

DER HOCHGESCHWINDIGKEITSHUBSCHRAUBER RACER

A. Fink, M. Blacha
AIRBUS Helicopters, Donauwörth, Deutschland

Zusammenfassung

Der vorliegende Beitrag präsentiert die innovative und zukunftsweisende Architektur des Hochgeschwindigkeitshubschraubers RACER, der zurzeit von Airbus Helicopters in Kooperation mit verschiedenen Partnern im Rahmen des Europäischen Forschungsprojekts CleanSky 2 entwickelt wird. Der Kombinationshubschrauber RACER zeichnet sich insbesondere durch den erstmaligen Einsatz von Verbundflügeln in sogenannter „*joined wing*“ Konfiguration aus. Diese Flügelkonzeption stellt eine der wesentlichen Merkmale der Hubschrauberarchitektur des RACERs dar, die ein hohes Maß an disziplinübergreifender, gesamtheitlicher Effizienzsteigerung herbeiführt, welche einen der entscheidenden Schlüssel für den praktischen Einsatz des Hochgeschwindigkeitshubschraubers darstellt. Einige der wesentlichen, hiermit verbundenen charakteristischen Eigenschaften und Vorteile der operationalen Sicherheit, der Strukturmechanik, der Systemintegration, der Flugmechanik und der Aerodynamik werden im Überblick und ins Besondere im Vergleich zu einem konventionellen Monoflügel erläutert.

Keywords

Hubschrauber; RACER; Kombinationshubschrauber; joined wing; Verbundflügel; AIRBUS; Geschwindigkeit

1. EINLEITUNG

1.1. Die Geschwindigkeitsbegrenzung von Hubschraubern

Konventionelle Hubschrauber zeichnen sich durch die Fähigkeit des Senkrecht- und Schwebefluges aus, sind jedoch hinsichtlich der maximalen Geschwindigkeit im Horizontalflug limitiert. Diese Einschränkung wird durch die extreme Asymmetrie der Strömungsverhältnisse am Hauptrotor verursacht. Der Hauptrotor konventioneller Hubschrauber erzeugt eine vertikale Auftriebskomponente und, durch eine leichte Neigung hinsichtlich der Hochachse, eine horizontale Vortriebskomponente. Die vorwiegend horizontale Anordnung des Hauptrotorkreises verursacht eine Beeinflussung der Anströmung der Rotorblätter als Funktion der Rotordrehgeschwindigkeit und der Flugeschwindigkeit des Hubschraubers. Im Horizontalflug liegt somit am vorwärtslaufenden Blatt eine höhere, und am rückwärtslaufendem Blatt eine niedrige Anströmgeschwindigkeit vor, was nahe am Rotormast sogar zu einer Umkehrung der Anströmrichtung des Rotorblattes führt. Um den Hauptrotor auszubalancieren und die resultierende Auftriebskraft in Rotorachse zu bringen, muss der Blattauftrieb auf der vorwärts- und rückwärtslaufenden Seite ausgeglichen werden [1]. Dies geschieht durch entsprechende Anstellung des Rotorblattes, indem die rückwärtslaufenden Blätter überproportional stärker angestellt werden als die vorwärtslaufenden Blätter (der Anstellwinkel geht im relevanten Bereich linear, und die Anströmgeschwindigkeit quadratisch in den Auftrieb am Blatt ein).

Bei hohen Flugeschwindigkeiten und entsprechend hoher Anstellung des rückwärtslaufenden Blattes besteht die Gefahr des Strömungsabrisses und hiermit eines folgeschweren Verlustes des Auftriebes und der Lagenstabilität. Auf dem stark angeströmten vorwärtslaufenden Blatt dagegen erreicht die Blattspitze bei hohen Vorwärtsgeschwindigkeiten schallnahe Machzahlen, wodurch extreme Vibrationen, Blattoszillationen, Auftriebsverluste und Lärm erzeugt werden.

Folglich ergeben sich typischerweise Reisegeschwindigkeiten konventioneller Hubschrauber von etwa 280km/h (z.B. H160, H175).

In Anbetracht dieser limitierenden Phänomene der Strömungsabrissse einerseits und der hohen Machzahlen andererseits lässt sich ableiten, dass eine substantiell höhere Flugeschwindigkeit nur bei einer Entlastung des Hauptrotors hinsichtlich dessen simultanen Forderungen nach Vortrieb und Auftrieb im Vorwärtsflug zu erreichen ist.

1.2. Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Der Versuch, höhere Reisegeschwindigkeiten zu erzielen, war und bleibt eine attraktive Zielsetzung mit klaren Vorteilen im Missionsprofil von Hubschraubern. Zahlreiche Entwicklungen und Studien sind mit diesem Ziel unternommen worden, insbesondere basierend auf der Kombination von Vorteilen und Merkmalen des Flächenflugzeuges mit denen des Drehflüglers. Merklliche Fortschritte sind durch Optimierungen an der Geometrie der Rotorblattspitze insbesondere hinsichtlich der hohen Machzahlen an der Blattspitze bereits erzielt worden (BERP Technologie an der Westland Sea Lynx [1]), erhebliche Geschwindigkeitserhöhungen werden jedoch erst durch die

Vorgelegt beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2019, 30. September – 2. Oktober 2019, Darmstadt.

Konzeption von Kombinationshubschraubern einerseits und Wandelflugzeugen andererseits ermöglicht. Solche hybride Konzeptionen stellen jedoch ein Kompromiss im Leistungsprofil zwischen einem Starrflügler und einem Drehflügler dar und müssen daher gezielt auf die für sie am besten zutreffenden Missionsprofile projiziert werden. So zeichnen sich Wandelflugzeuge durch höhere erreichbare Reisegeschwindigkeiten und Reichweiten bei möglicher doch eingeschränkter Eigenschaften im Vertikalflug aus, Kombinationshubschrauber dagegen weisen eine ausgeprägte Agilität im Vertikal- und Schwebeflug bei moderat höheren Reisegeschwindigkeiten auf.

Kombinationshubschrauber integrieren bei Anwesenheit eines starren Hauptrotors zusätzliche Vortriebs- und Auftriebs-elemente, zusätzliche Auftriebs-elemente oder eine Kombination aus beiden zwecks einer Entlastung des konventionellen Hauptrotors bei hohen Horizontalgeschwindigkeiten [2]. Somit sind zahlreiche Konfigurationen mit zusätzlichen Flügeln zur Auftriebserzeugung (Sikorsky S-67, S-72) und mit zusätzlichen vortriebs-erzeugenden Propellern (Lockheed AH-56, Piasecki X-49) in vielfältiger Anordnung in der Vergangenheit entworfen und getestet worden. Bislang hat jedoch kein Konzept die Serienreife und die Markteinführung erreicht. Aktuelle Entwicklungen verschiedener Hersteller (Bell V-280 Valor, Sikorsky/Boeing SB-1 Defiant, Sikorsky S-97 Raider, AVX) bezeugen jedoch die anhaltende und aktuelle Relevanz, den Bedarf an Hubschraubern mit höheren Geschwindigkeiten sowie das damit verbundene Marktpotential dieser Luftfahrzeug-konzepte.

Wandelflugzeuge sind durch den Einsatz von Kipprotoren gekennzeichnet, die in horizontaler Anordnung den Auftrieb im Vertikalflug bzw. in vertikaler Anordnung den Vortrieb für den Horizontalflug erzeugen. Die hohe Systemkomplexität, die Limitierungen und Herausforderungen des Transitionsfluges, die hohe Flügelbelastung im Vertikalflug, die Beeinträchtigung der Autorotation und die großen Gesamt-abmessungen sind nur einige der Nachteile dieser Luftfahrzeuge im Vergleich zu Kombinationshubschraubern. Die höheren erreichbaren Geschwindigkeiten bzw. der mögliche Vertikalflug im Vergleich zu reinen Starrflüglern rechtfertigen jedoch nach wie vor die aktuelle Entwicklung solcher Konzepte (Leonardo AW-609, Bell V-280 Valor), wenn auch das anvisierte Marktsegment geringfügig unterschiedlich ist.

Der Kompromiss in der Konzeption dieser hybriden Luftfahrzeuge geht letztendlich mit einer erhöhten Systemkomplexität und höherem Leergewicht einher. Folglich ist die Systemvereinfachung und Systemrobustheit sowie der Systemleichtbau als wesentliche Ziele bei der Projektierung derartiger Luftfahrzeuge hinsichtlich einer Optimierung der Leistungsdaten und Zuverlässigkeit zu betrachten.

1.3. Das Kombinationskonzept X³

Das Hochgeschwindigkeitskonzept von AIBRUS Helicopters stellt der Demonstrator X³ dar (BILD 1), der 2010 seinen Erstflug hatte und eine Spitzengeschwindigkeit von 470km/h erreichte. Dieser Kombinationshubschrauber ist charakterisiert durch die Integration eines freitragenden Flügels negativer V-Stellung und geringer Streckung in Schulterdeckeranordnung mit einem lateralen, vertikal angeordneten Zugpropeller an beiden Flügelspitzen. Das

Gegendrehmoment zum Ausgleich des Drehmomentes des Hauptrotors wird im Schwebeflug aktiv durch die Lateralpropeller mit gegenseitiger Schuberzeugung, im Vorwärtsflug zunehmend passiv von den am Heckausleger angebrachten vertikalen Leitwerksflächen erzeugt. Im horizontalen Reiseflug erzeugen somit beide Lateralpropeller Vorwärtsschub, während der Flügel und der Hauptrotor jeweils etwa 50% des Auftriebs beitragen. Analog zum konventionellen Hubschrauber wird die Flugsteuerung in der Hochachse sowie um die Längs- und Querachse vom Hauptrotor übernommen, während die Steuerung um die Hochachse durch die gegenseitige Wirkung der Lateralpropeller erfolgt. Der Transitionsprozess bei dieser Konfiguration besteht somit lediglich in der einseitigen Blattverstellung zur geschwindigkeitsabhängigen Anpassung des dem Hauptrotor ausgleichenden Gegendrehmomentes. Mit der Entlastung des Hauptrotors im Horizontalflug durch den Auftrieb der Flügel geht hierbei eine entsprechende vorteilhafte Abminderung des Ausgleichbedarfs einher, da der Auftrieb der Flügel keiner Drehmomentenkompensation bedarf.

Des Weiteren wird durch die Auftriebserzeugung des Flügels im Hochgeschwindigkeitsflug die notwendige Anstellung der Hauptrotorblätter reduziert, wodurch das Phänomen des Strömungsabrisses unterbunden wird. Das Phänomen hoher Machzahlen an der vorwärtslaufenden Blattspitze weist bei günstiger Gesamtkonzeption eine im Vergleich untergeordnete Ausprägung auf und wird durch eine geringfügige Drehzahlreduktion der Triebwerke und somit des Hauptrotors abgemindert.

Wie auch bei den meisten Hubschraubern sitzt das den Hauptrotor antreibende Hauptgetriebe auf dem Rumpf über der Kabine. Die Lateralpropeller werden direkt vom Hauptgetriebe durch eine im Flügel untergebrachte Welle angetrieben, wodurch im Wesentlichen die zwingende Schulterdeckeranordnung resultiert. Das für die Richtungs- und Längsstabilität sowie für den Drehmomentausgleich vergleichsweise große Leitwerk ist in H-Anordnung ausgeführt um eine geringere Interaktion mit der Nachlaufströmung des Rotorkopfes und Rumpfes zu erzielen.



BILD 1: X³ Demonstrator

Der X³ Demonstrator wurde als Versuchsträger in erster Linie hinsichtlich der Erprobung der flugmechanischen Prinzipien des Kombinationskonzeptes entwickelt, die letztlich erfolgreich und erkenntnisreich demonstriert werden konnten. Das Luftfahrzeug entstand in großen Teilen aus der Zusammensetzung bestehender Baugruppen und Systemen anderer AIBRUS Hubschraubertypen, so z.B. des H-155-Rumpfes und der NH90 Triebwerke, des H-175 Hauptrotors und H-175 Haupttriebwerkeinheiten. Folglich stellte die Gesamtkonfiguration und -konstruktion des

X³-Luftfahrzeuges als Demonstrator definitionsgemäß kein gesamtheitliches Optimum insbesondere hinsichtlich des Nutzlastverhältnisses dar. Nach erfolgreicher Erprobung stellte sich nun die Frage nach der effizientesten Architektur und Ausführung eines derartigen Kombinationshubschraubers. Die Antwort auf diese Frage liefert der im Rahmen des Europäischen Forschungsprojektes Clean Sky 2 entwickelten RACER Demonstratoren.

1.4. Das CleanSky 2 Projekt

Der RACER Demonstrator wird im Rahmen des Europäischen Forschungsprogrammes Clean Sky 2 innerhalb der Plattform für innovative Luftfahrzeugdemonstratoren (IADP) entwickelt. Clean Sky ist das größte europäische Forschungsprogramm zur Entwicklung innovativer Spitzentechnologie zur Erhöhung der Nachhaltigkeit, Kosteneffizienz und Missionsleistung sowie Reduzierung der Gas- und Geräuschemissionen von Luftfahrzeugen. Clean Sky 2 wird aus dem EU-Programm „Horizont 2020“ finanziert und trägt zur Förderung der europäischen Zusammenarbeit in der Luftfahrtindustrie zur Etablierung einer globalen Führungsrolle und zur Stärkung der Wettbewerbsfähigkeit bei. Ziel der Plattform IADP ist, neuartige, senkrechtflugfähige Luftfahrzeuge zu entwickeln, die die Mobilitätslücke zwischen traditionellen Flächenflugzeugen und Hubschraubern schließen.

Das RACER Demonstrationsprojekt findet im Rahmen einer großen europäischen, von AIRBUS Helicopters geführten Partnerschaft statt (BILD 2). Diese beinhaltet acht Hauptpartner und achtzehn Nebenpartner. Die Partnerschaft bietet bei diesem Programm europäische Firmen, Forschungseinrichtungen und Universitäten die Möglichkeit an, an einem zukunftsweisenden Luftfahrzeugkonzept zu arbeiten und eigene Innovationen bis zu einem Technologie-Reifegrad von TRL 6 (Demonstration in Einsatzumgebung) voranzubringen. Die Definition der Gesamtarchitektur, des dynamischen Systems und der aeromechanischen Auslegung, die Strukturkonzeption und -auslegung, sowie der Gesamtzusammenbau sind einige der technischen Beiträge von AIRBUS Helicopters. Die Konstruktion und der Bau des Rumpfes wird beispielsweise von dem Rumänischen Konsortium RoRCraft, der Flügel von einem Britischen Konsortium ASTRAL, und des Landwerkes von einem Italienischen Konsortium ANGELA durchgeführt.

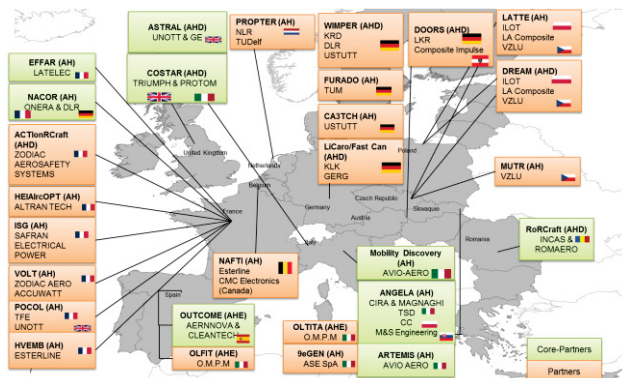


BILD 2: Partnerschaften beim RACER Projekt (zzgl. AIRBUS)

2. DER RACER

2.1. Mission

Der von AIRBUS konzipierte Kombinationshubschrauber RACER (*Rapid and Cost-Effective Rotorcraft*) verkörpert die Weiterentwicklung des Kombinationskonzeptes des X³-Demonstrators mit dem klaren Ziel einer serientauglichen Ausführung, die sich durch optimale Architektur, Missionseffizienz, Komfort und Sicherheit auszeichnet. Der mittelschwere Kombinationshubschrauber ist für Reisegeschwindigkeiten über 400km/h ausgelegt und erlaubt einen Door-to-door Transport, Landungen auf unvorbereitetem Außenlandefeld und konventionellen Helidecks sowie Seilwindenoperationen. Der RACER deckt insbesondere Missionsprofile ab, bei denen höhere Reisegeschwindigkeiten bei agiler Senkrechtflugtauglichkeit ausschlaggebend sind. Somit umfasst das anvisierte Missionsprofil u.a. Such- und Rettungsdienste, Ambulanz-Service, Küstenwache, Seenotrettung, Spezialeinsätze und VIP-Transport. Die Bedeutung einer höheren Geschwindigkeit lässt sich eindrucksvoll am Beispiel des abgedeckten Suchgebietes während einer Such- und Rettungsmission darstellen: wird die Reisegeschwindigkeit eines Hubschraubers um 50% erhöht, so verdoppelt sich das erfasste Gebiet innerhalb einer Flugstunde. Eine Flugstunde wird hierbei als Maß für die Erfolgsaussicht der Rettung einer Person in Not angesehen. Diese Leistung übersetzt sich in eine deutliche Verringerung der Suchzeit, der Erhöhung der Anzahl an geretteten Personen, bzw. in der Erweiterung des Suchgebietes oder die Erhöhung der Fluganzahl innerhalb einer einstündigen Einsatzzeit eines Kombinationshubschraubers. Letzteres bedeutet wiederum, dass ein bestimmtes Suchgebiet mit einer deutlichen Reduktion der Flotte abgedeckt werden kann; folglich können hierbei die Anzahl der Hubschrauberbasen und die entsprechende Logistik und Infrastruktur reduziert werden. Damit bewirkt eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit nicht nur eine substantielle Steigerung der Rettungskapazität sondern ermöglicht eine gesamtheitliche wirtschaftliche Effizienzsteigerung des Einsatzes.

2.2. Konfiguration

Die Gesamtkonzeption des RACERs (BILD 3) implementiert die wesentlichen Elemente des Kombinationskonzeptes des X³-Demonstrators: Hauptrotor, Flügel, Lateralpropeller und H-Leitwerk. Die Architektur und Konstruktion wird nun gezielt auf die Missionsanforderungen von Grund auf entwickelt und zeichnet sich insbesondere durch einen ausgeprägten Systemleichtbau aus. Zentralelement dieses Systemleichtbaus stellt der neuartige, von AIRBUS Helicopters Deutschland [3][4] entworfene Verbundflügel dar („joined wing“), durch den eine optimale interdisziplinäre Synergie der Struktur, Systemintegration und Aeromechanik realisiert wird. Diese Synergie ist ausschlaggebend für die erforderliche Gesamteffizienz des Luftfahrzeuges.

Im Gegensatz zum X³ sind beim RACER Druckpropeller integriert, die von einer im Oberflügel integrierten überkritischen Welle angetrieben sind. Die Anordnung der Druckpropeller hinter dem Verbundflügel verleiht dem Luftfahrzeug eine inhärente Sicherheitscharakteristik hinsichtlich der Windenoperationen und des Notausstiegs, bei der der Unterflügel als physikalische Barriere

zu den Lateralrotoren agiert. Des Weiteren liegt der Rotorkreis der lateralen Propeller außerhalb der Kabine, so dass die Lärmbelastung in der Kabine abgemindert wird und die Passagiere vor dem Fall einer Ablösung oder Fragmentierung der Propellerblätter bei Bodenkontakt sicher sind.



BILD 3: Der RACER

Im Vergleich zum X³-Demonstrator weist der RACER weitere signifikante Unterschiede in der Gesamtkonzeption auf, die auf den für hohe Geschwindigkeiten maßgeschneiderten Entwurf hinweisen, so zum Beispiel der schlanke Rumpf, die abgedeckten Schächte des komplett einziehbaren Landwerks und der verkapselte Hauptrotorkopf.

Das dynamische System des Hubschraubers besteht aus dem Hauptrotor, den beiden Triebwerken und den beiden Lateraldruckpropellern samt Getriebe und Antriebswelle (BILD 4). Das Hauptgetriebe und die Gasturbinen sitzen oberhalb des Rumpfes, wobei die Triebwerke hinter dem Hauptgetriebe angeordnet sind. Das Hauptgetriebe treibt direkt den Hauptrotormast und die beiden lateralen Wellen an, die über ein Getriebe mit den Druckpropellern gekoppelt sind. Die Blattanstellung beider Rotoren ist variabel, jedoch nur die Anstellung des Steuerbordpropellers ist reversibel zur Erzeugung eines Rückwärtsschubes zum Drehmomentausgleich des Hauptrotors im Schwebeflug und bei geringen Fluggeschwindigkeiten.

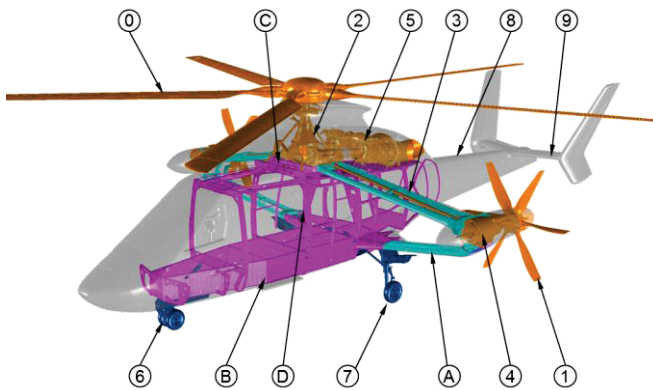


BILD 4: Architektur des RACERs. Orange: dynamisches System bestehend aus Hauptrotor (0), Lateralrotoren (1), Hauptgetriebe (2), Propellerwelle (3), Lateralgetriebe (4), Gasturbinen (5). Magenta: Rumpf-Innenstruktur mit Unterbodenstruktur (B), Oberdeckstruktur (C) und Spanten (D). Grün: Flügelinnenstruktur (A). Nasenlandewerk (6) und Hauptfahrwerk (7). Heckröhre (8) mit Leitwerk (9).

Die innovativen Safran-ANETO-1 Triebwerke implementieren eine erstmalig eingesetzte Eco-Mode Konfiguration,

die eine höhere Effizienz der installierten Leistung mittels Hybridtechnologien ermöglicht. Durch diese Konfiguration kann eine Gasturbine im Reiseflug im Leerlauf, jedoch rasch automatisch bei entsprechendem Leistungsbedarf mit elektrischer Aktuation auf Leistungsbetrieb geschaltet werden. Auf diese Weise lassen sich substantielle Treibstoffeinsparungen erzielen.

Die wesentlichen strukturellen Baugruppen der Luftfahrzeugstruktur sind das Canopy (Kabinenrahmen), der Rumpf, der Heckausleger, die Cowlings (Verkleidungen des Oberdecks) und die Verbundflügel. Die Röhre des Heckauslegers weist eine neuartige asymmetrische Querschnittsform auf, die ein ausgleichendes Drehmoment durch den Hauptrotorabwind erzeugt und damit passiv die Lateralpropeller im Schwebeflug entlastet. Die Bauweisen der Zelle sind als besten Kompromiss hinsichtlich der Produktionskosten, des Strukturgewichtes, der Systemintegration, der Crashesicherheit und nicht zuletzt des elektrischen Gesamtnetzwerkes entwickelt worden. Die Rumpfschalen sowie die Flügelschalen, Leitwerksschalen und die Heckröhre weisen eine Faserverbund-Sandwichbauweise auf. Hierbei sind wesentliche Abschnitte der Seitenschalen mittels der AFP-Technologie (*Automatic Fibre Placement*) gefertigt. Die innere Tragwerkstruktur des Rumpfes ist hauptsächlich metallisch, wobei die Spante hochintegrale Aluminium-Fräsbauweise sind. Längsträger und Querträger sind im Oberdeck hauptsächlich Frästeile und im Unterdeck weisen sie eine metallische Stringerbauweise oder eine Sandwich-Faserverbundbauweise auf. Die Böden sind entweder Aluminium-Fräse- oder Faserverbundsandwichbauteile. Die Flügel weisen eine Mischbauweise auf mit Sandwichschalen und Holmen aus Faserverbundwerkstoffen und weiteren metallischen Komponenten der inneren Tragwerkstruktur. Neben einigen Faserverbundbauteilen aus Glas- und Keramikfaser werden hauptsächlich Kohlenstofffaser-verstärkte Bauteile unterschiedlicher Faser- und Halbzeugart eingesetzt. Die metallischen Strukturbauteile sind hauptsächlich aus Aluminium und Titan, einige Beschläge aus hochfestem Stahl ausgeführt.

Die Hauptsektion der Zelle befindet sich hinter der Kabinentür und beinhaltet die Hauptspante, die Aufhängung des Flügels, die Aufhängung des Hauptgetriebes sowie die Befestigung des Triebwerkes und des Hauptlandwerkes. Die besondere Konstruktion des hinteren Hauptspantes (siehe BILD 7) ist ein Beispiel hoher Funktionsintegration, die gleichzeitig eine Lastenleitung des Hauptgetriebes, Flügels und Landwerkes aufnimmt. Die vordere Sektion der Zelle stellt eine partielle Kragarmarchitektur, die hintere Sektion eine Schalenbauweise dar. Die Unterbodenstruktur der Zelle beinhaltet zwei Längs-Biegeträger als Haupttragelemente und integriert die Treibstofftanks und das Landewerk. Hierbei weist die Zelle eine flache, zentrale Unterseite auf, um eine sichere Notlandung bei nicht ausfahrbarem Landewerk zu ermöglichen. Rahmen, Cockpit- und Kabinentüren sind in hochintegraler Faserverbund-Hohlbauweise ausgeführt.

3. DER VERBUNDFLÜGEL

3.1. Konfiguration und Bauweise

Während einer konzeptionellen Studie zur Vordefinition möglicher zukünftiger Gesamtarchitekturen wurde der Verbundflügel mit Druckpropellern bei AIRBUS Helicop-

ters Deutschland konzipiert und als potentielle Alternative zu einer klassischen Monoflügelkonfiguration in Schulterdeckeranordnung vorgeschlagen. Das Alternativkonzept entstand aus einer gesamtheitlichen Betrachtung des Luftfahrzeuges doch hauptsächlich im Hinblick auf das geringere erzielbare Leergewicht, die potentielle Vereinfachung der Gesamtarchitektur unter Betrachtung der anspruchsvollen Systemkompatibilität, die geringere Beeinträchtigung im leistungsfordernden Schwebeflug und nicht zuletzt hinsichtlich der operationalen Sicherheit. Dieses Konzept wurde der Monoflügelkonfiguration während intensiver, multidisziplinärer Vorentwurfsarbeit gegenübergestellt und schließlich für den im Rahmen des Forschungsprojektes CleanSky2 zu entwickelnden Demonstrators als aussichtsreichstes Konzept ausgewählt. Im Laufe des Entwicklungsprozesses des RACERs hat sich eine entscheidende interdisziplinäre Synergie herausgestellt, bei der sich zudem aeromechanische und leistungsspezifische Vorteile aus der Verbundflügelkonfiguration herausgestellt haben.

Die Flügelarchitektur ist in BILD 5 dargestellt und ist durch eine Doppelflügelkonfiguration mit einem geraden Oberflügel mit negativer V-Stellung und positiver Pfeilung, und einem Unterflügel mit positiver V-Stellung und negativer Pfeilung charakterisiert. Somit sind beide Flügel an deren Ende miteinander gekoppelt, so dass sie im Innenbereich am Rumpf zueinander positiv gestaffelt sind und sich deren Flächen im Außenbereich überlappen. In der Verbindungsstelle beider Flügel ist der Lateraldruckpropeller angeordnet. Beide Flügel implementieren auf aerodynamisch günstige Weise die Transition zueinander in Form einer Verkleidungsgondel, in der sich das Getriebe und sämtliche zum Betrieb des Lateralrotors notwendige Systeme befinden. Die Gondel weist entsprechende Zugangsklappen für die Wartung auf.

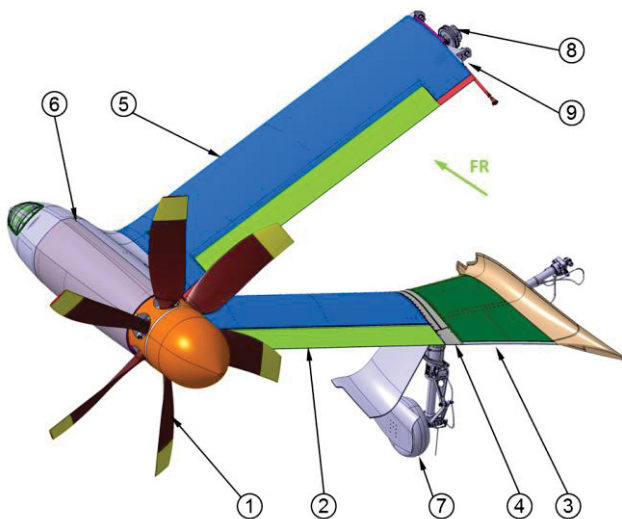


BILD 5: Verbundflügel des RACERs: Lateraldruckpropeller (1), Unterflügel (2), Rumpf-Stummelflügel (3), Flügelübergang (4), Oberflügel (5), Verkleidungsgondel (6), Hauptfahrwerk (7), Antriebswellenanschluss (8), Oberflügelanschluss (9). FR: Flugrichtung.

Charakteristisches Merkmal dieser Flügelarchitektur ist die resultierende dreieckige Form des Verbundflügels in der Frontalansicht, die eine bestmögliche Abstützung beider Flügel zueinander und hiermit eine herausragende

Steifigkeit in Auftriebsrichtung hervorruft. Dies ist hinsichtlich der großen, sich an der Spitze befindlichen Masse des Propellersystems (~300kg) relevant, und ganz besonders hinsichtlich der zulässigen Verformungen des Antriebsstranges von ausschlaggebender Bedeutung. Die Annäherung der Flügel an deren Verbindung ist limitiert bei Einhaltung eines aus aerodynamischer Hinsicht optimalen Abstandes der Flügel zueinander.

Die gestaffelte Anordnung der Flügel im Wurzelbereich (BILD 6) ist primär eine Folge der systemintegrierenden Funktion beider Flügel: während die Wurzelposition des Oberflügels durch die Integration der Antriebswelle der Lateralpropeller und daher von der Position des Hauptgetriebes und des seitlichen Antriebsstranges vorgegeben wird, ist die Position und Gestalt des Unterflügels hinsichtlich der Unterbringung des Hauptfahrwerkes konzipiert.

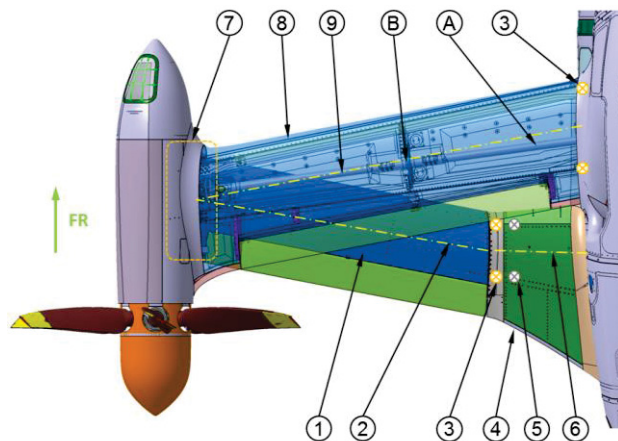


BILD 6: Verbundflügel mit positiver Staffelung an der Wurzel und Überlappung an der Spitze. Unterflügel (1), Schwerpunktlinie Unterflügel (2), Flügelaufhängung zum Rumpf (3), Stummelflügel (4), Hauptlandewerksaufhängung (5), Schwerpunktlinie Stummelflügel (6), Flügelaufhängungsbereich (7), Oberflügel (8), Schwerpunktlinie Oberflügel (9), Antriebswelle (A), Dämpfer (B).

Da das Hauptlandewerk hinter dem Schwerpunkt und somit hinter dem Hauptrotormast angeordnet ist, ergibt sich funktionsgemäß die rumpfseitige Flügelstaffelung. Wie in folgenden Abschnitten erläutert wird, resultieren aus dieser Staffelung weitere aeromechanische und strukturelle Vorteile.

Während der Oberflügel einteilig und gerade ist – notwendig für die Integration der Antriebswelle – ist der Unterflügel in sich unterteilt, wobei ein innerer Abschnitt einen im Rumpf integrierten Stummelflügel darstellt. Die Trennung des Unterflügels zum rumpfseitigen Stummelflügel erfolgt an der Verbindungsstelle des Hauptfahrwerkes. Somit beinhaltet der Stummelflügel die Aufnahme des Hauptfahrwerksbeines sowie dessen Unterbringung im eingefahrenen Zustand. Die Holme des Stummelflügels sind integraler Teil von rumpfseitigen Spanten (BILD 7), so dass die Landewerkslasten direkt und ohne zusätzliche Belastung der Flügel in die Rumpfstruktur eingeleitet werden. Um die Fahrwerkslänge klein zu halten ragt der Stummelflügel nahezu waagrecht vom Rumpf aus, wobei dessen Pfeilung gering ist, um eine bestmögliche Kompatibilität mit den Rumpfspantpositionen

nen zu erzielen. Auf diese Weise resultiert eine Knickflügelkonfiguration des Gesamtunterflügels hinsichtlich der Pfeilung und V-Stellung. Der Verbundflügel ist am Oberflügel zum oberen Rumpfbereich, am Unterflügel zum Stummelflügel mittels Augenverbindungen und Streben angekoppelt. Die Räder des Fahrwerkes werden im unteren, äußeren Abschnitt des Rumpfes innerhalb der Unterbodenstruktur zwischen zwei Rumpfspanten im eingefahrenen Zustand untergebracht. Ähnlich wie bei Flächenflugzeugen verstärkt ein zentraler Kielträger der Unterbodenstruktur die untere Rumpfschale als Folge der für die Fahrwerksunterbringung notwendigen großen strukturellen Ausschnitte.

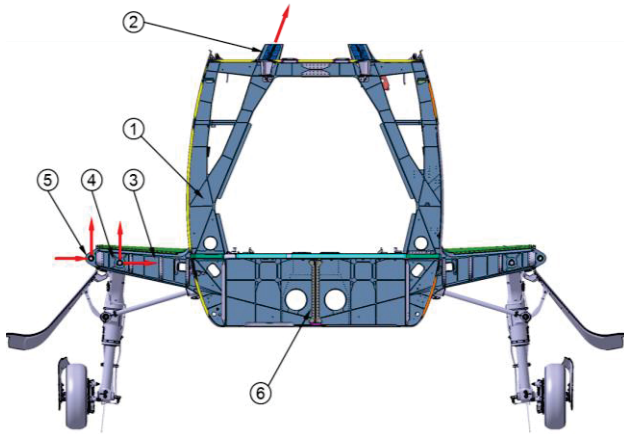


BILD 7: Hinterer Hauptspant (1) mit integriertem Holm (3) des Stummelflügels und eingebauten Lasteinleitungen (3) des Hauptgetriebestreben (2), des Hauptfahrwerksbeines (4) und des unteren Flügelanschlusses (5).

Die Profildicke des Oberflügels ist geringfügig größer als die des Unterflügels zwecks Unterbringung der Antriebswelle. Somit fällt auch die Profiltiefe des Unterflügels geringfügig kleiner aus als beim Oberflügel, was andererseits durch seine geringere Biegelänge kompensiert wird. Beide Flügel sind, ähnlich wie bei der Aufhängung zum Rumpf, über Augenverbindungen und Koppelstangen zwecks Kontinuität der Quer- und Längskräfte gekoppelt. Die Verbindung von Ober- und Unterflügel an der Flügelspitze ist in Form einer Gelenkachse ausgeführt und strukturell und systemspezifisch vorteilhaft im Übergangsbereich der Gondel zum Unterflügel angeordnet, so dass der Oberflügel das gesamte dynamische System des Verbundflügels implementiert und eine hierfür optimale steife Einheit bildet. Eine wesentliche Herausforderung stellt hierbei die Konstruktion der Kopplungsstruktur beider Flügel bei gleichzeitiger Unterbringung der Getriebeaufhängung in engstem Raum dar, die angesichts der hohen Funktionsintegration und der geometrischen Komplexität sowie der hohen erforderlichen volumenspezifischen Steifigkeit sowie Temperaturbeständigkeit der Konstruktion als hochintegrale metallische Konstruktion gestaltet ist. Die Aufhängung des Getriebes in dieser Konstruktion ist statisch bestimmt ausgeführt um eine thermomechanische und kinematische Entkopplung des Getriebes zum Flügel zu gewährleisten.

Die Flügel stellen im Wesentlichen eine Kastenbauweise dar aus Faserverbund-Sandwichschalen mit monolithischen Holmen dar. Abschlussrippen und Formrippen sowie Lasteinleitungsbeschlägen sind metallisch ausgeführt. Die Vorderkante der Flügel sowie die Gondel selbst

werden hinsichtlich der Belastungen infolge eines Vogelchlags ausgelegt. Der Verbundflügel weist global eine statisch überbestimmte Aufhängung zum Rumpf auf, so dass der Konstruktion der Aufhängung und dessen Toleranzmanagement eine besondere Bedeutung für den Zusammenbau zukommt.

Die Hinterkante des Ober- und Unterflügels sind entlang der gesamten Spannweite als Trimmruder ausgeführt. Diese werden allerdings nicht zur Flugsteuerung als Querruder genutzt, da diese Aufgabe allein vom Hauptrotor übernommen wird.

3.2. Fahrwerksintegration

Analog zu den Flächenflugzeugen in Tiefdeckerkonfiguration eignet sich der Unterflügel zur Unterbringung des Hauptfahrwerkes in besonderer Art und Weise wie bereits im vorigen Abschnitt beschrieben.

Eine Besonderheit bei einem Kombinationshubschrauber mit lateralen Propellern besteht darin, dass eine ausreichende Bodenfreiheit des Propellerkreises insbesondere bei geneigten Landungen gewährleistet werden muss. Bei gegebener transversalen Position des Propellers (bzw. Flügelspannweite) und dessen Kreis, lässt sich in Abhängigkeit des notwendigen Dämpfungsweges und der Länge des Fahrwerkes eine bestimmte Spurbreite definieren. Diese ist insbesondere im Hinblick auf den schlanken Rumpf relativ groß. Im Falle einer Monoflügelkonfiguration in Hochdeckeranordnung würde daher ein großes, weit auskragendes Fachwerk-Landewerk notwendig sein (siehe schematische Darstellung in BILD 8) mit einer komplexen, schweren und anfälligen Einziehkinematik und einem entsprechen großen Stauvolumen, entweder als im Rumpf untergebrachten Schacht, oder als ein aus dem Rumpf hinausragendes Sponson. Die erste Möglichkeit reduziert deutlich das Kraftstoffvolumen, die zweite erhöht substantiell den aerodynamischen Widerstand. Beide Effekte widersprechen der Effizienz eines Hochgeschwindigkeitshubschraubers. Angesichts des generell großen Gewichtes des Fahrwerkes ist es unentbehrlich, die Größe und Komplexität klein zu halten. Die Integrierbarkeit des Fahrwerkes im Unterflügel des Verbundflügels ermöglicht folglich den Einsatz eines kompakten Balken-Landewerkes größter Einfachheit und Robustheit, sowie kleinstmöglichen Gewichtes.

3.3. Kompatibilität mit dem Getriebedeck

Grundsätzlich ist der Monoflügel als freitragende Kragarmkonstruktion eine biegungsdominante Struktur mit großen Biegemomenten an der Flügelwurzel. Diese Konstruktion erfordert eine Kontinuität der Biegekapazität im oberen Bereich des Rumpfes, so z.B. mittels eines auf dem Rumpf aufgehängten, durchgängigen zentralen Flügelkastens. Dies impliziert die komplexe Konstruktion einer Flügelaufhängung gerade in dem Flügelabschnitt größerer Biegebelastung und in einem Rumpfbereich mit nahezu ausgeschöpftem Raumangebot infolge wesentlicher Systeme und Baugruppen. Die große Profildicke eines Monoflügels nimmt demnach viel Platz im Getriebedeck des Hubschraubers ein, in dem das Hauptgetriebe lokalisiert ist. Um die Gesamthöhe des Hubschraubers und somit den aerodynamischen Widerstand klein zu halten, muss entweder der Flügel tiefer angeordnet werden und in die Kabine hineinragen, oder die Behälterung

des zentralen Flügelkastens ausgenommen werden zwecks Unterbringung des Hauptgetriebes zwischen den Holmen, wie bei dem X³-Demonstrator ausgeführt. Erste Alternative ist missionsbedingt keine Option; die zweite Alternative bewirkt, dass lediglich die Flügelholme die Biegekontinuität im Getriebedeck bewerkstelligen. Angesichts der resultierenden geringen Streckung eines Monoflügels und der damit einhergehenden großen Profiltiefe am Rumpf bedeutet dies eine geringere strukturelle Effizienz des Flügels in Biegung (*shear lag* Effekt vor dem zentralen Ausschnitt).

Bei dem vorliegenden Verbundflügel in Dreiecksanordnung liegt im Gegensatz zum Monoflügel ein Rahmen-Fachwerksträger vor, bei dem sich die Einzelflügel gegenseitig abstützen. Eine strukturelle Biegekontinuität im Rumpf ist flügelseitig nicht notwendig, so dass die Aufhängung zum Rumpf gelenkig und somit momentenfrei ausgeführt werden kann, wodurch sich erhebliche strukturelle und konstruktive Vereinfachungen ergeben. Das Getriebedeck wird kaum durch die Aufhängung des Flügels beeinträchtigt. Des Weiteren resultiert eine bessere konstruktive Unterbringung der Drehmomentkopplung zum Hauptgetriebe. Die sich ergebende Systemkompatibilität mit dem Getriebedeck ist ein wesentlicher, hubschrauberspezifischer Vorteil der Verbundflügelkonfiguration.

3.4. Rumpfbelastung

Die Flügel generieren etwa 50% des notwendigen Auftriebes im schnellen Vorwärtsflug, etwa 30% im Oberflügel und 20% im Unterflügel. Im unteren Bereich des Hubschraubers sind etwa 60% (aus Nutzlast und Struktur), im oberen etwa 40% (aus dynamischem System und Struktur) des Startgewichtes lokalisiert. D.h. der Auftrieb des Unterflügels wird direkt im unteren Bereich des Hubschraubers eingeleitet und reagiert teilweise die dort wirkende Trägheitslast. Im Monoflügel dagegen wird der gesamte Auftrieb im Oberdeck eingeleitet; zur Reaktion der Trägheitslast im Unterdeck muss daher die Auftriebslast teilweise von den die Kabine umfassenden Hauptspanten weitergeleitet werden. Ähnliches geschieht im Crashfall, bei dem der Verbundflügel die Trägheitslast des Lateralpropellers teilweise direkt im unteren Bereich absetzt. Die Konzentration der Masse im oberen Bereich des Hubschraubers, wie das verstärkt im Fall des Monoflügels in Schulterdeckeranordnung der Fall ist, verursacht demnach deutlich höhere Belastungsniveaus und folglich höhere Strukturmassen der Hauptspante. Somit liegen beim Verbundflügel etwa 30% geringere Belastungen der Hauptspante beim Flugmanöver bzw. um etwa 5 Tonnen geringere Lasten beim Crash vor.

3.5. Flügelbelastung

Das maximale Biegemoment am Flügel befindet sich beim Verbundflügel vorteilhaft innerhalb der ungestörten Flügelstruktur und ist etwa vierfach kleiner im Vergleich zum Monoflügel (BILD 8).

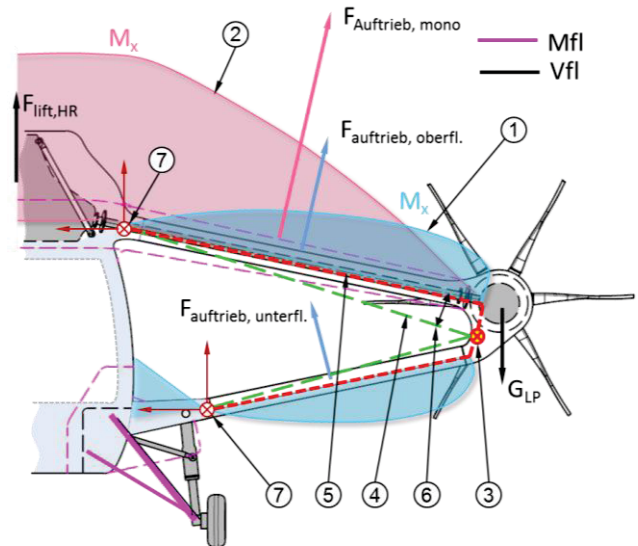


BILD 8: Belastungsschema des Verbundflügels (Vfl) im Vergleich zum Monoflügel (Mfl): Biegemomentenverlauf des Vfl (1) bzw. des Mfl (2), Flügelanschlussgelenk (3), Fachwerkwirkachsen (4), Flügelschwerpunktachsen (5), Exzentrizität (6), Flügel-Rumpfanschluss (7), Auftriebskraft des Hauptrotors $F_{\text{lift,HR}}$, Gewichtskraft der Lateralpropellereinheit G_{LP} .

Die gegenseitige Abstützung der Flügel untereinander ruft eine Längsbelastung hervor, während die aerodynamische Auftriebslast eine Biegebelastung der einzelnen Flügel erzeugt. Angesichts des aerodynamisch bedingten Abstandes der Flügel zueinander im Bereich deren Koppelung resultiert eine Exzentrizität zwischen den durch die Verbindungslinien der Lagergelenke gebildeten Fachwerkwirkachsen und den Schwerpunktachsen der Einzelflügel (siehe gestrichelte Linien in BILD 8). Diese Exzentrizität ist an der Flügelspitze am größten und ruft durch die Aktion der Flügelstützkräfte eine zusätzliche Biegebelastung hervor. Diese Sekundärbiegung überlagert sich zur Primärbiegung infolge der aerodynamischen Flächenlast, so dass die am höchsten biegebelastete Stelle zur Spitze hin rückt. Die Sekundärbiegung ist insbesondere relevant für die Dimensionierung der Kopplungsstruktur der Flügel. Die Position des Anschlussgelenkes zwischen beiden Einzelflügel hat einen großen Einfluss auf die Sekundärbiegung und befindet sich beim RACER vorteilhaft zwischen den Flügeln nah am Unterflügel, so dass sich die Flügel entsprechend deren Bauhöhe bzw. Flächenträgheit die Exzentrizität und die damit einhergehenden Sekundärbiegungen teilen.

Beim Monoflügel steht eine entsprechend der Profildicke geringere Bauhöhe zur globalen Aufnahme der dominierenden Auftriebskräfte und Momente zur Verfügung (BILD 9), während beim Verbundflügel für das globale Verhalten eine größere, dem vertikalen Flügelabstand entsprechende Basis vorliegt. Als Folge der Flügelstaffelung sind die Gesamt-Hauptträgheitsachsen des Verbundflügels zusätzlich geneigt. Die Überlagerung der vom Lateralrotor erzeugten Schublast mit der größeren gesamten Auftriebskomponente der Flügel erzeugt einen resultierenden Lastvektor, der vorteilhaft in Richtung der Hauptträgheitsachse orientiert ist.

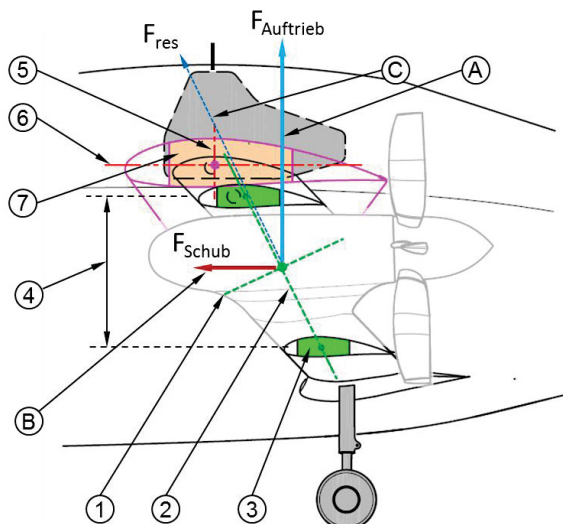


BILD 9: Sektion eines Verbundflügels und eines Monoflügels im qualitativen Vergleich. Erste (1) bzw. zweite Hauptachse (2) des Gesamtquerschnittes des Verbundflügels, (3) Kastenträger, (4) globale Basis in Hauptbelastungsrichtung, erste (5) bzw. zweite (6) Hauptträgheitsachse des Monoflügels, (7) Kastenträger des Monoflügels, (A) Gesamtauftriebskraft, (B) Schubkraft, (C) Kraftresultierende.

Die Verbundflügelkonfiguration ist somit durch eine überlegende Gesamtsteifigkeit in Hauptbelastungsrichtung (z-Achse) charakterisiert. Dem steht jedoch die geringere Gesamtsteifigkeit in Flugzeuglängsrichtung (x-Achse) – was sich angesichts der substantiell geringeren Fluglasten in x-Richtung relativiert – sowie eine geringere Bauhöhe des Profils für das lokale Biegeverhalten der Einzelflügel gegenüber. Hinsichtlich der Biegebelastung kann der Verbundflügel vereinfacht als Kombination von 4 Kragarmen mit halber Spannweite betrachtet werden. Im Vergleich zu einem Monoflügel ist die Profildicke etwa halb so groß, was zu einem vierfach kleineren Profilwiderstandsmoment bei gleicher Masse des Einheitsquerschnittes führt. Angesichts der etwa vierfach kleineren maximalen Biegemomente lässt sich ableiten, dass der Verbundflügel zu ähnlichen massenspezifischen Spannungsniveaus und somit zu ähnlichen Strukturgewichten hinsichtlich einer Festigkeitsauslegung führt. Wie im Folgenden dargestellt wird, ist der Flügel jedoch nicht festigkeits- sondern steifigkeitsgetrieben.

3.5.1. Flügelsteifigkeit

Das in dem Oberflügel integrierte dynamische System umfasst den Antriebsstrang vom Hauptgetriebe zum Propellergetriebe und besteht in einer einteiligen überkritischen Welle [5], die mittels elastischen Tellerkupplungen zum Hauptgetriebe und zum Propellergetriebe angekopfelt ist. Ein in Wellenmitte platzierter Dämpfer unterstützt das sichere Durchfahren der ersten harmonischen Schwingung. Die elastischen Kupplungen müssen eine ausreichende Flexibilität des Antriebsstranges garantieren, damit dieser den Verformungen des Flügels folgen kann. Angesichts der sehr hohen zu übertragenden Leistung am Lateralpropeller sind diese elastischen Kupplungen schwere Hochleistungsbauteile mit extremen Ermüdungsanforderungen. Eine durch Materialermüdung vorgegebene, zulässige Betriebsenveloppe aus Axialversatz

und Winkelversatz muss für den sicheren Betrieb eingehalten werden und stellt eine erste wesentliche Randbedingung für die Gesamtsteifigkeit des Flügels dar. Der durch die beiden Kupplungen zu kompensierende Axial- und Winkelversatz ist eine komplexe Kombination aus mehreren Relativbewegungen des Rumpfes, der Flügel und des dynamischen Systems zueinander als Folge von individuellen elastischen Verformungen der Komponenten unter Last. Jede dieser Relativbewegungen hat einen unterschiedlichen Einfluss auf die zu kompensierenden Ausgleichsbewegungen der Kupplung sowie auf die strikt einzuhaltende minimale Freigängigkeit zwischen rotierender Welle und innerer Struktur des Flügels.

Intuitiv einfach zu verstehen ist der Haupteinfluss der elastischen Bewegungen des Flügels unter einer Auftriebslast auf die Position der Welle im Flügel, was eine der wichtigsten Randbedingungen für die Flügelsteifigkeit darstellt. Die Welle ist innerhalb des Flügels nicht gelagert und stellt damit unter Vernachlässigung des Eigengewichts eine gerade Linie dar. Unter Last biegt sich der Flügel nach oben durch, verringert die Distanz zwischen Welle und Flügelstruktur und erzeugt ein Winkelversatz an den Enden (siehe Punkt (7) bzw. (5) und (6) in BILD 10).

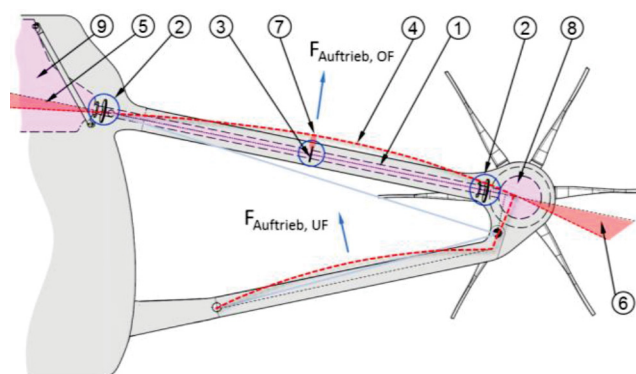


BILD 10: Hauptelemente des dynamischen Systems im Flügel und Flügeldeformation im positiven Flugmanöver: Antriebswelle (1), elastische und verdrehsteife Tellerkupplung (2), Dämpfer (3), Flügelbiegeline unter Last(4), Winkelversatz am Rumpf (5) und an der Flügelspitze (6), Auslenkung des Flügels am Dämpfer (7), Propellergetriebe (8).

Deutlich komplizierter wird die geometrische Situation für die radiale Freigängigkeit der Welle, wenn sich zu der reinen Flügelverformung noch die elastischen Verformungen der Getriebe und deren Anbindung an der Primärstruktur addieren, da damit die Referenzposition der Welle im Flügel verändert wird und die Ausgangslage der Welle relativ zur Flügelstruktur je einzeltem Lastfall neu bestimmt werden muss. Dies ist in BILD 11 schematisch dargestellt.

In BILD 10 und BILD 11 ist auch schematisch der Winkelversatz skizziert, der sich bei der Flügelverformung in einem typischen Flugmanöver ergibt und von den jeweiligen Kupplungen ausgeglichen werden muss. Zu diesem in der Skizze vereinfacht dargestellten Axialversatz, Radialversatz und Winkelversatz summieren sich Verformungen der Rumpfaufhängung, des Hauptgetriebes, der Lateralgetriebe sowie thermomechanische Relativdeformationen. Darüber hinaus muss eine Torsionsverformung um

die Flügellängsachse berücksichtigt werden, die sich aus dem inneren Reaktionsmoment der Umlenkung im lateralen Getriebe ergibt. Eine derart überlagerte Verformung lässt sich am besten mit Hilfe von Finite-Elemente-Analysen darstellen, siehe BILD 12.

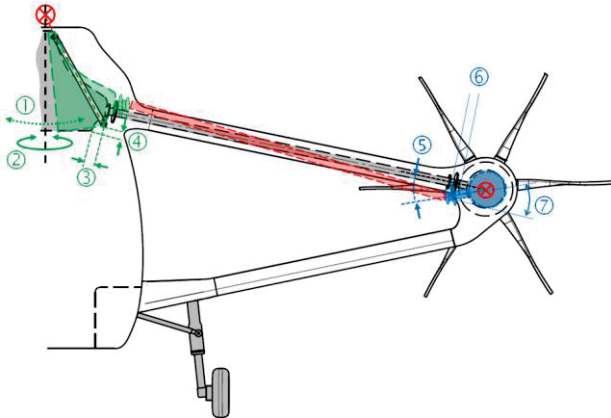


BILD 11: relative Veränderung der Ausgangsposition der Welle im Flügel entsprechend der elastischen Bewegung von Hauptgetriebe und Lateraltriebwerke. (1) – (4): Bewegungen des Hauptgetriebes, (5) – (7): Bewegungen des Lateraltriebwerkes

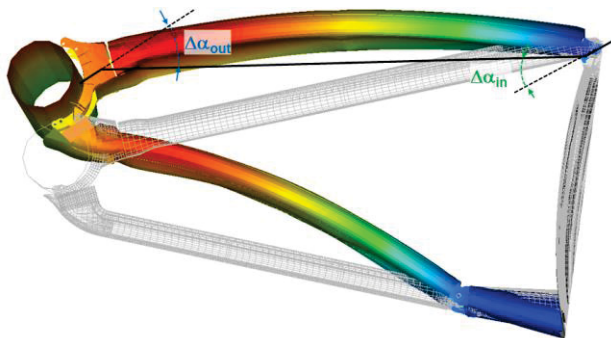


BILD 12: Übertriebene Darstellung der komplexen Überlagerung aller elastischen Verformungen (Biegung und Torsion) bei einem typischen Flugmanöver am GFEM. Die Winkelabweichungen an den Wellenkupplungen sind ausgehend von der als schwarze Linie dargestellten Welle eingezeichnet.

In der Gesamtheit lässt sich feststellen: stellt man sich den Oberflügel als Biegeträger zwischen zwei Stützen bzw. als Kragarmträger halber Spannweite vor, so wird ersichtlich, dass – trotz der Halbierung der Bauhöhe – die Winkeldeformationen an den Auflagern sowie die Auslenkungen mehrfach kleiner sind als beim Eindecker gleicher Masse, angesichts des überproportionalen Zusammenhangs der Winkelverformung mit der Kragarmlänge. Dies führt zu der Tatsache, dass der Verbundflügel bei steifigkeitsgetriebener Dimensionierung dem Monoflügel deutlich überlegen ist.

Die Berücksichtigung aller Faktoren, die die Interaktion des Flügels und auch des Rumpfes mit dem dynamischen System beeinflussen, ist eines der größten Herausforderungen in der Auslegung des Verbundflügels [6].

Während beim Eindecker die Oberseite des Flügels im Normalflug auf Druck beansprucht wird, ist dagegen die

Oberseite der Einzelflügel beim Verbundflügel zugbelastet. Hinsichtlich einer Faserverbundbauweise ergibt sich hierbei beim Verbundflügel der zusätzliche Vorteil einer besseren Schadenstoleranz im Hinblick auf die besondere Impactgefährdung der Flügeloberseiten und der Impactempfindlichkeit von Faserverbundstrukturen unter Druckbelastung.

Das globale Fachwerkkonzept des Verbundflügels wirkt sich im Hinblick auf die große Masse an der Flügelspitze des Weiteren deutlich positiv aus hinsichtlich des modalen Verhaltens des Flügels und insbesondere auch auf die deutlich steifere Unterstützung des dynamischen Systems an der Flügelspitze.

3.5.2. Einleitung des Propellerdrehmomentes

Die Einleitung des Propellerdrehmomentes ist ein dominierender Lastfall für die Aufhängung des Lateraltriebwerkes zur Verbindungsstruktur der Einzelflügel. Aufgrund des eingestellten Abstandes beider Flügel im Verbindungsbe- reich ergibt sich im Vergleich zum Monoflügel eine etwa doppelt so große Basis der Befestigung zur Reaktion des Drehmomentes in Form eines Kräftepaars (BILD 13), so dass sich die Anschlusskräfte in etwa halbieren. Aufgrund der großen Basis am Rumpf ergeben sich geringe Reaktionslasten an der Flügelaufhängung. Die Biegebelastung des Oberflügels infolge des Drehmoments ist nicht nur geringer als beim Eindecker, diese wirkt hier vielmehr entgegen der vom aerodynamischen Auftrieb hervorgerufenen Biegebelastung, so dass das Drehmoment eine entlastende Wirkung für den Flügel ausübt. In diesem Zusammenhang wirkt sich auch die Flügelverformung entgegen der Auftriebsverformung aus (vergl. BILD 10), was die Einhaltung der Steifigkeitsanforderungen (radialer Sicherheitsabstand zwischen Welle und Flügel am Dämpfer und Winkelverformungen an den Kupplungen) begünstigt.

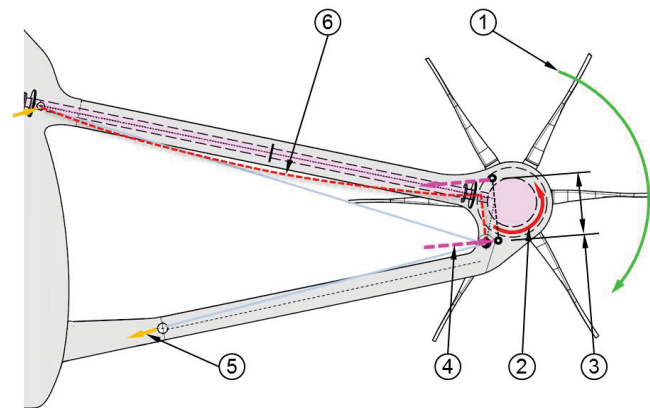


BILD 13: Einleitung und Wirkung des Propellerdrehmomentes. Propellerdrehrichtung (1), Propellerdrehmoment (2), eingeleitetes Kräftepaar (4), Basis der Befestigung (3), Reaktionskräfte an der Rumpfbefestigung (5), Biegelinie des Oberflügels unter einer Drehmomentbelastung (6).

Die gewählte Drehrichtung der Propeller liefert wesentliche Vorteile für Struktur und Flugeistung. Der Nachteil einer dem Rumpf zugewandten Drehrichtung im unteren Propellerkreis und der einhergehenden Gefahr von in den Rumpf geschleuderten Blattfragmenten im Falle eines Bodenkontaktes wird jedoch einerseits durch die Anord-

nung des Propellers hinter dem Flügel – und folglich hinter der Kabine – und andererseits durch die besondere Holzbauweise und dessen gutmütigen Fragmentierungsverhalten der Rotorblätter relativiert.

3.6. Aeromechanische Charakteristik

Zahlreiche CFD-Simulationen und Windkanalmessungen sind durchgeführt worden, um unter anderem die aerodynamische Effizienz und die Flugstabilität des Luftfahrzeuges sowie die Interaktion der Flügel und des Leitwerks mit den Lateralpropellern, das Verhalten der Cowlings und der Rotorgondel und die akustische Emission zu untersuchen und mittels geeigneter Anpassungen zu optimieren. Einige bedeutende Ergebnisse werden im Folgenden kurz erläutert.

3.6.1. Interaktion mit dem Rotorabwind

Ein allgemeiner Nachteil der Kombinationshubschrauber und der Verwandlungsflugzeuge mit auf Flügeln montierten Rotoren ist die Interaktion des Rotorabwindes mit den Tragflächen im leistungsfordernenden Vertikalflug, die eine merkliche abwärtsgerichtete Widerstandskraft hervorruft. Um diesen Effekt zu minimieren verfolgen einige Konzepte von Verwandlungsflugzeugen den Einsatz von Kippflügeln. Dies führt jedoch zu einer deutlich erhöhten Komplexität und schließlich zu einem höheren Leergewicht sowie deutlich aufwändigerer Wartung des Luftfahrzeuges.

Die vorteilhafte Verbundflügelkonfiguration aus schlanken Flügeln, kombiniert mit einer relativ großen Streckung und mit gestaffelter Anordnung in der Wurzel – im Bereich kleinerer Abwindgeschwindigkeiten – und überlappter Anordnung im Außenbereich – größere Abwindgeschwindigkeiten –, liefert gemessene Abminderungen der Abtriebskraft infolge Rotorabwind von etwa 50% im Vergleich zu einer Monoflügelkonfiguration (BILD 14). Dies führt zu einem deutlich geringeren Leistungsbedarf im Schwebeflug.

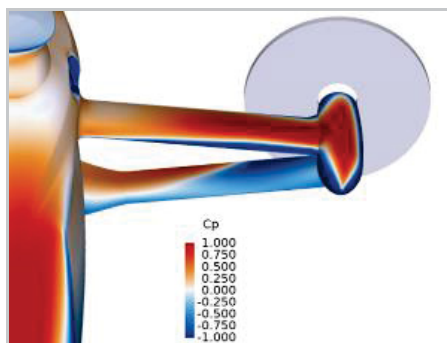


BILD 14: Widerstandsbeiwert des Verbundflügels beim Rotorabwind: Abschattung des Unterflügels im Außenbereich (größere Abwindgeschwindigkeiten)

3.6.2. Aerodynamischer Widerstand

Häufig gestellte Vermutung gegen das Verbundflügelkonzept betrifft den aerodynamischen Widerstand im Vergleich eines Monoflügels. Dies konnte im Rahmen von Windkanalmessungen revidiert werden. Während die Messung an einem alleinstehenden Verbundflügel gering-

fügig höhere Widerstandswerte lieferten (BILD 15), so waren bei Messungen am Rumpf keinerlei Unterschiede in der Auftriebs/Widerstandskurve im interessierenden Betriebsbereich zu verzeichnen. Zwar liegt beim Verbundflügel ein größerer Interferenzwiderstand im Flügelverbindungsbereich vor, dieser ist jedoch substantiell kleiner im Bereich des Rumpfanschlusses aufgrund der kleineren Profildicken und -tiefen im Vergleich zum Monoflügel kleiner Streckung.

Ein weiterer Vorteil des Verbundflügels liegt in seiner Kombination aus Flügelpaaren mit deutlich größerer Flügelstreckung im Vergleich zu einem Monoflügel. Mit zunehmender Flügelstreckung erhöht sich die aerodynamische Effizienz eines Flügels. Da die Position der lateralen Propeller aber geometrisch festgelegt ist durch den minimalen Abstand von Propeller zum Boden und zum Hauptrotor, ist bei gleichbleibendem Durchmesser des lateralen Propellers auch die Flügelspannweite von Monoflügel und Verbundflügel unverändert. Da beim Verbundflügel aber für die Erzeugung des gleichen Betrags an Auftrieb zwei Flügelpaare zur Verfügung stehen, die eine ähnliche Flächenbelastung haben, kann beim Verbundflügel die Profiltiefe der einzelnen Flügel deutlich verringert werden. Dies resultiert grob in einer Verdopplung der Streckung jedes Einzelflügels mit entsprechender Steigerung der Effizienz.

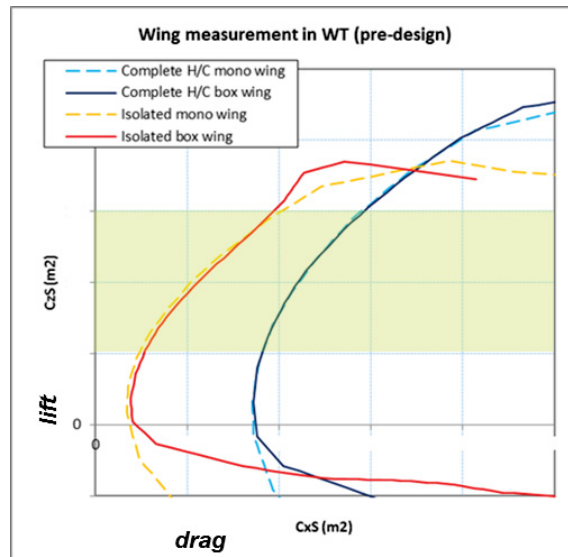


BILD 15: Messkurve des aerodynamischen Widerstandes als Funktion des Auftriebes eines Monoflügels im Vergleich zum Verbundflügel mit und ohne Interaktion zum Rumpf.

3.6.3. Flugstabilität

Ein weiterer Vorteil des vorliegenden Verbundflügels betrifft die Längsstabilität des Luftfahrzeuges. Aufgrund der typischen Geometrie des Rumpfes mit einem großen Volumen vor dem Schwerpunkt erfordern Hubschrauber eine ausgleichende, Abtrieb erzeugende Horizontalfläche am Ausleger für ein stabiles Flugverhalten. Der Verbundflügel liefert einerseits eine Widerstandskomponente die näher am Schwerpunkt des Luftfahrzeuges ist, andererseits bringt die gestaffelte Anordnung der Flügel mit einem hinter dem Schwerpunkt liegenden Unterflügel ein Windfahneffekt mit sich, der entscheidend zur Längsstabilität des Hubschraubers beiträgt. Dies wiederum führt zu einer substantiell kleineren horizontalen Fläche des

Leitwerkes, wodurch letztlich Strukturgewicht reduziert wird, und zwar in dem für die Lage des Hubschrauberschwerpunktes empfindlichsten Heckbereich. Im Vergleich zum X³-Demonstratoren konnte die horizontale Leitwerksfläche um etwa 25% reduziert werden. Dies stellt ein bemerkendes Beispiel der potenzierenden Optimierung dar, wie eine verbesserte Konstruktion aus Struktursicht ebenfalls Verbesserungen aus Sicht anderer Disziplinen hervorrufen, die wiederum erneute Verbesserungen in der Ursprungsdisziplin ermöglichen und so noch begünstigender auf den Ausgangspunkt der Generierung von Struktureffizienz zurückwirken.

Indirekt konnte hierbei auch ein weiteres, typisches flugmechanisches Problem von Hubschraubern infolge der drastischen Reduktion der horizontalen Leitwerksfläche abgemindert werden, nämlich die Interaktion des Rotorabwindes mit der horizontalen Leitwerksfläche im Langsamflug, und die damit einhergehenden Neigung zum Hochziehen der Nase. Hinsichtlich der Richtungsstabilität sind nach wie vor relativ große vertikale Leitwerksflächen notwendig. Im Hinblick auf die Reduktion der Interaktion mit dem Nachlauf des Hauptrotors und Rumpfes resultiert eine spezielle H-Ausführung [7] [8] im Vergleich zu einer ebenfalls untersuchten V-Anordnung des Leitwerkes vorteilhaft. Die vertikalen Leitwerksflächen sind beim RACER für die Flugerprobung mit Trimmruder versehen.

3.6.4. Propellereffizienz

Die Druckpropelleranordnung in Kombination mit dem Verbundflügel ermöglicht eine deutliche Verbesserung der Effizienz der Lateralpropeller. Beim Verbundflügel definiert die Getriebegondel einen gleichmäßigen, aerodynamisch sauberen Übergang des Oberflügels zum Unterflügel. Aufgrund der Druckunterschiede zwischen der Oberseite des Oberflügels und der Unterseite des Unterflügels ergibt sich an der Flügelspitze ein Luftwirbel (Vortex) mit einer der Drehung des Propellers entgegengesetzten Drehrichtung. Auf diese Weise führt der durch den Auftrieb induzierten Wirbel dem Propeller zusätzliche kinetische Energie zu bzw. verbessert die Anströmverhältnisse am Propellerblatt [9], so dass der Leistungsbedarf – gemäß CFD-Analysen und Windkanalmessungen – um 10% bei gegebenem Schub reduziert wird [10]. Hier resultiert erneut ein synergetischer Effekt der günstig gewählten Drehrichtung des Propellers hinsichtlich Struktur und Flugleistung.

Druckpropeller neigen bei Flächenflugzeugen zu einer Erhöhung des Lärms durch die ungleichmäßige Anströmung des Rotors infolge des Flügelnachlaufes und der Propellerinteraktion mit den heißen Triebwerksabgasen. Lärm wäre beim Verbundflügel in ausgeprägter Form zu erwarten angesichts der Doppelflügel, relativiert sich jedoch zum Einen dadurch dass die Flügel nicht durch den gesamten Propellerkreis durchgehen und der untere Flügel nicht radial zur Propellerachse angeordnet ist, und zum Anderen dadurch dass am Lateralpropeller kein Triebwerk angeordnet ist und somit keine Abgasinteraktion stattfindet. Messungen an Modellen während der frühen Entwicklungsphase haben keine besondere Sensitivität der akustischen Emission mit dem Abstand des Propellerkreises zur Flügelhinterkante ergeben [11], sofern der Abstand nicht zu gering ist.

3.7. Historischer Kontext

In der Geschichte der Luftfahrt sind zahlreiche Konfigurationen von Starrflüglern – unabhängig von Gewichtsklasse und Reisegeschwindigkeit – mit geschlossenen, verbundenen Doppeltragflächen untersucht worden. Der Ursprung liegt vielmehr in dem Bestreben, die aerodynamische Effizienz hinsichtlich einer Reduktion des induzierten Widerstandes eines Eindeckers zu verbessern [12]. Neuere Studien weisen zudem daraufhin, dass Flächenflugzeuge mit Verbundflügeln zu einer substantiell besseren Struktureffizienz des Tragwerks bzw. zu höheren aerodynamischen Charakteristiken des Tragwerks infolge einer möglichen Vergrößerung der Streckung und Reduktion des Rumpferferenzwiderstandes führen können [13,14,15]. Sogar für Überschallflugzeuge sind Verbundflügel zur Abminderung des Wellenwiderstandes vorgeschlagen worden [16].

Verbundflügel sind hauptsächlich in drei Ausführungsformen entwickelt worden, die im Allgemeinen als „boxed wing“, „joined wing“ und „braced wing“ bezeichnet werden. In direkter Anlehnung an Prandtls „perfektem Flügel“ [12] weist die erste Kategorie eine Kastenform auf, bestehend aus einem Ober- und Unterflügel mit definiertem Abstand zueinander, die mittels einer senkrechten Fläche an der Spitze miteinander gekoppelt sind. Ein aktuelles Beispiel stellt der modernisierte Antonov An-2-Demonstrator dar mit verbundenen, unverspannten Faserverbundtragflächen. Die zweite Kategorie ist eher dadurch gekennzeichnet, dass beide Tragflächen stark zueinander gestaffelt sind, wobei der obere Flügel eine starke negative Pfeilung aufweist und mit dem oberen Bereich (typischerweise dem Leitwerk) des Rumpfes verbunden ist, so dass sich eine globale Tandemkonfiguration ergibt. Die dritte Kategorie beschreibt eher eine abgestrebte Flügelkonfiguration, die selbst im subsonischen Bereich heutiger großräumiger Verkehrsflugzeuge Vorteile bietet [13], wie Studien bei NASA und Boeing („Subsonic Ultra Green Aircraft“) versprechen.

Die Erforschung innovativer geschlossener Flügelkonzepte mit industrieller Relevanz wurde bisher ausschließlich für Starrflügelanwendungen wie Segelflugzeuge, Verkehrsflugzeuge, Schwertransporter und sogar Überschalljäger durchgeführt. Die Tatsache, dass der Verbundflügel bei der Berechnung und Prognose des strukturellen Verhaltens unter Einfluss einer Vielzahl von Wechselwirkungsparametern enorme Anstrengungen erfordert, wird als einer der Gründe dafür angesehen, dass sich solche Konzepte nur langsam weiterentwickeln [17]. Die Mehrheit aller Studien befasst sich zudem eher mit aerodynamischen und weniger mit strukturellen Aspekten, obwohl die positiven strukturellen Auswirkungen vermehrt als Vorteil aufgeführt werden. Der Einsatz von Verbundflügeln bei Drehflüglern ist vollkommen neu und besonders komplex hinsichtlich der Interaktion mit dem dynamischen System, das durch die Wirkung des Hauptrotors dominiert wird. Dennoch zeigt sich im Entwicklungsprozess des RACERs die ganz besondere und ausgeklügelte Eignung des Verbundflügels bei Kombinationshubschraubern und quantifiziert erstmalig die herausragenden Vorteile in den Bereichen Struktur, Sicherheit, Systemintegration, Aerodynamik, Aeromechanik und Betrieb.

4. ZUSAMMENFASSUNG

- Der RACER basiert auf dem erfolgreich erprobten Konzept des Kombinationshubschraubers X³ mit auf Flügeln montierten Propellern für die Erzeugung von Auftrieb bzw. Vortrieb und entsprechender Entlastung des Hauptrotors im Hochgeschwindigkeitsflug. Die innovative Architektur, mit in der Wurzel positiv gestaffelten und in der Spitze überlappenden Verbundflügeln in Kombination mit an der Flügelverbindungsstelle angeordneten Druckpropellern, führt zu einer multidisziplinären Synergie, die die effiziente Praktikabilität des Kombinationskonzeptes und die operationale Sicherheit maximiert.
- Der Verbundflügel zeichnet sich durch eine höhere strukturelle mechanische Effizienz als Fachwerkrahmenträger aus insbesondere hinsichtlich der durch die Integration des Propellerantriebsstranges gegebenen hohen Steifigkeitsanforderungen. Das Verformungsverhalten des Flügels und dessen Auswirkung auf den im Oberflügel untergebrachten Antriebsstrang ist eine wesentliche Herausforderung bei der Dimensionierung des Verbundflügels. Hierbei spielen das mechanische Verhalten der Flügel und deren Kopplung sowie des Rumpfoberdecks eine entscheidende Rolle.
- Die Verbundflügelkonfiguration führt zu einem ausgeprägten globalen Systemleichtbau des Luftfahrzeuges mit einfachster Integration des Hauptlandwerkes, bester Kompatibilität mit dem Getriebedeck und Entlastungen der Hauptspante bei dimensionierenden Lastfällen.
- Der Verbundflügel erzeugt keinen erhöhten aerodynamischen Widerstand im Vergleich zum Monoflügel. Vielmehr trägt dieser substantiell zur Verbesserung der Längsstabilität bei und erlaubt eine deutliche Verkleinerung der horizontalen Leitwerksfläche. Die Überlappung der Einzelflügel führt zudem zu einer entscheidenden Abminderung der vom Rotorabwind erzeugten, parasitären Abtriebskraft beim Schwebeflug sowie zu einer merklichen Reduktion des Propellerleistungsbedarfs beim Horizontalfahrtflug.

5. REFERENZEN

- [1] Prouty, R.W. Helicopter Aerodynamics, Eagle Eye Solutions, 2004.
- [2] Raymond, R. „Hybrid helicopters: compounding the quest for speed“, Vertilifte, American Helicopter Society, Vol. 42, No.2, 2006.
- [3] Fink, A. et al. Europäisches Patent EP2690011B1 (2012), bzw. US-Patent US9321526B2, „Compound helicopter“ (2013).
- [4] Fink, A., Blacha, M. Europäisches Patent EP3141478B1 „Compound helicopter“ (2015), bzw. US-Patent US10131424B2 „Compound rotorcraft“ (2016),
- [5] Cander, D., Geneix, J., Depouhon, P. „Advanced concept of drive shaft system for hybrid high speed helicopter“, 45th ERF European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17-20 September, 2019.
- [6] Blacha, M. et al. „The challenges for the integration of the drive shaft in the RACERs wing configuration“, Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia, PA, USA, May 13-16, 2019.

- [7] Lienard, C., Salah el Din, I., Renaud, T., Fukari, R. „RACER high-speed demonstrator: rotor and rotor-head wake interactions with tail unit“, Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Phoenix, Arizona, USA, May 14-17, 2018.
- [8] Salah el Din, I., Lienard, C., Huot, R., Fukari, R. „RACER high speed demonstrator: tail unit vertical fin aerodynamic design“, Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Phoenix, Arizona, USA, May 14-17, 2018.
- [9] Patterson, J.C, Bartlett, G.R. „Effect of a wing tip mounted pusher turboprop on the aerodynamic characteristics of a semi-span wing“, AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference, Monterey, CA USA, July 1985.
- [10] Stokkermans, T., Voskuil, M., Veldhuis, L., Soermawoto, B., Fukari, R., Eglin, P. „Aerodynamic installation effects of lateral rotors on a novel compound helicopter configuration“, 74th AHS International Annual Forum & Technology Display, Phoenix, Arizona, USA, May 14-17, 2018.
- [11] Decours, J., Bailly, J., Ortun, B., Canard, S., Delrieux, Y., Fukari, R., Guntzer, F. „RACER aero-acoustic propeller analysis and design“, Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia, PA, USA, May 13-16, 2019.
- [12] Prandtl, L. „Der induzierte Widerstand von Mehrdeckern“, Technische Berichte Flugzeugmeisterei, Bd. III, 1918.
- [13] Grasmeyer, J.M. „Multidisciplinary design optimization of a strut-braced wing aircraft“, Virginia Polytechnic Institute, 1998.
- [14] Wolkowitch, J. „The joined Wing: an overview“. AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1985.
- [15] Kroo, I et al. „Aerodynamic and structural studies of joined-wing aircraft“. J. Aircraft, Vol. 28, No. 1, 1990.
- [16] Zimmer, H., Deutsches Patent DE2555718B2, „Flugzeug mit zwei übereinander angeordneten, rückwärts gefeilt Flügeln, 1975.
- [17] Semenov, V.N. „Flugzeugentwurf mit geschlossenen und Variablen Flügelkonfigurationen“, Central Aerodynamic Institute (TsAGI), Moskau, 2006 (auf Russisch).

Kontaktadressen:

axel.fink@airbus.com
martin.blacha@airbus.com