projekts Diabolo und bildet so die Einleitung in eine „Special Session“ von insgesamt neun Artikeln zum Projekt Diabolo beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2022.

Keywords

Diabolo; DLR-FFD; Entwurfsanforderungen; Flugzeugentwurf; Gesamtentwurf; CPACS; Agilität

Nomenklatur

A2A_I1	Air-to-Air payload configuration Internal 1	MRAAM	Medium Range Air to Air Missile (Reichweite >30 km)
A2G_I1	Air-to-Ground payload configuration Internal 1	MSL	Mean Sea Level
A2G_I2	Air-to-Ground payload configuration Internal 2	MTOM	Maximum Take-Off Mass
AI	Air Interdiction Mission	NATO	North Atlantic Treaty Organization
ASCI	American Standard Code for Information Interchange	NM	Nautical Mile
AVT	Applied Vehicle Technology	RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes Gleichungen
BAAINBw	Bundes-Amt für Ausrüstung, Informationstechnik und Nutzung der Bundeswehr	RCE	Remote Component Environment
BFDM	Basic Flight Design Mass	RTO	NATO Research and Technology Organization
BMVg	Bundes-Ministerium der Verteidigung	S	Halbspannweite
CAP	Combat Air Patrol Mission	SACCON	Stability And Control CONfiguration
CAS	Close Air Support Mission	SDB	Small Diameter Bomb
CFD	Computational Fluid Dynamics	SEAD	Suppression of Enemy Air Defenses Mission
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema	SI	Supersonic Intercept Mission
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt	SRAAM	Short Range Air to Air Missile (Reichweite ≤ 30 km)
DLR-FFD	DLR Future Fighter Demonstrator	STO	NATO Science and Technology Organization
FFE+	DLR-Projekt „Future Fighter Engine +“	TIVA	Technology Integration for the Virtual Aircraft
ft	Entfernung in Fuß (= 0,3048 m)	TRL	Technology Readiness Levels
g	Mittlere Gravitation an der Erdoberfläche (= 9.80665 m/s ²)	UAVs	Unmanned (Uninhabited) Aerial Vehicles
lbs	Masse in Pfund (= 0.45359237 kg)	VCE	Variable Cycle Engine
l_μ	Bezugsflügelstiefe	X₁, X₂, X₃	Geometriekoordinaten am Rumpf
m	Masse in kg	X_m, X_t	Vorder- und Hinterkantenkoordinate des Rumpfes
Mio.	Million	X_{N25}	Lage des geometrischen Neutralpunkts
		XML	EXtensible Markup Language

1. EINLEITUNG

1.1. Wehrtechnische Projektstrategie im DLR

Die Entwicklung der Fähigkeiten zu Entwurf, Auslegung und Bewertung von militärischen Fluggeräten ist eine Kernaufgabe im Rahmen der wehrtechnischen Forschung des DLR. Diese Fähigkeiten werden sowohl für die Bewertung eigener Arbeiten im Umfeld der Technologieentwicklung benötigt, als auch für die Unterstützung von Analyse- und Bewertungsarbeiten des BMVg und des BAAINBw. Die Entwicklung dieser Fähigkeiten im DLR wird im Rahmen einer Strategie aus aufeinander aufbauenden Forschungsprojekten vorangetrieben, wie sie im Anhang in BILD A-1 dargestellt sind.

Bei den frühen Projekten (AeroSUM und SikMa) stand zunächst die Entwicklung und Validierung von monodisziplinären Analyseverfahren im Vordergrund. Insbesondere die Validierung der numerischen Verfahren und die Analyse der wirbeldominierten Strömungsfelder an hochgepfeilten Deltaflügelkonfigurationen bildete dabei den Schwerpunkt der Arbeiten [1].

In den beiden Anschlussprojekten UCAV-2010 [2-4] und FaUSST [5, 6] wurde das zuvor bearbeitete Themenfeld um den Bereich der Konfigurationsbewertung erweitert. Das Ziel dieser Erweiterung bestand darin, Analyseverfahren zentraler Disziplinen (Aerodynamik, Antrieb, Strukturdimensionierung und Massen) in teilautomatisierten Prozessen miteinander zu koppeln und so Gesamtflugzeugbetrachtungen bis hin zu einer einfachen Missionsanalyse zu ermöglichen. Auch die Betrachtung von Signaturaspekten wurde an diesem Punkt bereits berücksichtigt [7, 8]. Für die experimentellen und numerischen Studien in UCAV-2010 wurde (gemeinsam mit der NATO RTO Forschungsgruppe AVT-161 „Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air & Sea Vehicles“) [9, 10] ein generisches UCAV-Konzept namens SACCON entwickelt, das sich durch niedrige Signaturen und ein besonders komplexes Strömungsfeld auszeichnet [11, 12]. In FaUSST wurde die Betrachtung des SACCON-Konzepts auf Stabilitäts- und Steuerbarkeitsaspekte ausgedehnt [13-15], ebenso wie auf dynamische aeroelastische Untersuchungen.

Ein zentrales Ziel des auf UCAV-2010 und FaUSST folgenden Projekts Mephisto war es, den Schritt von der Flugzeuganalyse zum Flugzeugentwurf zu machen. Dazu wurden für das SACCON-Konzept zunächst verschiedene Anforderungen hinsichtlich Flugeigenschaften und Flugleistungen definiert, ebenso wie eine Auslegungsmisson mit einer großen Reichweite [16, 17]. In einer gemeinsamen Aktion mit der NATO STO Forschungsgruppe AVT-251 „Multi-disciplinary design and performance assessment of effektive, agile NATO air vehicles“ [18-20] wurde dann die SACCON-Konfiguration entsprechend angepasst, um die vorher aufgestellten Anforderungen zu erfüllen. Der neue, MULDICON genannte Entwurf erreicht die geforderten Flugleistungen zwar noch nicht vollständig, dies ist aber dem begrenzten Zeitrahmen und der für die Studie weitgehend festgeschriebenen Geometrieform geschuldet. Die durchgeführten Arbeiten wurden im Rahmen einer „Special Session“ beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2018 ausführlich vorgestellt [16, 21-29].

1.2. Das Projekt Diabolo

Der Entwurf moderner Kampfflugzeugkonzepte wird durch Kompromisse zwischen zahlreichen, teils widersprüchlichen Anforderungen getrieben. Diese Kompromisse sind entscheidend für die Leistungsfähigkeit des späteren Flugzeugs und müssen daher bereits möglichst früh im Entwurfsprozess sinnvoll gewählt werden. Viele der für die Wahl dieser Kompromisse entscheidenden Zusammenhänge lassen sich allerdings erst mit höherwertigen Analyseverfahren zuverlässig vorhersagen, die – wegen des hohen Rechenaufwands und der benötigten großen Detailltiefe – im Konzeptentwurf üblicherweise noch nicht angewendet werden.

Das DLR-Projekt „Diabolo“ hat die Aufgabe, die klassischen Methoden des Konzeptentwurfs von Kampfflugzeugen zu digitalisieren und effektiv mit den Ergebnissen höherwertiger Analyseverfahren zu koppeln. So können beispielsweise komplexe Agilitätsanforderungen bereits in der frühen Phase der Konzeptauswahl hinreichend berücksichtigt werden. Aufbauend auf den oben beschriebenen Arbeiten aus den Vorgängerprojekten werden im Rahmen von Diabolo im DLR die Möglichkeiten geschaffen, Kampfflugzeugkonzepte zu entwerfen, umfassend multidisziplinär zu analysieren und zu bewerten. Dabei liegt ein besonderer Fokus auf der Analyse der Sensitivitäten, die ein Konzept hinsichtlich bestimmter, vorgegebener Anforderungen aufweist. Mittels dieser Methodik wird in Diabolo der virtuelle „DLR Future Fighter Demonstrator“ (DLR-FFD) entworfen (siehe BILD 1), ein Konzept für ein generisches Mehrzweck-Kampfflugzeug, dessen Anforderungen an den Bedürfnissen eines möglichen zukünftigen deutschen Kampfflugzeugs ausgerichtet sind.

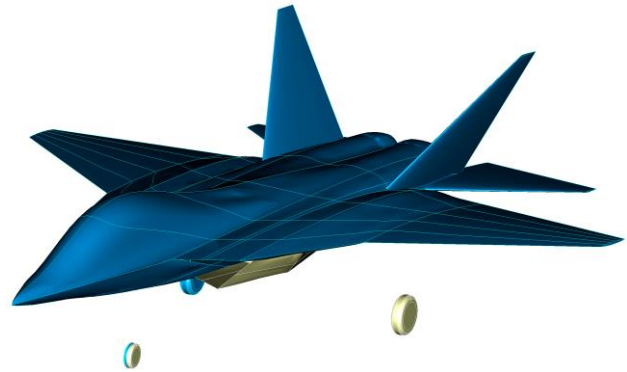


BILD 1. Konzept des „DLR Future Fighter Demonstrator“

Der vorliegende Artikel gibt eine Gesamtübersicht über den aktuellen Stand des Projekts Diabolo, das noch bis 2023 läuft, und dient damit als Einleitung in die zugehörige „Special Session“ beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2022. Er stellt zunächst in Kapitel 2 die selbst gewählten Anforderungen und Annahmen für den Entwurf des DLR-FFD dar, gefolgt von Kapitel 3 mit den verwendeten Methoden und Verfahren der verschiedenen Fachdisziplinen und deren Verknüpfung. In Kapitel 4 werden die Auswirkungen der verschiedenen Anforderungen auf den Entwurf diskutiert und der gegenwärtige Entwurfsstand vorgestellt. Weiterhin stellt der Projektpartner Airbus Defence and Space in Kapitel 5 die industrielle Sicht auf das Projekt Diabolo dar, bevor Kapitel 6 mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick auf das weitere Vorgehen schließt.

Insgesamt acht weitere Artikel in dieser Reihe beschreiben in größerer Detailtiefe den Konzeptentwurf des DLR-FFD, die Modellierung beweglicher Steuerflächen, die Wirbelaerodynamik am DLR-FFD, die Entwicklung experimenteller Verfahren zur hochgenauen Vorhersage von Wirbelströmungen an militärischen Konfigurationen, die aeroelastische Analyse eines nickschwingenden Mehrfach-Deltaflügels, die initiale Untersuchung von Stabilitäts- und Steuerbarkeitseigenschaften, den Entwurf von transsonischen Triebwerkeinläufen und die Untersuchung des Einflusses des „Schwappens“ von Kraftstoff in den Tanks („Sloshing“) auf die Stabilität und Steuerbarkeit.

Darüber hinaus werden in Diabolo noch weitere, für den Flugzeugentwurf wichtige Themen bearbeitet, wie der Entwurf spezieller Triebwerkskonzepte, die Auslegung und Dimensionierung eines geeigneten Strukturkonzepts unter Berücksichtigung aeroelastischer Aspekte und die Untersuchung der verschiedenen Signatureigenschaften (Radar, Infrarot, Akustik).

2. ENTWURFSANFORDERUNGEN DLR-FFD

Zur Weiterentwicklung und Demonstration der Fähigkeiten beim Entwurf von Kampfflugzeugen wird im Projekt Diabolo das Konzept des DLR-FFD entworfen. Dazu wurde bei Projektbeginn zunächst eine Entwurfsaufgabe definiert und ein passender Anforderungskatalog erstellt. Die Entwurfsaufgabe umfasst stark gegensätzliche Forderungen und soll damit auch die Fragestellung beleuchten, inwieweit ein sehr agiles Flugzeug mit großer Reichweite bei niedriger Signatur möglich ist bzw. wie groß und schwer es werden würde. Über Sensitivitätsstudien soll weiterhin untersucht werden, wie Reichweite und Agilität bei einem solchen Flugzeug voneinander abhängen und wo jeweils die Grenzen liegen. Der Anforderungskatalog wurde an den Bedürfnissen eines möglichen zukünftigen deutschen Kampfflugzeugs ausgerichtet und basiert auf Anregungen der deutschen Luftwaffe, den Studien von Engelbeck [30] sowie dem US Military Standard MIL-STD-3013A [31].

2.1. Zentrale Anforderungen

Der DLR-FFD soll ein zweisitziges, zweistrahliges, hochagiles und überschallfähiges Flugzeug werden, das bei einer geringen Infrarot- und Radarsignatur unter Nutzung seiner internen Tank- und Ladekapazitäten über einen Missionsradius von 550 bis 700 Seemeilen (NM) verfügt, zusätzlich aber auch Luftbetankungsfähig ist. Aus Literaturvergleichen (z.B. Lockheed Martin F-22, Suchoi SU-57) lässt sich abschätzen, dass ein derartiges Flugzeug eine maximale Abflugmasse (MTOM) zwischen 30 und 36 Tonnen aufweisen wird. Die MTOM für den DLR-FFD wird dabei definiert mit 100% internem Tankfüllstand und einer internen Luft-Luft-Bewaffnung von rund 1,8 t (siehe Nutzlastkonfiguration „A2A_I1“ in Abschnitt 2.2). Für die meisten Flugleistungsanforderungen wird allerdings nicht die MTOM, sondern die Auslegungsmasse (BFDM – „Basic Flight Design Mass“) verwendet. Für diese wird ebenfalls die interne A2A_I1 Nutzlast angenommen, allerdings mit nur noch 70% des internen Kraftstoffs¹. Die Anforderun-

¹ Die Festlegung auf 70% Kraftstoff erfolgt aus der Annahme heraus, dass der DLR-FFD seinen Kraftstoff zunächst aus Außentanks bezieht, die er aber deutlich vor Beginn von Kampfhandlungen (für die er hohe Flugleistungen braucht) abwirft.

gen sehen vor, dass der DLR-FFD bei BFDM ein Verhältnis von Schubkraft zu Gewichtskraft² von mindestens 1,1 und eine Flächenbelastung höchstens 400 kg/m² erreichen soll (zur Erläuterung dieser Annahmen: siehe Abschnitt 4.2.1). Außerdem soll er – ebenfalls bei BFDM und in einer Höhe zwischen³ 36 000 und 50 000 ft – eine maximale Fluggeschwindigkeit mit Nachbrenner zwischen Mach 1,8 und 2,0 erreichen sowie ohne Nachbrenner zwischen Mach 1,2 und 1,4 („Supercruise“)⁴. Die „Combat Ceiling“⁵ soll bei mindestens 50 000 ft betragen. Über den gesamten Betriebsbereich hinweg sollen die Triebwerke des DLR-FFD außerdem eine konstante elektrische Leistungsabgabe von 2x150 kW liefern können⁶. Als weitere zentrale Anforderung wurde für den DLR-FFD eine Grundrissform vorgegeben (siehe BILD 2), die im Rahmen gemeinsamer numerischer und experimenteller Vorstudien mit der NATO STO Arbeitsgruppe AVT-316 „Vortex Interaction Effects Relevant to Military Air Vehicle Performance“ [32] als vielversprechend ausgewählt wurde.

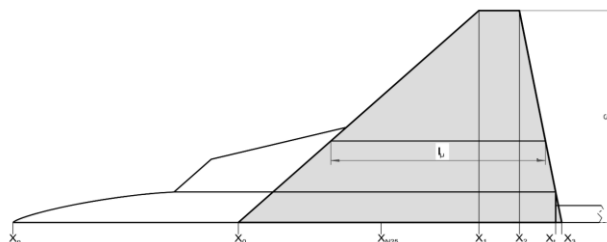


BILD 2. Vorgegebene Grundrissform DLR-FFD (abgeleitet aus Windkanalmodell); das graue Primärtrapez wird für die Bestimmung der Bezugsfläche verwendet

2.2. Nutzlast

Für das DLR-FFD Konzept (und die in Abschnitt 2.4 beschriebenen Missionen) wurden in den Anforderungen drei verschiedene Nutzlastkonfigurationen spezifiziert, die in TAB 1 zusammengestellt sind.

Anschließend würde er mit Nachbrenner auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigen (um kinetische und potenzielle Energie aufzubauen), sodass – wenn es zu Kampfhandlungen kommt – noch etwa 70% Kraftstoff übrig sein dürften.

² Statischer, uninstallierter Schub mit Nachbrenner auf MSL

³ Mit dem Begriff „zwischen“ ist hier gemeint, dass es in dem genannten Bereich einen gültigen Betriebspunkt geben soll.

⁴ Supercruise ist die Fähigkeit, ohne Nachbrenner über einen längeren Zeitraum (ca. 20 min) im Überschall fliegen zu können. Damit steigt die Gesamtenergie des Flugzeugs. Pro Zeiteinheit kann ein größeres Gebiet abgeflogen werden; die eigenen Raketen erhalten im Gefechtsfall mehr Energie um deren Reichweite zu steigern.

⁵ Mit „Combat Ceiling“ ist die maximale Flughöhe gemeint, bei der noch eine Steigrate von 500 ft/min erreicht wird.

⁶ Zukünftige Militärflugzeuge werden mit immer mehr Systemen ausgestattet, die elektrische Energie benötigen und gleichzeitig betrieben werden sollen. Dabei handelt es sich um Radare und andere Sensoren, ebenso wie um Datenlinks oder um Systeme, die zukünftig von hydraulischem oder pneumatischem auf elektrischen Betrieb umgestellt werden. Auch die Versorgung zukünftig möglicherweise verfügbarer Energiewaffen ist zu berücksichtigen. Daher wurde die elektrische Leistungsabgabe an den Triebwerken hier deutlich höher angesetzt, als bei Flugzeugen älterer Generationen üblich.

Nutzlast-konfiguration	Verwendung, Beladung	Bewaffnung	Masse [kg]
A2A_I1	Luft-Luft, Intern	6 x MRAAM 2 x SRAAM	1 821
A2G_I1	Luft-Boden, Intern	2 x MRAAM 2 x SRAAM 8 x SDB	2 143
A2G_I2	Luft-Boden, Intern	2 x MRAAM 2 x SRAAM 4 x 1 000 lbs Bombe	2 917

TAB 1. Nutzlastkonfigurationen des DLR-FFD

Neben den drei intern getragenen Nutzlastkonfigurationen soll der DLR-FFD außerdem auch Außenlasten tragen können – um die Anzahl der aerodynamisch verschiedenen Konfigurationen zu reduzieren, wird dieses Thema in Diabolo jedoch nicht näher betrachtet und daher auch nicht im Detail spezifiziert. Allgemein soll der DLR-FFD insgesamt 11 sogenannte „Hard Points“ zur Anbringung von Außenlasten besitzen; 4 davon sollen als „Wet Stations“ auch zur Anbringung von externen Kraftstofftanks geeignet sein. Insgesamt soll der DLR-FFD eine Nutzlast von bis zu 8 000 kg tragen können, allerdings bei verminderter Kraftstoffkapazität und reduzierten Flugleistungen.

2.3. Flugleistungen

Generell soll der DLR-FFD eine hohe Agilität besitzen, vergleichbar mit aktuellen Luftüberlegenheitsjägern. Neben den bereits in Abschnitt 2.1 erwähnten Vorgaben für das Verhältnis von Schubkraft zu Gewichtskraft und die Flächenbelastung wurde daher ein generelles Lastlimit von +9g und -3g (bei BFDM) für die Strukturauslegung sowie ein erreichbarer Anstellwinkelbereich bis mindestens 40° festgelegt. Darüber hinaus wurden für insgesamt 13 verschiedene Betriebspunkte, bei Machzahlen von 0,6 bis 1,4 und bei Flughöhen von Meereshöhe (MSL) bis 40 000 ft, verschiedene Leistungsanforderungen definiert. Sie umfassen „Instantaneous Load Factors“, also kurzzeitige Lastvielfache, die von der Aerodynamik geleistet werden müssen und „Sustained Load Factors“, also Lastfaktoren für den Kurvenflug ohne Energieverlust, bei denen sich Aerodynamik und Schub die Waage halten müssen. Zusätzlich gibt es noch Anforderungen für „Specific Excess Power“, also den Schubüberschuss im Horizontalflug, der sich aus aerodynamischem Widerstand und Antriebsleistung ergibt und der in Steigleistung oder Beschleunigung umgesetzt werden kann. Außerdem wurden in vier weiteren Betriebspunkten (in Abhängigkeit vom Anstellwinkel) variierende Vorgaben für Rollraten, Rollbeschleunigungen und Rollverzögerungen definiert, die der DLR-FFD ebenfalls erfüllen soll. Der entstandene Anforderungssatz deckt die wesentlichen Entwurfstreiber für ein hoch agiles Flugzeug ab und ist damit hinreichend zur Analyse und Beantwortung der oben skizzierten Fragestellungen geeignet. Auf eine Schubvektorsteuerung zur Verbesserung der Agilität wurde beim DLR-FFD zunächst verzichtet; sie wird allerdings zukünftig als Option weiter betrachtet werden.

2.4. Missionen

Der DLR-FFD soll für die Erfüllung von fünf verschiedenen Missionen ausgelegt werden, die auf den in Anhang B des MIL-STD-3013A beschriebenen Missionsprofilen basieren und für den DLR-FFD angepasst wurden:

- Combat Air Patrol (CAP)**
 Die CAP-Mission ist eine Luft-Luft Patrouillen-Mission mit A2A_I1 Bewaffnung über verbündetem Gebiet. Nach dem Reiseflug („Cruise“) zum Zielgebiet erfolgt der eigentliche Patrouillen-Flug („Loiter“). Er wird unterbrochen durch das Auftauchen eines gegnerischen Flugzeugs, gefolgt von einem Luftkampf mit Nachbrenner („Combat“). In diesem Luftkampf-Segment wird zunächst auf Überschallflug beschleunigt, gefolgt von mehreren Kurven als „Sustained Turns“ mit maximalen Lastvielfachen und der Verwendung von 50% der Munition. Anschließend wird der Patrouillen-Flug fortgesetzt, gefolgt vom Rückflug zum Startplatz. Durch den langen Reiseflug zum/vom Patrouillen-Gebiet (Cruise) und den eigentlichen Patrouillen-Flug vor Ort (Loiter) ist diese Mission besonders anspruchsvoll hinsichtlich der Effizienz in diesen beiden Abschnitten und damit ein starker Treiber für den Entwurf.
- Supersonic Intercept (SI)**
 Die SI-Mission ist eine Luft-Luft Abfangmission mit A2A_I1 Bewaffnung über gegnerischem Gebiet. Ziel ist es, die Distanz zum Gegner unter Verwendung der Supercruise-Fähigkeit (Überschallflug ohne Nachbrenner) möglichst schnell zu überbrücken. Dort angekommen folgt dann wieder ein Luftkampf-Segment mit Nachbrenner, wie schon bei der CAP-Mission beschrieben. Anschließend erfolgt der Rückflug transonisch bei bester Effizienz. Wesentlich für diese Mission ist die Effizienz im Supercruise-Flug. Wird die Reichweitenforderung hier zu hoch gewählt, zeigt sich diese Mission als extremer Entwurfstreiber. Für den DLR-FFD wurde daher der Missionsradius für diese Mission offengelassen – er ergibt sich aus dem Simulationsergebnis und kann anschließend bewertet werden.
- Air Interdiction (AI)**
 Die AI-Mission ist eine Luft-Boden Angriffs-Mission mit A2G_I2-Bewaffnung über gegnerischem Gebiet. Ziel ist die Zerstörung gegnerischer Versorgungslinien. Der Anflug zum Ziel ist zweigeteilt in einen, langen, hohen und effizienten Reiseflug, gefolgt von einem kurzen, niedrigen Zielflug in gegnerischem Gebiet im Unterschall. Am Zielpunkt erfolgen eine 180°-Kurve und der Abwurf der Luft-Boden Munition. Der Rückflug erfolgt analog zum Hinflug: erst aus Deckungsgründen niedrig und dann effizienter in großer Höhe.
- Close Air Support, long range (CAS)**
 Die CAS-Mission ist eine Luft-Boden Angriffs-Mission mit A2G_I1-Bewaffnung über gegnerischem Gebiet. Ziel ist hier die direkte Unterstützung von eigenen Bodentruppen. Die CAS-Mission ist der AI-Mission sehr ähnlich: Neben der unterschiedlichen Bewaffnung unterscheidet sie sich hauptsächlich dadurch, dass alle Streckensegmente etwas kürzer sind. Im Gegenzug dazu gibt es zusätzlich ein Loiter-Segment vor Beginn des tiefen Zielflugs zum Waffeneinsatz.

- **Suppression of Enemy Air Defenses (SEAD)**

Die SEAD-Mission ist eine weitere Luft-Boden-Angriffs-Mission mit A2G₁₁-Bewaffnung über gegnerischem Gebiet. Das Ziel dieser Mission ist die Unterdrückung oder Zerstörung gegnerischer bodenbasierter Luftverteidigungssysteme. Auch die SEAD-Mission ist sehr ähnlich der AI-Mission aufgebaut. Der einzige Unterschied, neben der unterschiedlichen Bewaffnung, ist hier, dass der kurze Zielanflug in gegnerischem Gebiet in deutlich größerer Höhe (und deshalb auch mit etwas höherer Machzahl) als bei der AI-Mission stattfindet.

3. VORGEHEN IM PROJEKT DIABOLO

Für den Entwurf des DLR-FFD basierend auf den im vorherigen Kapitel beschriebenen Anforderungen wurden und werden zahlreiche Verfahren aus verschiedenen Fachdisziplinen verwendet, die in Abschnitt 3.1 jeweils kurz beschrieben sind. Das Konzept der Verknüpfung dieser Verfahren zu einem Entwurfs- und Analyseprozess wird anschließend in Abschnitt 3.2 dargestellt.

3.1. Methoden und Verfahren

Die Grundlage für den Flugzeugentwurf bildet die zentrale Gesamtentwurfsinfrastruktur des DLR (siehe Abschnitt 3.1.1). Darauf aufbauend wird das Kampfflugzeug-Konzeptentwurfsverfahren VAMPzero^F genutzt (siehe Abschnitt 3.1.2), das alle wesentlichen Aspekte des Flugzeugentwurfs betrachtet und dabei die Ergebnisse aus den höherwertigen disziplinären Analysen für Antrieb (siehe Abschnitt 3.1.3) und Aerodynamik (siehe Abschnitt 3.1.4) mit berücksichtigt. Weiterhin erfolgen eine Auslegung und Dimensionierung der Struktur (siehe Abschnitt 3.1.5) sowie eine detailliertere Betrachtung flugmechanischer Aspekte der Anforderungen (siehe Abschnitt 3.1.6). Abschließend folgt der Entwurf der Einläufe (siehe Abschnitt 3.1.7) und die Betrachtung der Signaturen (siehe Abschnitt 3.1.8).

3.1.1. Zentrale Komponenten

Im Jahr 2005 wurde im DLR damit begonnen, unter dem Namen TIVA eine zentrale Infrastruktur für den kollaborativen Flugzeugentwurf aufzubauen, die die Zusammenarbeit zwischen den verschiedenen Fachinstituten vereinfacht und so ein multidisziplinäres Vorgehen bei Entwurf, Analyse und Bewertung von Gesamtkonzepten und Technologien erleichtert [33-35]. Diese Infrastruktur, die seitdem kontinuierlich weiterentwickelt wird, besteht aus drei Säulen:

- **Datenaustausch**

Das zentrale Datenaustauschformat CPACS dient als Datenbank und gemeinsame Sprache zwischen den Analyseverfahren der verschiedenen Fachdisziplinen [36]. CPACS ist ein flexibles und leicht erweiterbares, XML-basiertes ASCII-Dateiformat, das die Informationen in einer hierarchischen Datenstruktur speichert. Dazu wurden zwei Softwarebibliotheken entwickelt, die aus verschiedenen Sprachen und Betriebssystemen heraus einen einfachen Zugang zu den gespeicherten Informationen ermöglichen [37]. Die Bibliothek TiXI ermöglicht den direkten Zugriff auf einzelne Einträge basierend auf einer Pfadangabe, dem XPath; die Bibliothek TiGL nutzt die OpenCascade-

Software, um ein CAD-Modell der parametrischen Flugzeuggeometrie aufzubauen und dem Nutzer Zugang zu Geometrieinformationen zur Verfügung zu stellen. CPACS, TiXI und TiGL bilden gemeinsam die erste Säule der zentralen Infrastruktur und wurden der Öffentlichkeit vom DLR zur Verfügung gestellt [38-40].

- **Analyseverfahren**

Die zweite Säule bilden die (meist monodisziplinären) Analyseverfahren, die in den jeweiligen Fachinstituten entwickelt und betreut werden. Wichtige Eigenschaften dieser Verfahren sind ein robuster Ablauf ohne Nutzerinteraktion für die Verwendung in automatisierten Prozessketten und die Anbindung an das CPACS-Datenformat. Letztere wird häufig in Form eines sogenannten „Toolwrappers“ umgesetzt. Ein Toolwrapper ist ein Programm welches die CPACS-Eingabedatei liest, eine oder mehrere Eingabedateien für das jeweilige Verfahren erzeugt, das Verfahren startet (eventuell auch mehrfach), die Ergebnisse wieder einliest und schließlich in einer CPACS-Ergebnisdatei speichert. Die Sammlung aller bereitgestellten Analyseverfahren bildet eine Art Baukasten, aus dem für die aktuelle Aufgabe die geeigneten Verfahren ausgewählt und dann miteinander zu Prozessketten gekoppelt werden können.

- **Integrationssoftware**

Die Software zum Aufbau dieser Prozessketten bildet die dritte Säule der zentralen Infrastruktur. Das DLR Remote Component Environment (RCE) ist eine Eclipse-basierte Softwareumgebung, in der bereitgestellte Analyseverfahren mit CPACS-Schnittstelle miteinander zu Prozessketten gekoppelt und dann ausgeführt werden können [41]. Die Bereitstellung und lokale Ausführung der einzelnen Verfahren übernehmen üblicherweise weitere RCE-Instanzen, die sich über das Netzwerk als „Toolserver“ miteinander verbinden. Der Datenaustausch läuft mittels über das Netz verschickter CPACS-Dateien. Wie das CPACS-Datenformat, so wurde auch die RCE-Software der Öffentlichkeit vom DLR zur Verfügung gestellt [42].

3.1.2. Flugzeug-Konzeptentwurf

Für die grundlegenden Betrachtungen des Kampfflugzeug-Entwurfs wird in Diabolo das DLR-Konzeptentwurfsverfahren VAMPzero^F verwendet [43, 44]. Es enthält eine Vielzahl von Konzeptentwurfsmethoden auf empirischer und semi-empirischer Basis, die in einem voll automatisierten, parametrischen Analyseprozess miteinander gekoppelt sind. Eine besondere Eigenschaft dieses Verfahrens ist die Flexibilität hinsichtlich der bereitgestellten Eingabedaten: Die Parameter können wahlweise entweder festgelegt oder vom Programm berechnet werden – dadurch kann der Entwurfsablauf genau an die jeweils vorgegebenen Anforderungen angepasst werden. Der grundsätzliche Ablauf erfolgt iterativ in drei aufeinander folgenden Schritten:

- 1) Zuerst erfolgt die Aufstellung von Entwurfsdiagrammen für das Schub- / Gewichtskraft-Verhältnis über der Flächenbelastung, in die die Anforderungen als Begrenzungskurven eingetragen werden. Aus der Einhüllenden aller Begrenzungskurven ergibt sich ein möglicher Entwurfsraum, in dem dann ein Entwurfspunkt ausgewählt wird (siehe Abschnitt 4.2.2).

- 2) Im zweiten Schritt erfolgt die Analyse der Auslegungsmöglichkeiten mit der Bestimmung des benötigten Kraftstoffs und die Auswertung der Flugleistungsanforderungen, beispielsweise aus dem Bereich der Agilität.
- 3) Im dritten Schritt erfolgt die Dimensionierung des Flugzeugs (Massen und Volumen), die erste Festlegung von Geometrie und innerem Aufbau und die Bestimmung wichtiger Leistungsdaten.

Neben verschiedenen Diagrammen und Tabellen liefert das Verfahren eine CPACS-Datei mit einem Modell der Geometrie und den ersten Analyseergebnissen. Bereits in der jetzigen Form deckt das Verfahren verschiedene Geometrieformen ab (z.B. verschiedene Leitwerkstypen), ist aber z.B. noch auf einfache Grundrissformen bei Flügeln und Leitwerken limitiert. Das soll sich zukünftig im Rahmen der Umstellung des Verfahrens von geometriebasierter Modellierung auf wissensbasierte Modellierung im DLR „Codex-Framework“ ändern. Bislang muss die vorgegebene Grundrissform des DLR-FFD (siehe BILD 2) in der ausgegebenen CPACS-Datei noch von Hand angepasst werden, da sie in VAMPzero^F nicht direkt darstellbar ist.

Durch die kurze Laufzeit von VAMPzero^F war es beim Entwurf des DLR-FFD möglich, umfangreiche Sensitivitätsstudien durchzuführen und die Ergebnisse in Form eines parametrischen Ersatzmodells aufzubereiten. Dieses Modell wurde dem Antriebsentwurf zur Verfügung gestellt, sodass in der Mehrpunkt-Optimierung des Triebwerks die entscheidenden Entwurfstreiber aus dem Flugzeug-Konzeptentwurf berücksichtigt werden konnten (siehe Abschnitt 3.1.3). Umgekehrt wurde vom Antriebsentwurf auch ein skalierbares Modell des Triebwerks für VAMPzero^F bereitgestellt, sodass die Belange des Triebwerks wiederum gut im Gesamtentwurf erfasst werden konnten. Dieses Vorgehen führte in mehreren Iterationen zu einem stimmigen Gesamtkonzept zwischen Triebwerk und Flugzeug.

3.1.3. Antriebsentwurf

Der Vorentwurf eines Triebwerks für militärische Anwendungen ist ein komplexer, multidisziplinärer Vorgang. Da sich Flugzeug und Triebwerk sehr stark gegenseitig beeinflussen ist außerdem eine enge, iterative Kopplung an den Flugzeugentwurf notwendig. Der Vorauslegungsprozess des Triebwerks für den DLR-FFD wurde in einem eigenständigen DLR-Projekt namens „FFE+“ (Future Fighter Engine +) durchgeführt, welches in enger Kooperation mit dem Projekt Diabolo durchgeführt wird.

Die Wahl des Triebwerksdesigns muss den idealen Kompromiss aus Bauraum, Masse, Leistungsfähigkeit und Treibstoffverbrauch des Triebwerks bilden. Die Sensitivitäten des Flugzeugkonzepts auf diese Parameter wurden daher im Flugzeug-Konzeptentwurf ermittelt und dem Triebwerksentwurf in Form eines parametrischen Modells zur Verfügung gestellt (siehe Abschnitt 3.1.2). Innerhalb der Triebwerksvorauslegung wurden dann die Entwurfsparameter des Triebwerks dahingehend optimiert, dass sich auf Basis der Sensitivitäten und der Schubanforderungen in unterschiedlichen Betriebspunkten eine minimale Flugzeugmasse (MTOM) ergibt. Die Vorauslegung des Triebwerks beinhaltet neben der thermodynamischen Modellierung des Kreisprozesses [45]

auch den geometrischen Vorentwurf und die darauf basierende Massenabschätzung („Knowledge Based Conceptual Design“) [46]. Das so ausgelegte Triebwerk wurde dann als skalierbares Modell für die nächste Iteration an den Flugzeug-Konzeptentwurf zurückgegeben (siehe BILD 3) und als CPACS-Kennfeld mit den wichtigsten Triebwerksparametern über Flughöhe, Machzahl und Leistungseinstellung ausgegeben.

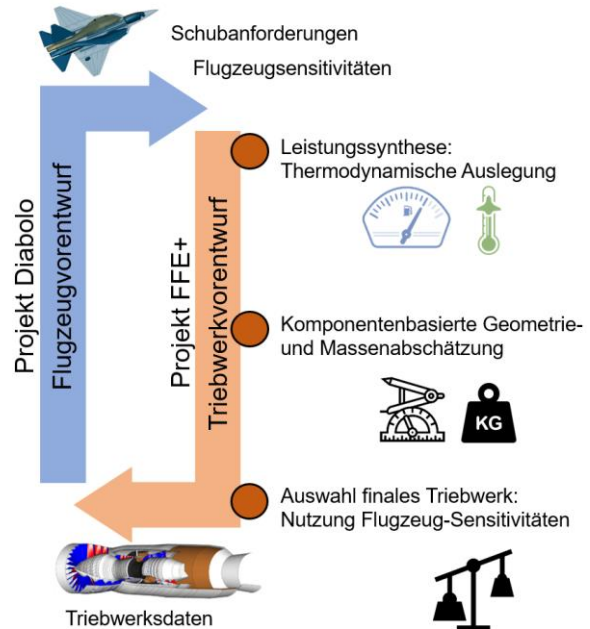


BILD 3. Gekoppelter Vorentwurfsprozess für Flugzeug und Triebwerk (Projekte Diabolo und FFE+)

Das aktuell für den DLR-FFD entworfene Triebwerk basiert auf einer konventionellen Architektur, kombiniert mit einem geschätzten Technologiestand für das Jahr 2045. Im weiteren Projektverlauf ist geplant, neben der konventionellen Architektur auch ein Triebwerk mit variablem Kreisprozess (VCE) zu untersuchen und die Auswirkungen auf das Gesamtflugzeug zu ermitteln.

3.1.4. Aerodynamik

Im Flugzeug-Konzeptentwurf wird üblicherweise eine stark vereinfachte Aerodynamikmodellierung verwendet, die auf Handbuchformeln und globalen Geometrieparametern basiert. Diese erste, grobe Betrachtung muss anschließend durch die Erzeugung eines höherwertigeren Aerodynamikdatensatzes für die gesamte Flugumhüllung erweitert werden. Ein solcher Datensatz ist einerseits Voraussetzung für detailliertere flugmechanische Analysen (siehe Abschnitt 3.1.6) und kann andererseits auch Kalibrierungsdaten zurück in den Konzeptentwurf liefern. Insbesondere der Widerstand in den Auslegungspunkten für Reiseflug (Cruise), Warteflug (Loiter) sowie in den verschiedenen Agilitäts-Anforderungspunkten (Sustained Turns, Specific Excess Power) ist letztlich entscheidend für die Triebwerksauslegung und -dimensionierung.

Unter Verwendung des CPACS-Datenformats kann ein solcher Aerodynamikdatensatz in Form eines kompletten

Kennfelds der sechs aerodynamischen Beiwerte (3x Kräfte, 3x Momente) über Flughöhe, Machzahl, Schiebewinkel und Anstellwinkel abgelegt werden (Basis-Kennfeld). Zu jedem Punkt dieses Basis-Kennfeldes kann außerdem ein Satz Dämpfungsderivative hinzugefügt werden, die für flugdynamische Betrachtungen wichtig sind. Schließlich ermöglicht CPACS noch die Angabe von Inkrementen (wiederum in allen sechs Beiwerten und für jeden Punkt des Basis-Kennfeldes), die aufgrund von ausgewählten Ausschlägen der verschiedenen Klappen entstehen.

Zur Befüllung dieses Kennfeldes sind umfangreiche Simulationen erforderlich, die mit einfachen, physikalisch basierten Aerodynamikverfahren aus der Potenzialtheorie schnell durchgeführt werden können. Allerdings sind diese Verfahren meist nur für eingeschränkte Bereiche der Flug envelope verwendbar, oder besitzen zumindest in den relevanten Betriebspunkten der Agilitätsanforderungen keine hinreichende Genauigkeit. Eine Alternative hierzu stellt die Verwendung hochgenauer Verfahren der numerischen Strömungssimulation (CFD) dar, die heute sogar das komplexe Verhalten wirbeldominierter Strömungen bei hohen Anstellwinkeln gut abbilden können, deren hoher Rechenaufwand jedoch die Erstellung umfangreicher Kennfelder im Flugzeug-Konzeptentwurf ausschließt. Die experimentelle Datengewinnung im Windkanal könnte zwar schnell umfangreiche aerodynamische Daten von hoher Güte beisteuern; aufgrund der hohen Kosten und der langen Vorlaufzeiten für Konstruktion und Herstellung von Windkanalmodellen ist dieser Weg jedoch hier meistens nicht geeignet.

In Diabolo wird für die Erstellung des Aerodynamikdatensatzes ein kombinierter Ansatz verfolgt: Zunächst wird die gesamte Flug envelope, soweit möglich, mit dem DLR Mehrfach-Traglinienverfahren „LIFTING LINE“ [47, 48] (gekoppelt mit dem DLR-Verfahren „HandbookAero“ zur Berechnung des viskosen Widerstands) nachgerechnet und damit ein erstes Kennfeld (Basisbeiwerte, Dämpfungsderivative und Klappeninkremente) erzeugt. Zusätzlich werden einzelne hochwertige CFD-Rechnungen mit dem DLR RANS-Verfahren TAU [49-51] in ausgewählten Betriebspunkten durchgeführt, in denen die Ungenauigkeiten der Potenzialrechnungen als besonders groß angenommen werden, oder in denen das verwendete potenzialtheoretische Verfahren nicht anwendbar ist. Die Ergebnisse werden genutzt, um mit dem DLR-Werkzeug „SMARTy“ [52] ein so genanntes „Multi-Fidelity Ersatzmodell“ der gesamten Flug envelope aufzubauen, das dann im CPACS-Datensatz abgelegt wird [53, 54]. Dieses Verfahren hat den Vorteil einer großen Flexibilität – es könnten beispielsweise weitere Hierarchieebenen eingeführt werden, in denen CFD-Rechnungen verschiedener Genauigkeit verwendet werden, oder es könnten vorhandene Windkanaldaten in einer weiteren Ebene eingebunden werden. Auch eine adaptive Verfeinerung des Modells über die sukzessive Ergänzung durch CFD-Rechnungen in Punkten erwarteter größerer Ungenauigkeit wären möglich. Um dieses Vorgehen weiter zu automatisieren wird im DLR derzeit das Schnittstellenprogramm CPACS4TAU entwickelt, mit dem automatische TAU CFD-Rechnungen (inklusive automatischer Netzgenerierung mit einstellbarer Gitterfeinheit) basierend auf einer CPACS-Datei möglich sind. BILD 4 zeigt beispielhaft das Ergebnis einer solchen Rechnung bei mittlerer Gitterfeinheit (ca. 28,4 Mio. Punkte), basierend auf dem CPACS-Datensatz (Geometrie und Anströmbedingungen) des DLR-FFD.

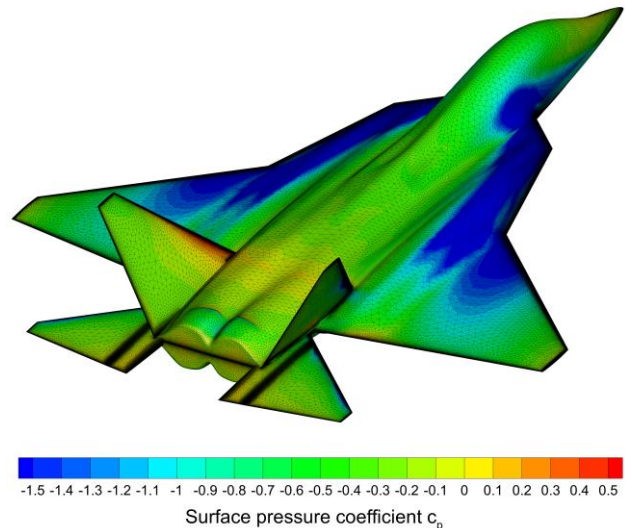


BILD 4. Oberflächendruckverteilung DLR-FFD
Beispielrechnung aus CPACS4TAU
(DLR-Tau, $Ma = 0.3$, Anstellwinkel = 25°)

Neben der Kennfelderzeugung fanden und finden in Diabolo zahlreiche weitere, experimentelle und numerische aerodynamische Studien statt, deren Erkenntnisse und Ergebnisse in den Entwurf des DLR-FFD einfließen. Eine solche Erkenntnis ist, dass die Annahmen für die Installationswiderstände der Triebwerke im Flugzeug bislang nicht hinreichend genau waren und dass dieses Thema in einer gemeinsamen Aktion zwischen dem Gesamtentwurf, der Triebwerksauslegung und der Einlaufaerodynamik detaillierter betrachtet werden muss. Weitere Studienergebnisse werden in den anderen Beiträgen dieser Special Session vorgestellt.

3.1.5. Strukturkonzept und -auslegung

Neben der groben Auslegung des inneren Aufbaus im Rahmen des Konzeptentwurfs erfolgt in Diabolo auch eine detailliertere Gestaltung des inneren Aufbaus auf manueller Basis. Zusätzlich zu den primären Strukturelementen ist dabei vor allem der große Platzbedarf der Triebwerke mit ihren Einlauf- und Düsenkanälen zu beachten, aber auch das benötigte Volumen für Tanks, Fahrwerks- und Waffenschächte muss bestimmt und an einer geeigneten Stelle untergebracht werden, sodass die Vorgaben zu Schwerpunktlage und -wanderung eingehalten werden.

Basierend auf diesen Annahmen wird dann eine detailliertere Strukturanalyse und -dimensionierung durchgeführt, bei der zunächst aus der Geometrie heraus ein Finite-Elemente-Modell (wie in BILD A-2 dargestellt) erzeugt und anschließend in Abhängigkeit von den kritischen Lastfällen analysiert und dimensioniert wird. Auch erste aeroelastische Betrachtungen sind zu diesem Zeitpunkt bereits möglich [55, 56].

3.1.6. Flugmechanik

Entscheidend beim Entwurf von Kampfflugzeugen ist die Erfüllung der Anforderungen zur Agilität. Daher ist die Betrachtung der flugmechanischen Eigenschaften und Leistungen eines Flugzeugs bereits im frühen Stadium des Konzeptentwurfs ein Kernthema des Flugzeugent-

wurfs im Projekt Diabolo. Um die Erfüllung der Anforderungen zu überprüfen und gegebenenfalls frühzeitig Änderungen am Entwurf einzuleiten sind allerdings detaillierte flugmechanische Untersuchungen erforderlich, die wiederum umfangreiche Detaildaten über das Flugzeug benötigen. Unter Verwendung von Masse, Schwerpunktlage und Trägheiten aus dem Konzeptentwurf sowie unter Nutzung der Kennfelder für Aerodynamik und Antrieb werden flugdynamische Modelle aufgebaut, mit denen das Verhalten des Flugzeugs simuliert wird [57-59].

3.1.7. Einläufe

Ein wichtiger Aspekt bei Flugzeugen wie dem DLR-FFD ist sind die Triebwerkseinläufe. Neben der signaturarmen Integration der großen Luftkanäle in die Gesamtgeometrie ist insbesondere die Formgebung am Beginn des Einlaufkanals dafür verantwortlich, eine gute und gleichförmige Zuströmung bei allen Anströmbedingungen und Machzahlen sicherzustellen. Für den DLR-FFD werden insbesondere die sogenannten „Beulen-Einläufe“ näher betrachtet, um geeignete Formgebungen und mögliche Betriebsbereiche für diese zu identifizieren und auszunutzen.

3.1.8. Signaturen

Die Signaturbetrachtung ist ein weiteres Thema in Diabolo. Hinsichtlich der Radarsignatur werden – basierend auf der Außengeometrie aus CPACS – Signaturkennfelder des Flugzeugs erstellt. In Kombination mit der simulierten Flugtrajektorie lassen sich daraus Entdeckungswahrscheinlichkeiten entlang des Flugwegs bestimmen [7, 26].

Auch die Berechnung der Infrarotsignatur und die Kopplung mit dem Flugweg sind bereits möglich [8, 25, 60]. Hier spielt allerdings neben der äußeren Form und dem inneren Aufbau auch der Wärmehaushalt eine wesentliche Rolle. Dieser kann aber nur durch eine detaillierte Systembetrachtung analysiert werden, die bislang in dieser Tiefe im Konzeptentwurf noch nicht möglich ist. Weiterhin spielt neben dem Flugzeug selbst auch der Hintergrund, vor dem das Flugzeug sich bewegt, eine maßgebliche Rolle für seine Entdeckbarkeit.

Neben der Radar- und Infrarotsignatur werden in Diabolo auch Fragestellungen der akustischen Signatur betrachtet. Dabei geht es allerdings überwiegend um Grundlagenexperimente zur Schallausbreitung an hochintegrierten Kampfflugzeugkonfigurationen, wie sie in [61] beschrieben sind.

3.2. Prozesse

Ein zentrales Ziel von Diabolo war es, aus den zuvor beschriebenen Methoden und Verfahren einen Prozessablauf für Entwurf und Analyse von Kampfflugzeugen zu entwickeln. Dieser Prozess soll für den Entwurf des DLR-FFD eingesetzt werden und anschließend in automatisierter Form in die DLR-Gesamtentwurfsumgebung integriert werden. BILD A-3 im Anhang zeigt ein schematisches Diagramm dieses dreistufigen Prozesses.

Die erste Stufe (Dunkelblau, oben links) bildet den initialen Entwurf. Sie besteht aus der Definition der Entwurfs- bzw. Analyseaufgabe durch die Festlegung von Anforderungen, Spezifikationen, Entwurfsparametern und An-

nahmen in einem CPACS-Datensatz (Schritt 1). Basierend auf dieser Aufgabenstellung kann mit einem Level-0 Entwurfsverfahren wie VAMPzero^F ein erstes konsistentes Konzept des Flugzeugs entwickelt und im CPACS-Datensatz gespeichert werden (Schritt 2: „Level-0 Synthesis“). Sollte sich die Aufgabenstellung schon an dieser Stelle als nicht lösbar herausstellen, kann ein Schritt zurück zu den Anforderungen gemacht werden, um diese entsprechend anzupassen.

Die zweite Stufe (Mittelblau, Mitte) nutzt den initialen Entwurf als Eingabe. Sie besteht im Wesentlichen aus einer Iterationsschleife („Convergence Loop“) über verschiedene fachspezifische Analyseverfahren, die ihre jeweiligen Ergebnisse auch im CPACS-Datensatz ablegen. Zunächst werden Kennfelder für Antrieb und Aerodynamik erzeugt, wie in Abschnitt 3.1 beschrieben. Danach erfolgt die Komponentendimensionierung für Struktur und Systeme, gefolgt von einer Missionsrechnung zur Kraftstoffmassenbestimmung. Die Resultate dieser Betrachtungen werden als „höherwertige Ergebnisse“ wieder zurück in das Entwurfsverfahren gespeist, das damit den Gesamtentwurf überarbeitet („Level-1 Synthesis“) und im CPACS-Datensatz aktualisiert. Dieses Vorgehen wird im Rahmen der Iterationsschleife so oft wiederholt, bis die Änderungen hinreichend klein geworden sind. Damit liegt ein CPACS-Datensatz eines konsistenten Flugzeugs vor, das auf dem gegebenen Detailniveau die Anforderungen erfüllt. Sollte sich die Aufgabenstellung hier zu einem Zeitpunkt als nicht lösbar herausstellen, kann wiederum ein Schritt zurück zu den Anforderungen gemacht werden, um diese entsprechend anzupassen.

Die dritte Stufe bildet schließlich die nachgeschaltete Analyse. Basierend auf dem CPACS-Datensatz aus der zweiten Stufe als Eingabe werden hier detaillierte und entsprechend aufwändige Studien durchgeführt, wie z.B. die Untersuchung von Flugeigenschaften und -leistungen, die Signaturanalysen oder komplexe aerodynamische Simulationen zur Verbesserung von Kennfeld und Lastannahmen. Die dritte Stufe endet mit einer Gesamtbewertung des Entwurfs und, bei Bedarf, wiederum mit einer Anpassung der initialen Festlegungen.

Der beschriebene Prozessablauf wird beim Entwurf des DLR-FFD derzeit noch manuell durchgeführt. Der Datenaustausch läuft bereits weitgehend über CPACS, aber noch sind nicht alle Fachdisziplinen mit komplett automatisierten Verfahren angebunden. Sobald das der Fall ist soll auch begonnen werden, den Prozess zu automatisieren.

4. ENTWURF DES DLR-FFD

In diesem Kapitel wird der aktuelle Entwurfsstand des DLR-FFD (Version V3.0.0) beschrieben. Da die Entwurfsarbeiten derzeit aber noch nicht abgeschlossen sind handelt es sich dabei lediglich um einen Zwischenstand. Die endgültige Version wird mit dem Projektende von Diabolo im Jahr 2023 zur Verfügung stehen. In Abschnitt 4.1 werden zunächst die Auswirkungen der verschiedenen Anforderungen auf den Entwurf diskutiert; Abschnitt 4.2 zeigt dann den eigentlichen Entwurfsstand.

4.1. Auswirkung der Anforderungen

Der Entwurf eines Flugzeugs ist eine Optimierungsaufgabe aus konkurrierenden, teils gegensätzlichen Anforderungen. Bei Zivilflugzeugen ist die Optimierungsaufgabe meist gut überschaubar, da hier der Parameter „Kraftstoffverbrauch“ als Kostenfunktion dominiert und dieser wiederum maßgeblich durch das Reiseflugsegment der Mission bestimmt wird. Bei Militärflugzeugen sieht es dagegen anders aus, da es hier üblicherweise keine derart dominante Anforderung gibt. Die Flugzeuge sollen viele unterschiedliche Fähigkeiten haben und die verschiedensten Anforderungen möglichst gut erfüllen. Darüber hinaus sind unterschiedliche Missionen zu betrachten, in denen die einzelnen Missionssegmente jeweils individuell zu gewichten sind. Daher ist es bei Militärflugzeugen bereits vor Beginn des eigentlichen Entwurfs sinnvoll, die Anforderungen zu analysieren, um potenzielle Zielkonflikte und gegenläufige Forderungen zu identifizieren.

4.1.1. Zielkonflikt Cruise – Loiter – Combat

Ein gutes Beispiel für einen solchen Zielkonflikt findet sich in der CAP-Mission des DLR-FFD, in der nach dem Start zuerst eine gewisse Entfernung im Reiseflug (Cruise) überbrückt und dann ein Warteschleifen-Segment (Loiter) geflogen werden soll. Die optimalen Betriebspunkte für Cruise und Loiter liegen zwar hinsichtlich Aerodynamik und Triebwerk deutlich auseinander; ihr jeweiliger Anteil an der Zielgröße „Gesamtkraftstoffverbrauch der Mission“ ist aber etwa gleich groß. Dazu kommt noch das Kampfsegment (Combat), in dem das Flugzeug zuerst möglichst schnell auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigen soll, dann im Schnellflug die Entfernung zum Ziel zu überbrücken hat und dort angekommen diverse Punkteleistungsfähigkeiten (möglichst enge Kurvenradien fliegen) abrufen muss. Hier werden weitere Auslegungskonflikte offensichtlich: Die Flugbetriebspunkte für den Überschallflug sind noch einmal deutlich anders als die bisherigen Cruise- und Loiter-Punkte; der Treibstoffverbrauch in dem kurzen Überschallsegment ist aber ebenfalls erheblich. Es stellt sich daher die Frage wie die Wichtung der verschiedenen Aspekte in der Zielfunktion für die Optimierung auszusehen hat.

4.1.2. Zielkonflikt Aerodynamik – Signatur

Bei Flugzeugen mit geringer Signatur kommen weitere, weniger offensichtliche Zielkonflikte hinzu: Flügelformen, die gut für eine geringe Signatur sind (z.B. stark gepfeilt, mit dünnen, wenig gewölbten Profilen mit scharfer Vorderkante), sind zwar aerodynamisch gut geeignet für den Überschallflug, aber dafür weniger gut geeignet für den Langsamflug. Die Triebwerkeinläufe sollten aus Signaturgründen keine direkte Sicht auf das Triebwerk ermöglichen; entsprechend lange, mehrfach gekrümmte Einlaufkanäle benötigen allerdings viel Platz, können den Widerstand deutlich erhöhen und zudem zu Ungleichförmigkeiten in der Triebwerkszuströmung führen.

Generell existieren bereits Lösungen, um mehrere Anforderungen sinnvoll zu kombinieren und zu optimieren; dies ist aber nicht für alle Aufgabenstellungen möglich. Ein sinnvoller Kompromiss für die in Diabolo gestellten Anforderungen könnte ein signaturarmer Jagdbomber sein: Durch die voluminösen Lufteinläufe muss das Flugzeug

recht groß werden; dabei kann der Platz genutzt werden um Kraftstoff und/oder Nutzlast unterzubringen. Die Triebwerke fallen hierbei nicht ganz so stark aus, wie bei einem Jagdflugzeug und der Jagdbomber wird dadurch ein geringeres Verhältnis von Schubkraft zu Gewichtskraft haben. Zumeist ist die Reichweite im Reiseflug besonders wichtig für diese Flugzeugklasse und somit kann ein kleinerer Flügel mit einer höheren Flächenbelastung gewählt werden, was sich wiederum positiv auf die Gleitzahl im Reiseflug auswirkt. In diesem Fall könnten die Anforderungen zur Signatur (inklusive der internen Nutzlastkapazität) mit denen für eine große Reichweite im Reiseflug in einer Konfiguration abgebildet werden.

Beim DLR-FFD ist allerdings außerdem noch eine sehr hohe Agilität gefordert. Durch diese, eher Jagdflugzeugtypische Anforderung entsteht ein weiterer Konflikt: Für eine höhere Agilität sind stärkere Triebwerke nötig; diese sind aber größer (in Volumen und Masse), was wiederum zu Lasten der Reichweite geht. Weiterhin wird für eine höhere Agilität eine verringerte Flächenbelastung benötigt, was sich wiederum negativ auf die Effizienz im Reiseflug auswirkt.

4.1.3. Zielkonflikt Agilität – Reichweite/Nutzlast

Ein großes, schweres Flugzeug hat eine hohe Massenträgheit, für deren Überwindung das Steuerungssystem große Steuerflächen und damit viel Hydraulikleistung benötigt. Außerdem besitzen große Triebwerke auch eine nicht unerhebliche Kreiselwirkung, welche wiederum der Agilität schadet. Große Triebwerke haben außerdem große Lufteinlaufrohre, und diese belegen das wertvolle Volumen, welches für Nutzlast und Kraftstoff benötigt wird. Ein Jagdflugzeug hat also eine gewisse Maximalgröße, bzw. ein Maximalgewicht, um noch alle Anforderungen als Jagdflugzeug erfüllen zu können. Die Flugleistungen für den Reiseflug etc. sind dann eher als „Fall-out“ zu sehen, also als Ergebnisse, die sich aus dem jeweiligen Entwurf ergeben und die schwer optimiert werden können, ohne die primären Charakteristiken eines Jagdflugzeugs – die Agilitätseigenschaften – zu beeinträchtigen. Ein Vergleich aktueller Kampfflugzeuge der 5. Generation (Lockheed Martin F-22, Suchoi Su-57, Chengdu J-20) zeigt maximale Abflugmassen im Bereich von 35 bis 38 Tonnen bei Spannweiten zwischen 13,5 und 14 m.

4.1.4. Notwendigkeit hoher Agilität

Agilität ist wichtig um im Luftkampf die Überlebensfähigkeit zu steigern. In einer klassischen Situation fliegen beispielsweise zwei Flugzeuge zunächst direkt aufeinander zu. Nach dem Passieren versuchen sie jeweils, möglichst schnell auf den Anderen einzukurven, um ihn in den Erfassungsbereich ihrer Kurzstreckenraketen zu bekommen. Entscheidend ist in dieser Situation die bessere Agilität in Form einer überlegenen Drehrate (meist äquivalent zu einem geringeren Kurvenradius), in Kombination mit einem möglichst weiten Winkelbereich für die Erfassung (siehe BILD 5).

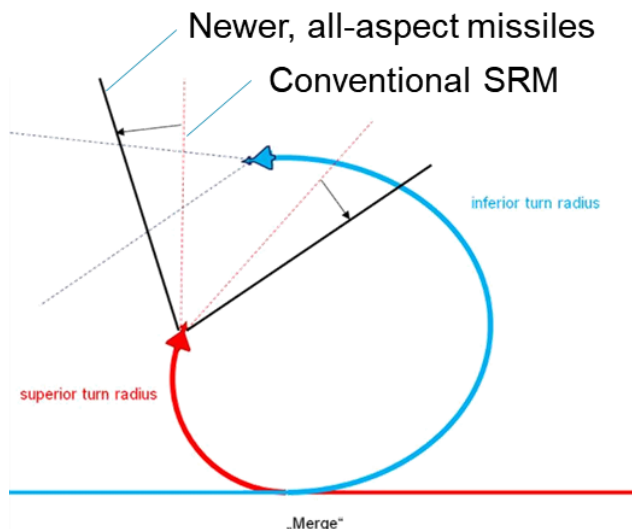


BILD 5. Bedeutung von Erfassungsbereich und Drehrate (bzw. Kurvenradius) im Nahkampf

Grundsätzlich stellt sich allerdings die Frage, ob der klassische Luftkampf, in dem sich zwei oder mehr Flugzeuge im engen Kurvenkampf begegnen, heute noch von Relevanz ist. Durch die Weiterentwicklung und Reichweitenvergrößerung der Luft-Luft-Raketen in Kombination mit deren verbesserter Sensorik könnte es sein, dass die meisten Kämpfe zukünftig schon in der Mittelstreckendistanz entschieden werden und dass echte Nahkampfsituationen nur noch sehr selten auftreten. Andererseits führen die Fortschritte in der Signaturreduzierung auch dazu, dass sich zwei signaturarme Kampfflugzeuge möglicherweise erst sehr spät gegenseitig entdecken und dass dann die Nahkampfsituation und damit die Agilität doch wieder relevant wird. Aber auch auf der Mittelstrecke, bei der letztlich die größere Reichweite der Sensorik und der Waffen entscheidet, mag es einen entscheidenden Vorteil bringen, nach Absetzen der eigenen Waffen möglichst schnell abzudrehen und die Distanz wieder zu vergrößern. Im Falle zukünftiger unbemannter Kampfflugzeuge stellt sich weiterhin die Frage, ob sich die erheblichen Mehrkosten für ein hochagiles Kampfflugzeug lohnen, oder ob ein deutlich günstigeres Flugzeug mit einer höheren Verlustwahrscheinlichkeit hier sogar eine akzeptable Alternative ist.

Für den DLR-FFD wird davon ausgegangen, dass die Agilität auch zukünftig eine wichtige Rolle spielt. Daher wurden für ihn – neben den sehr ambitionierten Reichweitenforderungen – auch anspruchsvolle Agilitätsforderungen aufgestellt.

4.1.5. Auswirkung der geforderten Nutzlast

Für die nähere Definition der in Abschnitt 2.2 beschriebenen Nutzlastkonfigurationen wurden zunächst vorhandene Waffen angenommen, die allerdings von ihren Abmaßen her nicht für den Transport in Waffenschächten optimiert sind. Um zu vermeiden, dass dadurch unrealistische Entwurfstreiber für den Gesamtentwurf entstehen, wurde die Außengeometrie der Waffen basierend auf realistischen Annahmen etwas abgeändert. Es ist davon auszugehen, dass sich zukünftige Waffensysteme technologisch in ähnlicher Richtung entwickeln.

Basierend auf diesen Annahmen wurden 3D-Modelle der verschiedenen Nutzlastkonfigurationen erstellt und übereinandergelegt (siehe BILD 6). Aus der einhüllenden Form ergibt sich der Volumenbedarf für die Waffenschächte beim DLR-FFD.

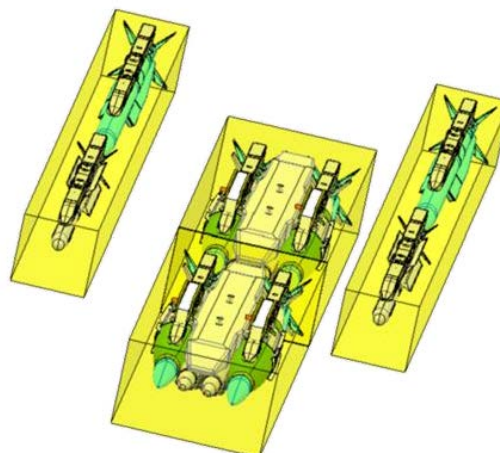


BILD 6. Nutzlastkonfigurationen und Waffenschachtgröße für den DLR-FFD

4.1.6. Leistungsentnahme am Triebwerk und Wärmehaushalt

Die sekundäre Leistungsentnahme am Triebwerk stellt einen bedeutenden Parameter für dessen Auslegung dar. Prinzipiell wird durch eine höhere Sekundärenergieentnahme die Effizienz des Triebwerkes reduziert und der Kraftstoffverbrauch steigt. Darüber hinaus macht es aber auch einen großen Unterschied für die Triebwerksauslegung, in welchem Betriebspunkt jeweils wieviel Leistung abgenommen werden soll und wieviel davon als mechanische Wellenleistung bzw. als Zapfluft benötigt wird.

Da insbesondere der Verdichter auf die maximal bereitzustellende Energieentnahme angepasst werden muss, ist es wichtig, diesen Wert schon relativ früh im Konzeptentwurf möglichst genau zu bestimmen – dazu müsste allerdings bereits im Konzeptentwurf eine detaillierte Systemauslegung durchgeführt werden. Im Rahmen der Missionssimulation könnte dann analysiert werden, welche Verbraucher in welchem Betriebspunkt gleichzeitig benötigt werden.

Eine solche Betrachtung würde es auch ermöglichen, schon früh im Entwurf erste Aussagen zum Wärmehaushalt des Flugzeugs zu machen. Diese Betrachtung wäre ebenfalls sehr wichtig, da bei den aktuellen, hochintegrierten Kampfflugzeugen die Abfuhr der Abwärme ein Thema mit weitreichender Bedeutung (vom zusätzlichen Energiebedarf aktiver Kühlsysteme bis hin zur Infrarotsignatur) ist.

Da im Gesamtentwurf des Diabolo-Projekts eine solch detaillierte Betrachtung noch nicht umsetzbar ist, wurde zunächst nur eine konstante Leistungsentnahme von 2x150 kW vorgesehen (siehe Abschnitt 2.1), kombiniert mit einem groben Schätzwert für die Zapfluentnahme.

4.1.7. Fazit der Anforderungen

Im Rahmen des Entwurfs muss letztlich ein Kompromiss gefunden werden, der für alle unterschiedlichen Betriebspunkte und Anforderungen zufriedenstellend funktioniert. Ein guter Kompromiss wird zwar für keine der jeweiligen Teilanforderungen ideal sein, wird andererseits aber auch nicht allzu weit davon entfernt liegen.

Militärflugzeugentwurf ist die Kunst, den besten Kompromiss zwischen verschiedensten, teils gegenläufigen Anforderungen zu finden!

4.2. Konzeptentwurf

Der Entwurf des DLR-FFD erfolgt auf Basis der in Kapitel 2 angegebenen Anforderungen mit den in Kapitel 3 genannten Verfahren und unter Berücksichtigung der in Abschnitt 4.1 ausgeführten Überlegungen.

4.2.1. Initiale Abschätzungen

Erste Eckdaten des DLR-FFD lassen sich bereits aus statistischen Daten zu existierenden Kampfflugzeugen abschätzen. Die Grundlage bildet dabei die Auftragung des Verhältnisses von Schubkraft zu Gewichtskraft über der Flächenbelastung (siehe BILD 7). Diese Darstellung beinhaltet bereits die zentralen Zusammenhänge zwischen Antrieb, Aerodynamik und Flugzeugmasse und auf ihrer Basis wurden auch die in Abschnitt 2.1 beschriebenen Vorgaben für das minimale Schub- / Gewichtskraftverhältnis und die maximale Flächenbelastung beim DLR-FFD ausgewählt (im Bild als blauer Punkt eingezeichnet).

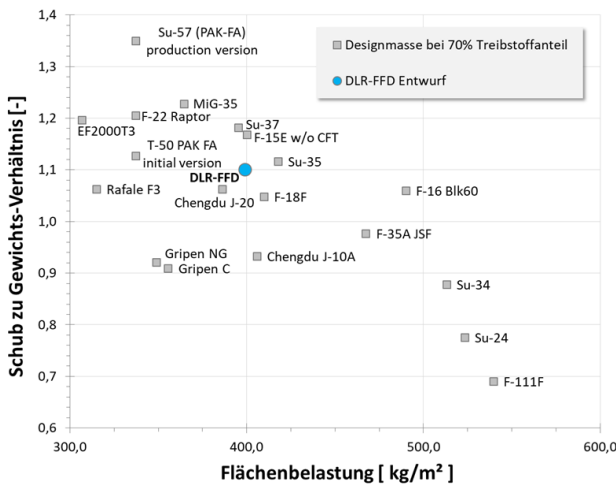


BILD 7. Verhältnis von Schub- zu Gewichtskraft über der Flächenbelastung für verschiedene Flugzeugtypen (basierend auf BFDM)

Mit einer weiteren Statistik (siehe BILD 8), die die Abflugmasse bei einer bestimmten Mission in Relation zum Kraftstoffmassenanteil setzt, kann eine Missionsmasse von rund 31 t und – bei einem Kraftstoffmassenanteil von etwa 37% – eine Kraftstoffmasse von rund 11,5 t abgeschätzt werden. Die BFDM (siehe Abschnitt 2.1) liegt dann etwa bei 27,5 t und damit folgt aus BILD 7 eine Grundrissfläche von rund 69 m² und ein Schubbedarf von 2x149 kN.

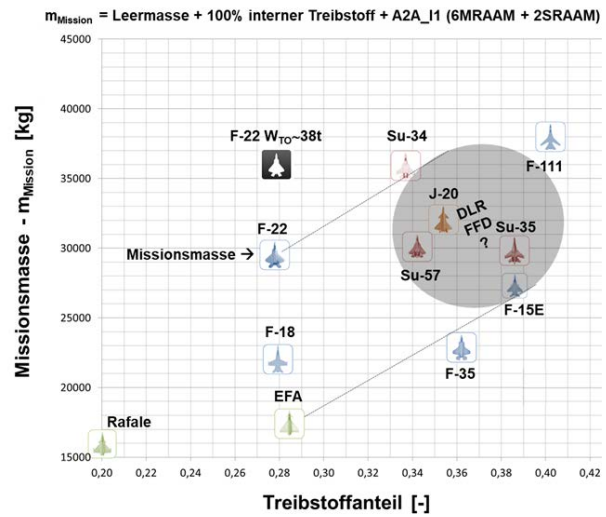


BILD 8. Missionsmasse über Kraftstoffmassenanteil für verschiedenen Flugzeugtypen

Das in Abschnitt 4.1.5 ermittelte Nutzlastvolumen liegt bei ca. 11 m³. Das aus der Kraftstoffmassenabschätzung bestimmte Tankvolumen beträgt ca. 15 m³. Insgesamt benötigt der DLR-FFD also ein internes Ladevolumen für Fracht und Nutzlast von rund 26 m³ – das ist mehr als das Gesamtvolumen kleinerer Kampfflugzeuge wie der General Dynamics F-16 oder der Saab Gripen und zeigt somit, wie anspruchsvoll die Anforderungen hier gewählt sind.

4.2.2. Auslegungspunkt

Nach den initialen Abschätzungen wurde der Konzeptentwurf des DLR-FFD mit dem in Abschnitt 3.1.2 vorgestellten VAMPzero^F-Verfahren durchgeführt. Dabei wurde auch bereits das Konzept des mit GTLab entworfenen Referenztriebwerks eingesetzt und auf den exakten Schubbedarf des DLR-FFD skaliert.

Zur Auswahl des geeigneten Auslegungspunkts werden die verschiedenen Anforderungen als Grenzkurven in ein (bereits in BILD 7 vorgestelltes) Entwurfs-Diagramm mit dem Schub- / Gewichtskraftverhältnis über der Flächenbelastung eingezeichnet (siehe BILD 9)⁷. Dabei zeigt das obere Diagramm die Anforderungen für den Trockenschub (ohne Nachbrenner), während das untere Diagramm die Anforderungen für den Nassschub (mit Nachbrenner) darstellt. Der weiße Bereich oberhalb der Kurven bildet dabei den möglichen Parameterraum ab, in dem der Schub ausreicht um alle Anforderungen zu erfüllen. Der ausgewählte Entwurfspunkt für die aktuelle Version des DLR-FFD (gelb markiert) liegt im weißen Bereich möglichst tief, um nicht ein unnötig großes Triebwerk zu verwenden.

⁷ Im Gegensatz zu BILD 7 wird hier die MTOM statt der BFDM verwendet. Dadurch sind die Zahlenwerte etwas unterschiedlich

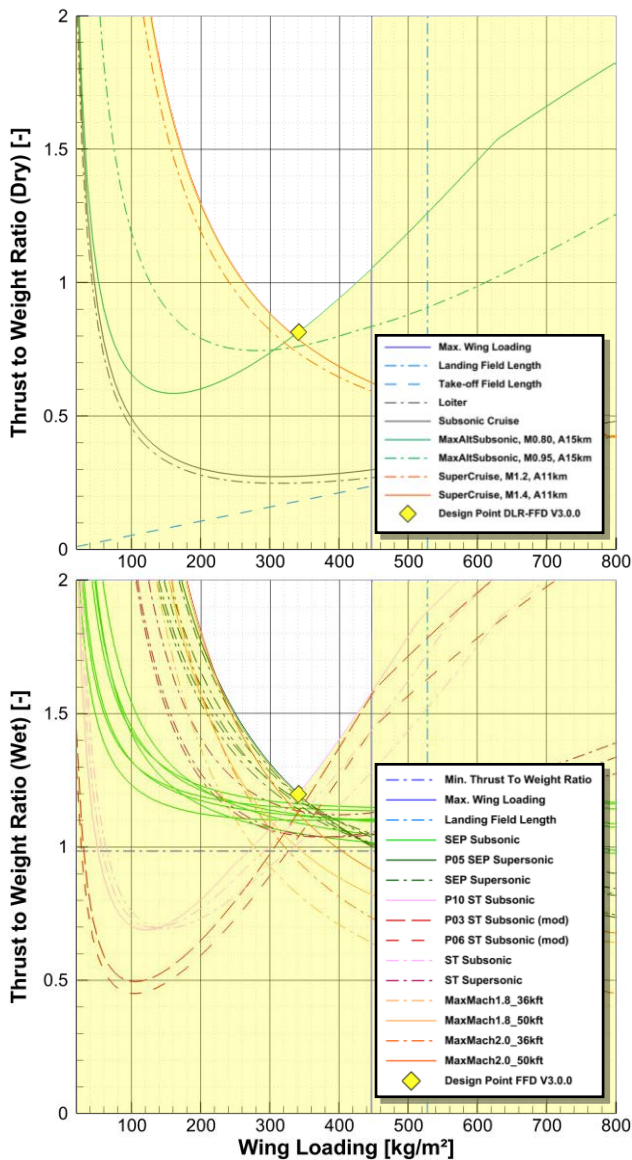


BILD 9. Entwurfsdiagramm DLR-FFD V3.0.0 (Statischer, installierter Schub, MSL, MTOM)
oben: Trockenschub (ohne Nachbrenner)
unten: Nassschub (mit Nachbrenner)

4.2.3. Der DLR-FFD V3.0.0

Um die vorgegebenen Agilitätsanforderungen zu erreichen liegt der ausgewählte Betriebspunkt noch einmal deutlich links und oberhalb der beiden Linien für die initial gewählte maximale Flächenbelastung (durchgezogen, dunkelblau, senkrecht) und das minimale Schub- / Gewichtskraft-Verhältnis (strich-punktiert, dunkelblau, horizontal im unteren Diagramm). Das bedeutet, dass der DLR-FFD etwas größer ausfällt und etwas mehr Schub benötigt, als in der initialen Abschätzung in Abschnitt 4.2.1 statistisch ermittelt wurde. Andererseits liefert die Massenabschätzung aus dem Konzeptentwurf eine etwas geringere Gesamtmasse, als es die initiale, statistische Betrachtung erwarten lassen würde. Der Grund dafür liegt einerseits in einer erwarteten Verbesserung für ein zukünftiges Flugzeug gegenüber den Daten aus der Statistik, andererseits aber auch in einer noch unzureichenden Berücksichtigung der Installationsverluste der Triebwerke,

die gegenwärtig für die nächste Iteration des DLR-FFD Entwurfs überarbeitet wird.

Der ausgewählte Betriebspunkt gehört zu einem Flugzeug mit 14,80 m Spannweite, 20,30 m Gesamtlänge und einer Grundrissfläche von knapp 100 m². Die maximale Abflugmasse (definiert als Missionsmasse für die CAP-Mission) liegt bei 28,3 t mit einem Kraftstoffanteil von 35% (10 t). Die beiden Triebwerke liefern jeweils einen Stand Schub von 124 kN trocken bzw. 183 kN nass. BILD 10 zeigt den DLR-FFD, wie er im CPACS-Datenformat modelliert ist.



BILD 10. CPACS-Modell des DLR-FFD V3.0.0
oben: Außenansicht
unten: Innenansicht

5. INDUSTRIELLE SICHT AUF DIABOLO

Die Anforderungen an moderne Kampfflugzeuge nehmen kontinuierlich zu. Das Erfüllen dieser Anforderungen ist aber nur durch die Erweiterung des Wissens und die Verbesserung von Methoden und Verfahren innerhalb von Schlüsseldisziplinen wie Aerodynamik, Lasten, Struktur, etc. möglich. Zusätzlich muss auch die Integration der einzelnen Fachdisziplinen in gemeinsame Prozesse weiter verbessert werden. Zu diesem Zweck werden in der Industrie Technologieprojekte aufgesetzt, die Lösungsansätze liefern und sie für eine Industrialisierung bei vertretbarem Risiko reif machen sollen.

In der Industrie wird die „Technology Readiness Level“ (TRL) Definition der NASA [62] genutzt, um den „Reifegrad“ einer Technologie, und damit das „Restrisiko“ bei deren Industrialisierung zu bewerten. Technologieprojekte umfassen dabei typischerweise die Stufen „TRL 3“ (Proof of Concept) bis „TRL 5“ (Komponenten- / Subsystem Tests in einer relevanten Umgebung, also mit korrekter Abbildung der wichtigen Umweltfaktoren). In wenigen Fällen gehen Technologieprojekte sogar bis „TRL 6“ (Systemtest in einer repräsentativen Umgebung). Dies erfordert allerdings schon mindestens die Subsystemintegration oder den Betrieb eines Prototyps in einer relevanten „end2end Umgebung“, also bei Umgebungsbedingungen die noch realitätsnäher sein sollen als bei TRL5).

Für Airbus als Industrieunternehmen ist es das primäre Ziel, praktikable Lösungen und Antworten auf konkrete Fragestellungen zu finden. Hierbei steht klar die Anwendung der Lösung im Vordergrund. Dies markiert auch die Unterscheidung zwischen Technologieprojekten der Industrie und Forschungsvorhaben: Technologieprojekte der Industrie sind darauf ausgerichtet, praxisrelevante Antworten zu finden und die beobachteten Phänomene hinreichend zu verstehen, während Forschungsvorhaben die verschiedenen Aspekte der Fragestellung in voller Detailtiefe erforschen. An dieser Stelle werden die Vorteile einer Kooperation zwischen Industrie und Forschungspartnern deutlich: Derartige Kooperationen – wie hier in Diabolo – erlauben der Industrie vertiefte Betrachtungen, die oftmals zu einem besseren Verständnis von Zusammenhängen führen und somit der Ausgangspunkt für noch bessere Lösungen sein können. Für die Forschungspartner dagegen ermöglicht die Beteiligung der Industrie eine große Anwendungsnahe und die Sicherstellung der Relevanz der betrachteten Fragestellungen.

Diabolo ist der aktuellste Vertreter in einer Reihe von Kooperationsprojekten, die seit mehr als 10 Jahren gemeinsam von Airbus Defence and Space und dem DLR bearbeitet werden (siehe Abschnitt 1.1). Bisher waren die Themen zumeist auf unbemannte Flugzeuge (UAVs) ausgerichtet, aber ebenfalls mit einem Fokus auf Aerodynamik und Flugzeugvorentwurf. Neben Diabolo kann nur noch der Struktur- und Materialbereich auf eine solch kontinuierliche Kooperation zwischen dem DLR und Airbus zurückblicken. Diabolo bietet einen Rahmen, in dem einerseits Fragestellungen einzelner Fachdisziplinen als relativ unabhängige Arbeitspakete behandelt werden können, in dem aber andererseits auch disziplinübergreifende Aspekte adressiert werden können. Die langjährige, gute Zusammenarbeit zwischen Industrie und Forschung wird dabei auch vom BAAINBw als Auftraggeber des DLR-Projekts Diabolo begrüßt und gefördert.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das DLR-Forschungsprojekt Diabolo ist die jüngste Aktivität in einer Serie aus aufeinander aufbauenden Forschungsprojekten mit dem Ziel, die Fähigkeiten des DLR zu Entwurf, Auslegung und Bewertung von militärischen Fluggeräten weiterzuentwickeln. Einige der Arbeiten erfolgen im Rahmen einer Industriekooperation mit Airbus Defence and Space und MTU Aero Engines. Der Fokus des Projekts liegt auf dem Gesamtentwurf und der Untersuchung verschiedener Fragestellungen aus dem Bereich der Aerodynamik, aber auch weitere Themen wie Flugmechanik und Flugregelung, Struktur, Aeroelastik und

Signaturen spielen eine große Rolle. Die Themenbereiche Antriebsentwurf und Antriebsintegration werden gemeinsam mit dem DLR-Projekt FFE+ untersucht.

Als Beispielkonzept wird im Rahmen des Projekts der DLR-FFD entworfen, ein generisches Mehrzweck-Kampfflugzeug, dessen vielfältige Anforderungen an den Bedürfnissen eines möglichen zukünftigen deutschen Kampfflugzeugs ausgerichtet sind. Um diese Anforderungen abbilden zu können wurde im Projekt zunächst das Konzeptentwurfverfahren VAMPzero^F umfassend weiterentwickelt. Da allerdings viele Aspekte des Entwurfs erst durch höherwertige Simulations- und Analyseverfahren auch mit hinreichender Genauigkeit betrachtet werden können, lag eine zentrale Aufgabe von Diabolo in der Anbindung solcher höherwertiger Verfahren an das Datenaustauschformat CPACS und damit an die Gesamtentwurfinfrastruktur des DLR. So wurde beispielsweise die Möglichkeit geschaffen, aus höherwertigen Aerodynamik- und Triebwerksdaten ein flugdynamisches Modell zu erstellen und mit diesem Modell flugmechanische Untersuchungen durchzuführen. Auch die Rückkopplung solcher höherwertiger Analyseergebnisse in das Konzeptentwurfverfahren wurde umgesetzt.

Der aktuelle Entwurfsstand des DLR-FFD, der unter Berücksichtigung der oben genannten Methoden und Verfahren entwickelt wurde, demonstriert die Eignung des Vorgehens für den Entwurf derartiger Flugzeugkonzepte und beleuchtet die Sensitivitäten und Herausforderungen, die sich aus den konkurrierenden und teils sogar gegensätzlichen Anforderungen ergeben.

Das Projekt Diabolo läuft noch bis Mitte 2023. In dieser Zeit sollen die Entwurfsarbeiten am Konzept des DLR-FFD weitergeführt werden, um in weiteren Iterationen auch die Analyseergebnisse aus den höherwertigen Verfahren in die Konzeptauslegung einfließen zu lassen. Wenn die parallele Weiterentwicklung der Verfahren abgeschlossen ist, soll auch mit der Abbildung des bislang manuellen Entwurfsprozesses in einer automatisierten Prozesskette begonnen werden.

Weiterhin wurden bereits wichtige Themen und Fragestellungen identifiziert, die in einem Nachfolgeprojekt näher betrachtet werden sollen (siehe BILD A-1). Angefangen mit einer weitergehenden Automatisierung einzelner Teilprozesse (wie z.B. der Aerodynamik-Kennfelderzeugung) sollen auch die Gesamtprozesse zukünftig möglichst weitgehend automatisiert werden. Zusätzlich rücken, neben den bislang betrachteten „klassischen“ Themen der Flugphysik, zunehmend Systemthemen in den Fokus, da viele wesentliche Fragestellungen ohne eine genauere Betrachtung der Systeme nicht beantwortet werden können. Beispiele dafür sind:

- **Erzeugung und Management elektrischer Energie**
Bei modernen Flugzeugen werden immer mehr Systeme auf elektrischen Betrieb umgestellt. Dazu kommen immer leistungsfähigere Komponenten in den Bereichen Radar, Avionik, Sensorik und Kommunikation – und auch Energiewaffen sind ein zukünftiges Thema. Der Energiebedarf ist inzwischen so hoch, dass er in der Triebwerksauslegung (vor allem in Teillastbereichen) eine wichtige Rolle spielt; und auch der Kapazitätsbedarf für benötigte Energiespeicher ist aufgrund der großen Masse von Pufferbatterien eine wichtige Größe.

- **Thermalmanagement**
Der große Energiebedarf der elektrischen Systeme führt auch zu dem Problem, die Abwärme – auch unter widrigen Umständen – wieder effektiv aus dem Flugzeug zu entfernen. Erschwert wird diese Aufgabe durch die hohen Signaturanforderungen an aktuelle Flugzeugkonzepte, die zu einer hochintegrierten Bauweise mit möglichst glatten und geschlossenen Oberflächen führt. Auch die interne Unterbringung von möglicherweise abwärmeintensiven Nutzlasten ist hier zu berücksichtigen.
- **Triebwerksintegration**
Die Integration der Triebwerke und ihrer Einlauf- und Düsenkanäle – auch als Wärmequelle – in die Systembetrachtung wäre ein wichtiger Bestandteil einer detaillierteren Flugzeuganalyse. Auch die zusätzliche Variabilität, die sich durch die Verwendung von VCE-Triebwerken ergibt, könnte hier eine Rolle spielen.

Unter Verwendung der geplanten Erweiterungen an Verfahren und Prozessen sollen im Nachfolgeprojekt dann verschiedene Flugzeugkonzepte für unterschiedliche Anforderungsprofile entworfen und deren Einsatz – auch im Team – simuliert werden. Das Nachfolgeprojekt wird voraussichtlich Anfang 2024 beginnen.

7. SCHRIFTTUM

- [1] SCHÜTTE, Andreas ; EINARSSON, Gunnar ; RAICHLE, Axel ; SCHÖNING, Britta ; ORLT, Matthias ; NEUMANN, Jens ; ARNOLD, Jürgen ; MÖNNICH, Wulf ; FORKERT, Thomas: Numerical Simulation of Maneuvering Aircraft by Aerodynamic, Flight Mechanics and Structural Mechanics Coupling. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Bd. 46, AIAA, Januar 2007 (AIAA-Journal of Aircraft 1), 53–64
- [2] VICROY, Dan D. ; HUBER, Kerstin C. ; SCHÜTTE, Andreas ; REIN, Martin ; IRVING, Jonathan P. ; RIGBY, Glyn ; LÖSER, Thomas ; HÜBNER, Andreas-René ; BIRCH, Trevor J.: Experimental Investigations of a Generic Swept Unmanned Combat Air Vehicle with Controls. In: *Journal of Aircraft* 55 (2016), Juni, Nr. 2, 475–501. <http://dx.doi.org/10.2514/1.C033782>. – DOI 10.2514/1.C033782. – ISSN 0021–8669
- [3] SCHÜTTE, Andreas ; EINARSSON, Gunnar ; SCHÖNING, Britta ; ALRUTZ, Thomas ; MÖNNICH, Wulf ; NEUMANN, Jens ; HEINECKE, Jörg: Numerical simulation of maneuvering combat aircraft. In: *14th DGLR-Symposium of STAB, Bremen, Germany* 92 (2004), 103–111. <https://elib.dlr.de/51059/>
- [4] SCHÜTTE, Andreas ; HUMMEL, Dietrich ; HITZEL, Stephan M.: Flow Physics Analyses of a Generic Unmanned Combat Aerial Vehicle Configuration. In: *Journal of Aircraft* 49 (2012), November, Nr. 6, 1638–1651. <http://dx.doi.org/10.2514/1.C031386>. – DOI 10.2514/1.C031386. – ISSN 0021–8669
- [5] LIERSCH, Carsten M. ; HUBER, Kerstin C.: Conceptual Design and Aerodynamic Analyses of a Generic UCAV Configuration. Version: Juni 2014. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2014-2001>. In: *AIAA AVIATION Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Juni 2014. – DOI 10.2514/6.2014–2001
- [6] LIERSCH, Carsten M. ; HUBER, Kerstin C. ; SCHÜTTE, Andreas ; ZIMPER, Dirk ; SIGGEL, Martin: Multidisciplinary design and aerodynamic assessment of an agile and highly swept aircraft configuration. In: *CEAS Aeronautical Journal* 7 (2016), Oktober, Nr. 4, 677–694. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-016-0213-4>. – DOI 10.1007/s13272–016–0213–4
- [7] KEMPTNER, Erich ; RODE, Gerald: Radarsignaturbewertung von agilen und hoch gepfeilten Flugzeugkonfigurationen. In: RAUMFAHRT, Deutsche G. (Hrsg.): *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, September 2015
- [8] LINDERMEIR, Erwin ; RÜTTEN, Markus: Infrarotsignaturbewertung von agilen und hoch gepfeilten Flugzeugkonfigurationen. In: DGLR (Hrsg.): *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2015
- [9] CUMMINGS, R. M. ; SCHÜTTE, A.: An Integrated Computational/Experimental Approach to UCAV Stability & Control Estimations: Overview of NATO RTO AVT-161. In: *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010
- [10] CUMMINGS, Russell M. ; SCHÜTTE, Andreas: Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air and Sea Vehicles / NATO RTO / AVT. Version: September 2012. <http://dx.doi.org/10.14339/RTO-TR-AVT-161>. 2012 (RTO-TR-AVT-161 AC/323(AVT-161)TP/440). – Final Report of the AVT-161 Task Group
- [11] HUBER, Kerstin C. ; SCHÜTTE, Andreas ; REIN, Martin ; LÖSER, Thomas: Experimental aerodynamic assessment and evaluation of an agile highly swept aircraft configuration. In: *CEAS Aeronautical Journal* 8 (2016), Oktober, 17–29. <https://elib.dlr.de/107267/>
- [12] SCHÜTTE, Andreas ; HUBER, Kerstin C. ; ZIMPER, Dirk: Numerische aerodynamische Analyse und Bewertung einer agilen und hoch gepfeilten Flugzeugkonfiguration. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2015
- [13] PAUL, Michael ; RÜTTEN, Markus ; REIN, Martin: Low Speed Experimental and Numerical Investigations on Unconventional Control Concepts for Agile and Highly Swept Aircraft Configurations. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2015 (Conference Proceedings online 370126), 1–9
- [14] KUCHAR, Richard ; STEINHAUSER, Reinhold ; LOOYE, Gertjan: Design of Flight Control Laws for Agile and Highly Swept Aircraft Configurations. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015*, 2015
- [15] SCHWITHAL, Jana ; ROHLF, Detlef ; LOOYE, Gertjan ; LIERSCH, Carsten M.: An innovative route from wind tunnel experiments to flight dynamics analysis for a highly swept flying wing. In: *CEAS Aeronautical Journal* 7 (2016), September, Nr. 4, 645–662. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-016-0214-3>. – DOI 10.1007/s13272–016–0214–3
- [16] LIERSCH, Carsten M. ; SCHÜTTE, Andreas ; SIGGEL, Martin ; DORNWALD, Jochen: Design studies and multi-disciplinary assessment of agile and highly swept flying wing configurations. In: *CEAS Aeronautical Journal* 11 (2020), Mai, Nr. 3, 781–802. <https://elib.dlr.de/138809/>

- [17] LIERSCH, Carsten M. ; BISHOP, Gavin: Conceptual Design of a 53deg Swept Flying Wing UCAV Configuration. Version: Juni 2018. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2018-2839>. In: *AIAA AVIATION Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Juni 2018. – DOI 10.2514/6.2018-2839
- [18] LIERSCH, Carsten M. ; CUMMINGS, Russel M. ; SCHÜTTE, Andreas: *Multi-Disciplinary Design and Performance Assessment of Effective, Agile NATO Air Vehicles*. <https://elib.dlr.de/147867/>. Version: Januar 2021 (NATO STO Technical Report RDP)
- [19] LIERSCH, Carsten M. ; CUMMINGS, Russel M. ; SCHÜTTE, Andreas ; VORMWEG, Jan ; MAYE, Ryan G. ; JEANS, Tiger L.: Multi-Disciplinary Design and Performance Assessment of Effective, Agile NATO Air Vehicles. In: *Aerospace Science and Technology* 99 (2020), Februar. <https://elib.dlr.de/138817/>
- [20] LIERSCH, Carsten M. ; CUMMINGS, Russel M. ; SCHÜTTE, Andreas: NATO STO/AVT-251: A Joint Exercise in Collaborative Combat Aircraft Design. In: *AVT-324 Specialists' Meeting on "Multidisciplinary Design Approaches and Performance Assessment of Future Combat Aircraft"*, NATO STO, September 2020
- [21] ZENKNER, Sebastian ; BECKER, Richard-Gregor ; TROST, Marco ; VOß, Christian: Beiträge zum Triebwerksentwurf einer agilen und hoch gepfeilten Nurfügelkonfiguration. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [22] KIEHN, Daniel ; DIEKMANN, Jobst H. ; FEZANS, Nicolas: Design and Multi-Objective Optimization of a Control Surface Allocation Concept for an Agile and Highly Swept Flying Wing. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [23] ROSSIGNOL, Karl-Stéphane ; DELFS, Jan W. ; LUMMER, Markus: ACOUSTIC INSTALLATION EFFECTS ON AN AGILE HIGHLY SWEPT FLYING WING CONFIGURATION. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [24] SCHREIBER, Philip ; VIDY, Cyrille ; VOß, Arne ; ARNOLD, Jürgen ; MACK, Christoph: Dynamic Aeroelastic Stability Analyses of Parameterized Flying Wing Configurations. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [25] LINDERMEIR, Erwin ; RÜTTEN, Markus: Infrared Signature Assessment of an Agile, Highly Swept Flying Wing Configuration. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [26] KEMPTNER, Erich ; RODE, Gerald: Radarsignaturbewertung einer agilen und hoch gepfeilten Nurfügelkonfiguration. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018
- [27] CAPSADA, Laia A. ; HEINRICH, Ralf: Development of the DLR TAU code for modelling of control surfaces. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., März 2019
- [28] ZIMPER, Dirk ; HUBER, Kerstin C.: Experimental and numerical investigations of unsteady aerodynamic derivatives for a generic lambda wing UCAV configuration. In: *CEAS Aeronautical Journal* (2019), Oktober. <https://elib.dlr.de/129428/>
- [29] LÖCHERT, Patrick ; HUBER, Kerstin C. ; RÜTTEN, Markus: CONTROL CONCEPTS FOR AN AGILE AND HIGHLY SWEPT FLYING WING CONFIGURATION. In: LÖCHERT, Patrick (Hrsg.) ; HUBER, Kerstin C. (Hrsg.) ; RÜTTEN, Markus (Hrsg.): *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, DGLR, September 2018
- [30] ENGELBECK, Randal M.: Investigation into the impact of agility on conceptual fighter design / NASA. 1995 (CR-195079). – Contractor Report
- [31] DEPARTMENT OF DEFENSE, USA: *GLOSSARY OF DEFINITIONS, GROUND RULES, AND MISSION PROFILES TO DEFINE AIR VEHICLE PERFORMANCE CAPABILITY*. Military Standard, September 2008. – MIL-STD-3013A
- [32] LUCKRING, James M. ; TAYLOR, Nigel J. ; HITZEL, Stephan M.: Program Overview: Vortex Interaction Aerodynamics Relevant to Military Air Vehicle Performance. In: *AIAA SCITECH 2022 Forum*. San Diego, CA & Virtual : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Januar 2022. – ISBN 978-1-62410-631-6
- [33] LIERSCH, Carsten M. ; HEPPERLE, Martin: A Unified Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design. In: *CEAS 2009 European Air and Space Conference*, 2009
- [34] LIERSCH, Carsten M. ; HEPPERLE, Martin: A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design. In: *CEAS Aeronautical Journal* 2 (2011), Dezember, Nr. 1-4, 57-68. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-011-0024-6>. – DOI 10.1007/s13272-011-0024-6
- [35] NAGEL, Björn ; ZILL, Thomas ; MOERLAND, Erwin ; BÖHNKE, Daniel: Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes - Lessons Learned from the Collaborative Design Project VAMP. In: *CEAS 2013 European Air and Space Conference*, 2013
- [36] NAGEL, Björn ; BÖHNKE, Daniel ; GOLLNICK, Volker ; SCHMOLLGRUBER, Peter ; RIZZI, Arthur ; ROCCA, Gianfranco L. ; ALONSO, Juan J.: Communication in Aircraft Design: Can we establish a Common Language? In: *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2012
- [37] BACHMANN, Arne ; KUNDE, Markus ; LITZ, Markus ; SCHREIBER, Andreas: A dynamic data integration approach to build scientific workflow systems. In: *International workshop on workflow management (IWWM 2009)*, The institute of electrical and electronics engineers, Inc., Mai 2009, 27-33
- [38] CPACS Homepage. URL: <https://cpacs.de/>, [Accessed 19 September 2022]
- [39] TIXI Homepage. URL: https://www.dlr.de/sc/en/desktopdefault.aspx/tabid-12766/22301_read-50944/, [Accessed 19 September 2022]

- [40] *TiGL Homepage*. URL: https://www.dlr.de/sc/en/desktopdefault.aspx/tabid-12766/22301_read-51485/, [Accessed 19 September 2022]
- [41] SEIDER, Doreen ; FISCHER, Philipp ; LITZ, Markus ; SCHREIBER, Andreas ; GERNDT, Andreas: Open Source Software Framework for Applications in Aeronautics and Space. In: *IEEE Aerospace Conference*, 2012
- [42] *RCE Homepage*. URL: <https://rcenvironment.de/>, [Accessed 19 September 2022]
- [43] ZAMBONI, Jacopo ; ZAMFIR, Arthur ; MOERLAND, Erwin ; NAGEL, Björn: A semantic knowledge based engineering framework for the rapid generation of novel air vehicle configurations. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2022
- [44] MANCINI, Andrea ; ZAMBONI, Jacopo ; MOERLAND, Erwin: A knowledge-based methodology for the initiation of military aircraft configurations. In: *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021
- [45] REITENBACH, Stanislaus ; VIEWEG, Maximilian ; BECKER, Richard-Gregor ; HOLLMANN, Carsten ; WOLTERS, Florian ; SCHMEINK, Jens ; OTTEN, Tom ; SIGGEL, Martin: Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology. In: 2020, AIAA SciTech F. (Hrsg.): *AIAA SciTech Forum 2020*, 2020
- [46] HÄBY, Jannik ; SCHMEINK, Jens: Knowledge-based conceptual design methods for geometry and mass estimation of rubber aero engines. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2022
- [47] *LIFTING_LINE Homepage*. URL: https://www.dlr.de/as/en/desktopdefault.aspx/tabid-188/379_read-625/, [Accessed 19 September 2022]
- [48] LIERSCH, Carsten M. ; WUNDERLICH, Tobias F.: A Fast Aerodynamic Tool for Preliminary Aircraft Design. Version: September 2008. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2008-5901>. In: *Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, September 2008. – DOI 10.2514/6.2008–5901
- [49] GERHOLD, T. ; GALLE, M. ; FRIEDRICH, O. ; EVANS, J.: Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR-tau-Code. In: *Aerospace Sciences Meetings*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Januar 1997
- [50] GERHOLD, T.: Overview of the Hybrid RANS Code TAU. In: KROLL, N. (Hrsg.) ; FAßBENDER, J.K. (Hrsg.): *Closing Presentation DLR Project MEGAFLOW, Braunschweig (de)*, 10.-11.12.2002 Bd. 89, Springer Verlag, 2005 (Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM))
- [51] SCHWAMBORN, Dieter ; GERHOLD, Thomas ; HEINRICH, Ralf: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research And Industry. In: *ECCOMAS CFD 2006 Conference*, 2006
- [52] BEKEMEYER, Philipp ; BERTRAM, Anna ; CHAVES, Derrick A. H. ; RIBEIRO, Mateus D. ; GARBO, Andrea ; KIENER, Anna ; SABATER, Christian ; STRADTNER, Mario ; WASSING, Simon ; WIDHALM, Markus ; GOERTZ, Stefan ; JAECKEL, Florian ; HOPPE, Robert ; HOFFMANN, Nils: Data-Driven Aerodynamic Modeling Using the DLR SMARTy Toolbox. In: *AIAA AVIATION 2022 Forum*, AIAA, Juni 2022
- [53] STRADTNER, Mario ; LIERSCH, Carsten M. ; BEKEMEYER, Philipp: An aerodynamic variable-fidelity modelling framework for a low-observable UCAV. In: *Aerospace Science and Technology* 107 (2020), September, Nr. 106232. <https://elib.dlr.de/136714/>
- [54] STRADTNER, Mario ; LIERSCH, Carsten M. ; LÖCHERT, Patrick: Multi-Fidelity Aerodynamic Data Set Generation for Early Aircraft Design Phases. In: *AVT-366 Research Workshop on "Use of Computational Fluid Dynamics for Design and Analysis: Bridging the Gap Between Industry and Developers"*, NATO STO, Mai 2022
- [55] BRAMSIEPE, Kjell ; VOß, Arne ; KLIMMEK, Thomas: Design and sizing of an aeroelastic composite model for a flying wing configuration with maneuver, gust, and landing loads. In: *CEAS Aeronautical Journal* (2020), März. <https://elib.dlr.de/134663/>
- [56] VOß, Arne ; KLIMMEK, Thomas: Aeroelastic Modeling, Loads Analysis and Structural Design of a Fighter Aircraft. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2022
- [57] KUCHAR, Richard O. ; LOOYE, Gertjan: A Rapid-prototyping process for Flight Control Algorithms for Use in over-all Aircraft Design. In: *2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2018
- [58] LOOYE, Gertjan: TECS/THCS-based generic autopilot control laws for aircraft mission simulation. In: *Second CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control*, 2013
- [59] KIEHN, Daniel ; AUTENRIEB, Johannes ; FEZANS, Nicolas: COAST - A Simulation and Control Framework to Support Multidisciplinary Optimization and Aircraft Design with CPACS. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2022
- [60] LINDERMEIR, Erwin ; RÜTTEN, Markus: IR-Signature of the MULDICON Configuration determined by the IR-Signature Model MIRA. In: *AIAA Applied Aerodynamics Conference 2018*, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, Juni 2018
- [61] ROSSIGNOL, Karl-Stephane ; PROSKUROV, Stanislav ; LUMMER, Markus ; EWERT, Roland ; DELFS, Jan W. ; KOLB, Alexander ; MANCINI, Simone: Aeroacoustic Assessment of Low-Observable UCAV Configurations. In: *AVT-324 Specialists' Meeting on "Multidisciplinary Design Approaches and Performance Assessment of Future Combat Aircraft"*, NATO STO, September 2020
- [62] *TRL-Definition der NASA*. URL: https://esto.nasa.gov/files/trl_definitions.pdf, [Accessed 19 September 2022]

8. ANHANG

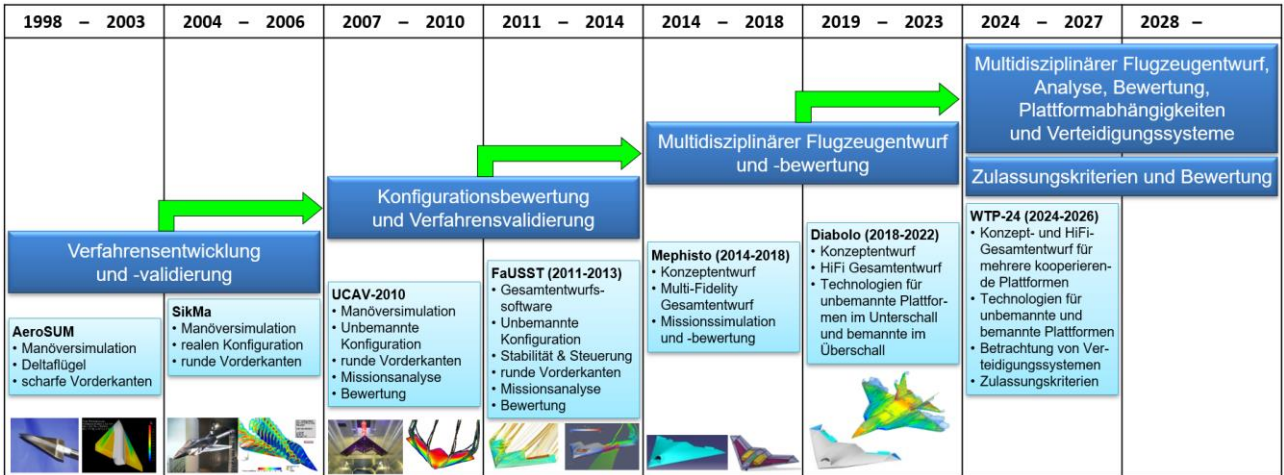


BILD A-1.Strategie wehrtechnischer Plattformprojekte im DLR

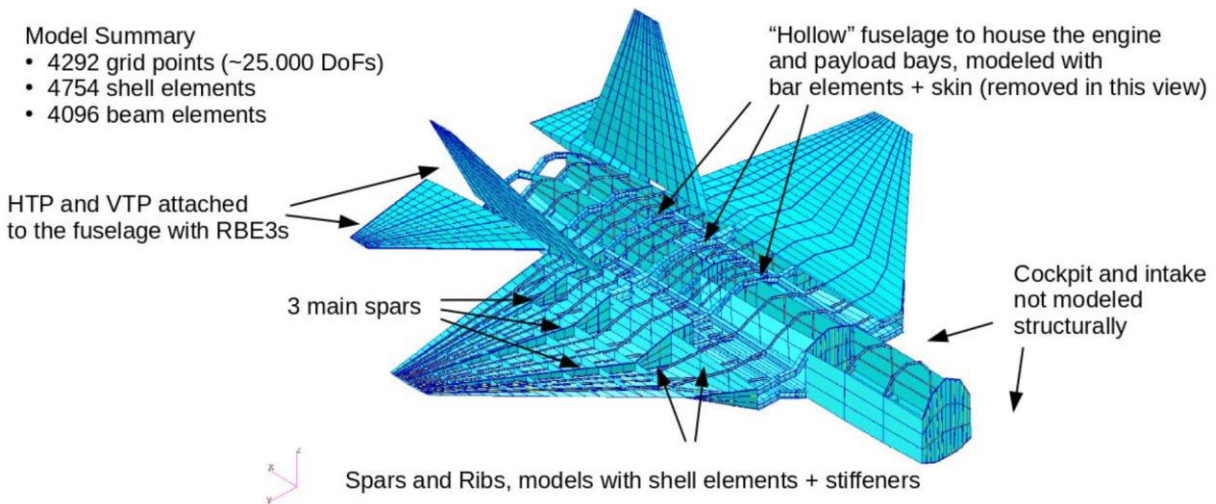


BILD A-2.Finite-Elemente Modell der Struktur des DLR-FFD aus [56]

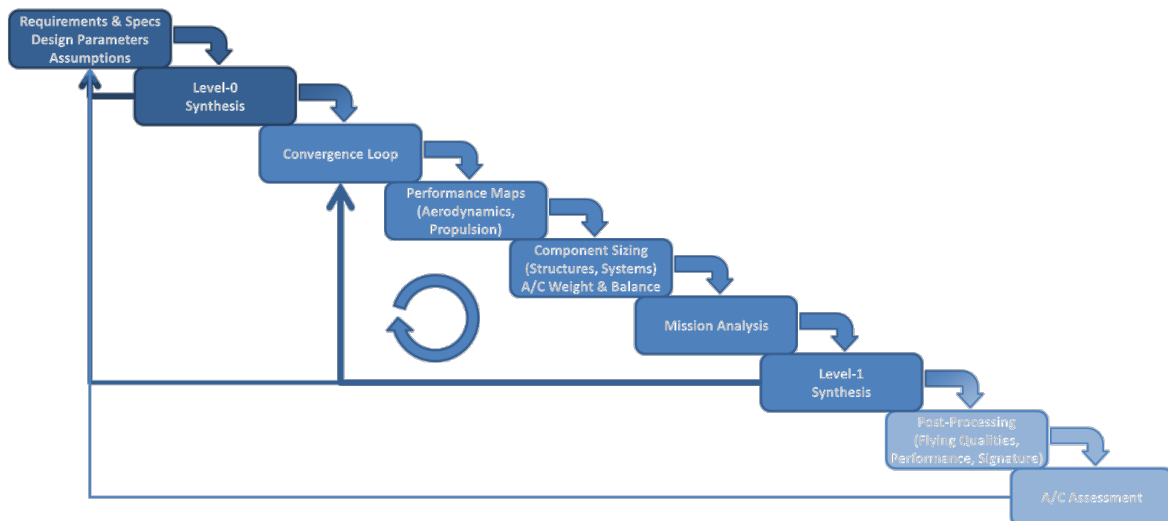


BILD A-3.Prozessablauf DLR-FFD Entwurf und Analyse