

AEROELASTISCHE VORUNTERSUCHUNG DES NURFLÜGELSEGELFLUGZEUGES AK-X

U.Deck
Akaflieg Karlsruhe, Hertzstraße 16, 76187 Karlsruhe, Deutschland
e-mail: ulrichdeck@gmx.de

J.Schwochow
DLR Institut für Aeroelastik, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Deutschland
e-mail: jan.schwochow@dlr.de

Zusammenfassung

Ausgehend von einem Erprobungsmodell des Nurflügelsegelflugzeugs AK-X im Maßstab 1:2, wird ein Strukturentwurf für die manntragende Auslegung erarbeitet und hinsichtlich der Flatterstabilität untersucht werden. Dabei werden die Ergebnisse der Modalanalyse einer Finite-Element Modellierung mit experimentell ermittelten Schwingungsformen verglichen. Vor der Durchführung der eigentlichen Strukturoptimierung wurde untersucht, ob der grundlegende Startentwurf der AK-X aus aeroelastischer Sicht geeignet ist. Dazu wurden Entwurfparameter wie z.B. die Flügelgeflügelung variiert und die Flatterrechnung durchgeführt. Dabei zeigte sich bereits, dass durch die stärkere Pfeilung der Tragflügel die Flatterproblematik im Vergleich zu anderen Nurflügelkonstruktionen entschärft ist. Bei der sich anschließenden Strukturoptimierung der Tragflügel musste vor allem die Biegesteifigkeit durch die Verwendung von hochsteifen Kohlefasern in den Holmgurten gesteigert werden. Aber auch die Torsionssteifigkeit der Flügelschale hat einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss auf die Flattergeschwindigkeiten. Im Folgenden wird die aeroelastische Stabilität des optimierten Entwurfs hinsichtlich der kritischen Flattergeschwindigkeiten bei unterschiedlichen Beladungskonfigurationen untersucht.

1. EINLEITUNG

Die Akaflieg Karlsruhe beschäftigt sich als studentischer Verein am Karlsruher Institut für Technologie KIT mit der Entwicklung und dem Bau von manntragenden Segelflugzeugen. Nachdem der vierte fliegende Prototyp - die AK-8 - ihren Erstflug hatte, wurden verschiedene Ideen für einen nächsten Prototypen gesammelt. Bei der Entwicklung eines konkurrenzfähigen Segelflugzeuges spielt vor allem die Reduzierung des Luftwiderstandes eine entscheidende Rolle für eine weitere Leistungssteigerung. Da ein Segelflugzeug über keinen Antrieb verfügt, kann es nur in den natürlichen Aufwinden an Höhe gewinnen und diese anschließend im Gleitflug zum nächsten Aufwind in Strecke umsetzen. Je geringer dabei der Luftwiderstand ist, desto längere Strecken lassen sich im Gleitflug mit derselben Ausgangshöhe realisieren. Es liegt auf der Hand, dass sich der Luftwiderstand am einfachsten senken lässt, wenn man nicht zwingend benötigte Komponenten des Segelflugzeuges, zum Beispiel das normalerweise nur zur Stabilisierung eingesetzte Leitwerk, weglässt. Die Flugstabilität kann unter anderem auch durch eine Rückwärtsgeflügelung des Tragflügels erreicht werden. Diese Idee wurde bereits vor dem zweiten Weltkrieg von den Brüdern Horten erfolgreich umgesetzt [1]. Sie bauten eine ganze Serie von Nurflügel-segelflugzeugen in Holzbauweise, welche den damals gebauten konventionellen Segelflugzeugen in der Flugleistung ebenbürtig waren. Vor etwa 50 Jahren etablierte sich dann die Kunststoffbauweise und die Verwendung von Laminarprofilen im Segelflugzeugbau, weshalb die Akaflieg Braunschweig ein modernes Nurflügelsegelflugzeug - die SB-13 - konstruierte und im

Flug erprobte [2]. Neben dem gepfeilten Tragflügel für die Längsstabilität besitzt die SB-13 auch auffallend große Winglets (vgl. BILD 1), welche den Flieger um die Hochachse stabilisieren. Der Entwurf der AK-X baut direkt auf den in der Flugerprobung gewonnenen Erfahrungen mit der SB-13 auf. Im Wesentlichen sorgt ein stärker gepfeilter Flügel für eine höhere dynamische Längsstabilität, da sich diese bei der SB-13 als unzureichend erwies [3]. Um die Flugeigenschaften vorab möglichst gut abschätzen zu können, wurden verschiedene ferngesteuerte Modelle mit einer Spannweite von 4m gebaut und im Flug getestet. Neben Problemen bei der Flugstabilität beim Überziehen der Erprobungsmodelle wurde die schon von der SB-13 bekannte aeroelastische Instabilität beobachtet [4]. Ab einer Fluggeschwindigkeit von 120km/h trat bei den Modellen eine ungedämpfte Strukturschwingung des Flügels auf, welche in zwei Fällen zum Bruch der Primärstruktur und damit zum Absturz führte. Somit muss vor dem Bau der AK-X eine genaue Auslegung der Struktur für eine möglichst hohe aeroelastische Stabilität erfolgen. Dazu wurde ein flugfähiges Strukturmodell in CFK-Bauweise im Maßstab 1:2 gefertigt, welches im Aufbau genau dem aktuellen Strukturentwurf für den Prototypen entspricht. Für dieses Modell wurden die Eigenschwingungsformen experimentell durch einen Standschwingungsversuch bestimmt [5], auf deren Basis eine Flatteranalyse zur Beurteilung der aeroelastischen Stabilität durchgeführt wurde. Zusätzlich wurde eine Finite-Elemente Modellierung des 1:2 Modells erstellt und an die gemessenen Schwingungsformen angepasst. Aufbauend auf diesem optimierten FE-Modell soll nun hier die Auslegung der Tragflügelstruktur für den manntragenden

AK-X Prototypen erfolgen, indem die strukturelle Auslegung hochskaliert wird.

2. GRUNDLAGEN

2.1. Das Nurflügelsegelflugzeug AK-X

In den letzten Jahrzehnten haben die konventionellen Segelflugzeuge in Drachenkonfiguration ein sehr hohes Leistungsniveau erreicht. Weitere geringfügige Verbesserungen der Gleitleistung wurden hauptsächlich durch eine aufwendige Optimierung des Gesamtentwurfes erreicht. Da diese Optimierung sehr viel Zeit in Anspruch nimmt und für ein gutes Ergebnis auch eine gewisse Erfahrung der Konstrukteure erforderlich ist, stellte sich die Frage, ob die Akaflieg Karlsruhe mit ihren Möglichkeiten überhaupt ein konventionelles Segelflugzeug mit einem Leistungsvorteil entwickeln kann. Deshalb wurde die Idee aufgegriffen, ein Nurflügelsegelflugzeug zu entwickeln. Bereits während der Entwicklung der SB-13 wurde gezeigt, dass ein Nurflügelsegelflugzeug theoretisch ein Leistungsvorteil von 10% gegenüber einem konventionellen Drachenflugzeug hat [6]. Auch die Leistungsvermessung der SB-13 durch die Idaflieg [7], sowie deren Einsatz im Wettbewerbsflug, bestätigten das Leistungspotential des Nurflügels. Der Erfolg der SB-13 wurde aber durch ungünstige Flugeigenschaften gemindert, die dem Piloten viel abverlangten. Zum einen war das Überziehverhalten im Langsamflug vor allem bei hinteren Schwerpunktlagen kritisch und zum anderen zeigt die SB-13 beim Flug in turbulenter Atmosphäre eine schwach gedämpfte Nickschwingung [3]. Die Zielsetzung für das AK-X Projekt ist somit ein Nurflügelsegelflugzeug zu entwickeln, welches in den Flugeigenschaften einem konventionellen Flugzeug nicht nachsteht und dennoch den Leistungsvorteil des Nurflügel nutzt. Die AK-X wird als rückgepeilter Nurflügel mit großen Winglets wie die SB-13 ausgelegt. Der Flügelgrundriss beider Entwürfe ist in Bild 1 bzw. Bild 2 dargestellt. Sie soll für die FAI-Rennklasse entworfen werden, dies bedeutet eine Beschränkung auf 15m Spannweite sowie die Möglichkeit des Einsatzes von Wölbklappen. Der Flügel ist um 25° rückwärts gepfeilt. Damit lässt sich ausreichend flugmechanische Nickdämpfung erreichen. Diese ist nach Dalldorf [3] notwendig, damit die schwach gedämpfte Nickschwingung der SB-13 beim Flug in turbulenter Atmosphäre nicht auftritt. Die Flügelfläche beträgt mit 10,5m² etwas mehr als bei vergleichbaren konventionellen Segelflugzeugen. Dadurch ist sichergestellt, dass die AK-X eine ausreichend niedrige Mindestfluggeschwindigkeit aufweist, um gut im Kreisflug in der Thermik steigen zu können. Ein Nurflügel hat Prinzip bedingt einen etwas geringeren Maximalauftrieb. Wie schon bei der SB-13 ist der Flügel auch hier nur schwach zugespitzt. Somit lässt sich die optimale elliptische Auftriebsverteilung auch bei dem stark geschränkten Flügel erreichen. Da bei der AK-X konventionelle Wölbklappenprofile verwendet werden, welche so auch am Drachenflugzeug eingesetzt werden und dabei ein negatives Profilmoment aufweisen, wird eine hohe Schränkung des Flügels notwendig. Diese Schränkung sorgt in Verbindung mit der geringen Zuspitzung zusätzlich für ein gutmütiges Überziehverhalten. Wie schon erwähnt sind an den Flügelenden große Winglets angebracht, welche das Seitenleitwerk des Drachenflugzeugs ersetzen und gleichzeitig noch den induzierten Widerstand verringern. Die Winglets sind symmetrisch profiliert, damit die Strömung bei negativen

Anstellwinkeln hervorgerufen durch einen Schiebeflugzustand nicht einseitig auf der Unterseite des Profils ablöst. Der Pilot wird in einem kleinen Rumpf in der Mitte hinter dem Flügel untergebracht. Außerdem befindet sich in dem Rumpf ein zweirädriges einziehbares Fahrwerk.

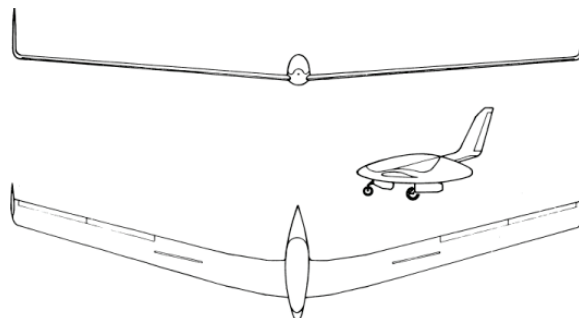


BILD 1. Dreiseitenansicht der SB-13

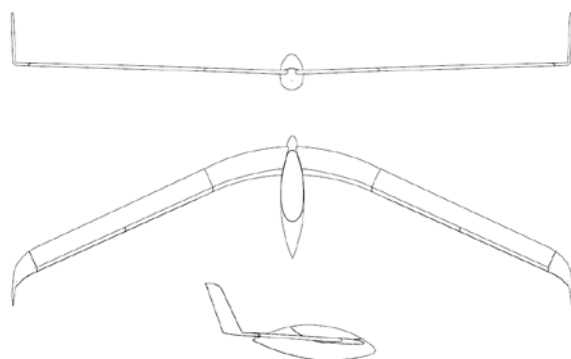


BILD 2. Dreiseitenansicht der AK-X

Die wichtigsten technischen Daten von diesem aktuellen Entwurf sind in TAB 1 zusammengefasst.

Spannweite	15	m
Flügelfläche	10,5	m ²
Flügelstreckung	21,5	
Leermasse	260	kg
Max. Abflugmasse	550	kg
Wasserballast	150	l
Min. Flächenbelastung	31,4	kg/m ²
Max. Flächenbelastung	52,4	kg/m ²
Geringstes Sinken	0,57	m/s
Beste Gleitzahl	48	
Wingletthöhe	1,4	m
Wingletfläche	0,6	m ²
Rumpflänge	3,2	m
Max. Pilotenmasse	120	kg
Zuladung Rumpf	20	kg
Min. Geschwindigkeit	80	km/h
Max. Geschwindigkeit	250	km/h

TAB 1. Technische Daten AK-X

Gesteuert wird die AK-X mit drei Steuerflächen pro Halbspannweite. Dabei wird die innerste Klappe beim Ziehen des Höhenruders nach unten ausgeschlagen und die äußerste nach oben. Dadurch erzeugt der Innenflügel, welcher vor dem Schwerpunkt liegt, einen größeren

Auftrieb als der Außenflügel und die Nase hebt sich dadurch. Beim Betätigen des Querruders schlagen alle Klappen am Halbflügel mit dem jeweils gleichen Ausschlag aus. Das Querruder ist zwischen linker und rechter Tragfläche nicht differenziert, da dies ein zusätzliches Längsmoment verursachen würde. Beim Fahren der Wölbklappen zur Vergrößerung der Profilwölbung schlagen alle Klappen nach unten aus. Dabei hat die innerste Klappe am Halbflügel den größten Ausschlag und die äußerste den kleinsten. Dadurch wird die Schränkung des Flügels mit zunehmendem Wölbklappen-ausschlag erhöht. Dies ist notwendig, um das größere negative Profilmoment bei positivem Klappen-ausschlag auszugleichen. Gleichzeitig kann erreicht werden, dass sich die gewünschte Fluggeschwindigkeit passend zu jeder Wölbklappenstellung selbst trimmt. Zur Steuerung um die Hochachse sind an den Winglets noch Ruderklappen angebracht. Betätigt man das Seitenruder, schlägt die kurveninnere Klappe am Winglet mit einem großen Ausschlag nach außen/unten aus. Die kurven-äußere Klappe macht dabei nur einen kleinen Ausschlag nach innen/oben. Durch den einseitig größeren Klappen-ausschlag wird ein Zusatzwiderstand am kurveninneren Flügel erzeugt, welcher ein stärkeres Giermoment bewirkt. Beim Landeanflug wird der Gleitwinkel mit normalen Schempp-Hirth-Bremsklappen gesteuert. Dabei sind die Bremsklappen am Pfeilflügel so zu positionieren, dass beim Fahren dieser kein Längsmoment erzeugt wird.

2.2. Die Flutterproblematik beim rückgefeilten Nurfügel

Nicht nur beim AK-X Erprobungsmodell mit 4m Spannweite traten bisher ungedämpfte Struktur-schwingungen im Flug auf. Bereits die Horten Nurfügel-segelflugzeuge hatten teilweise Probleme mit Flattern [8] und natürlich zeigten sich während der Entwicklung der SB-13 ebenfalls erhebliche Flutterprobleme. Dort wurde der folgende Sachverhalt herausgefunden (vgl. [4] [9]):

Bei einem Pfeilflügel überlagert sich bei der ersten symmetrischen Flügelbiegeschwingung eine Nick-schwingung. Bei der reinen Biegeschwingung bewegen sich die Außenflügel, welche hinter der Querachse liegen, auf und ab, während der Innenflügel vor der Querachse dagegen schwingen muss. Dies erzeugt nun durch die Massenkräfte eine Drehbewegung um die Querachse und somit eine Anstellwinkeländerung.

Das Flattern im Flug tritt durch die Kopplung von zwei eigentlich gedämpften Eigenschwingungsformen auf, deren Schwingungsfrequenzen sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit annähern [10]. Durch die Überlagerung beider Formen eilen die resultierenden bewegungsinduzierten Luftkräfte der Bewegung voraus und fachen das Flattern an. Sie führen dem System dadurch Energie hinzu. Neben der oben genannten ersten Flügelbiegung, der Drehanteile überlagert sind, spielt hier die Eigenform der flugmechanischen Nickschwingung des Starrkörperflugzeuges die entscheidende Rolle.

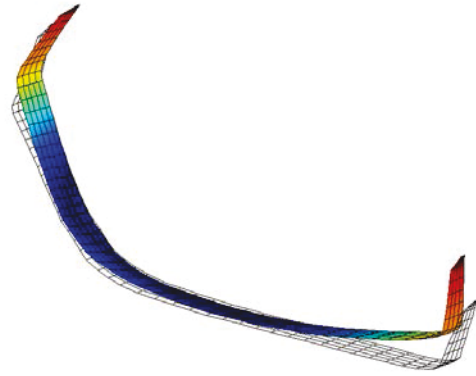


BILD 3. Flügelbiegeschwingung

Aus der Näherungslösung der flugmechanischen Anstellwinkelschwingung erkennt man [4], dass die Frequenz über der Geschwindigkeit steigt:

$$(1) \quad \omega_{0\alpha} = \sqrt{-\left(\frac{v}{I_y}\right)^2 \frac{C_{A\alpha}}{\mu_L} \left(\frac{\delta_{C_M}}{\delta_{C_A}} + \frac{C_{Mq}}{\mu_L}\right)}$$

mit

$$(2) \quad \mu_L = \frac{2 m_{ges}}{p S l_\mu}$$

Da die Frequenz der ersten Flügelbiegung näherungsweise konstant über der Geschwindigkeit ist, sieht man nun, dass sich mit steigender Fluggeschwindigkeit die beiden Frequenzen immer näher kommen, so dass eine Kopplung beider Schwingungsformen möglich wird. Es ist folglich nur eine Frage der Fluggeschwindigkeit, bis es beim rückgefeilten Nurfügel zu einem Flutterfall kommt.

Um die kritische Flattergeschwindigkeit möglichst hoch auszulegen, hat man verschiedene Möglichkeiten:

- Steigerung der Frequenz von der ersten Flügelbiegung durch einen sehr biegesteifen Flügel.
- Verringerung des Frequenzanstiegs der flugmechanischen Nickschwingung durch konstruktive Maßnahmen, z. B. durch eine möglichst hohe Massenträgheit um die Querachse oder durch eine Zurückverlegung des Schwerpunkts.
- Anhebung der flugmechanischen Nickdämpfung, z.B. durch eine Vergrößerung der Rückpfeilung des Tragflügels.

Die beiden zuletzt genannten Maßnahmen haben allerdings großen Einfluss auf die Flugmechanik, weshalb ihre Durchführbarkeit geprüft werden muss.

2.3. Die Programmkette Boxbeam-Excel-UNA-JAERO

Die Flutterstabilität eines Entwurfes soll schnell berechnet werden können, um unterschiedliche Konfigurationen für die abschließende Optimierung der Tragflügelprimärstruktur vergleichen zu können. Grundsätzlich müssen für die Bewertung der Flutterstabilität zunächst die Struktureigenschwingungsformen bestimmt werden. Dazu bietet sich die Verwendung eines Finite-Elemente Programms

an. Im nächsten Schritt muss die Verformung der Schwingungsformen auf ein aerodynamisches Modell übertragen werden. Mit diesem harmonisch schwingenden aerodynamischen Gitter werden nun die instationären Luftkräfte für jede Schwingungsform berechnet. Über die modale Formulierung der Flatterbewegungsgleichungen erhält man eine Aussage über die staudruckabhängige aeroelastische Dämpfung beziehungsweise die Flatterstabilität [10].

Für die effektive Modellierung der Steifigkeits- und Massenverteilungen werden mit dem Programm Boxbeam die lokalen Querschnitseigenschaften mit Schubmittelpunkten und Massenschwerpunkten für verschiedene Schnitte des FVK-Flügels berechnet. Der Flügel ist dazu in 17 Segmente unterteilt, 12 entlang der Spannweite und 5 am Winglet. Jedes Segment wird durch einen innenliegenden Schnitt definiert, in dem der genaue Strukturaufbau mit Anzahl und Position der Holme sowie der Gewebelagenaufbau der Flügelschale angegeben werden. Daraus berechnet Boxbeam die lokale Biegesteifigkeit in der Flügelebene und senkrecht dazu, sowie die Torsionssteifigkeit. Diese Informationen eignen sich dazu, ein FE-Balkenmodell aufzubauen, das aus zwei Balken, einem mit Steifigkeits- und einen mit Masseneigenschaften besteht, die starr miteinander verbunden sind. Dieses FE-Balkenmodell wird von Boxbeam für eine Flügelhälfte direkt im weitverbreiteten NASTRAN-Format ausgegeben.

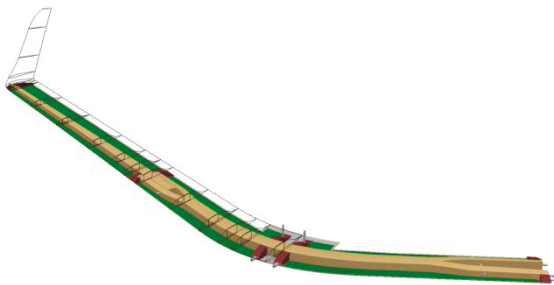


BILD 4. Flügelschnitte zur Steifigkeitsberechnung

Die Finite-Elemente Modellierung der tragenden Struktur ist damit abgeschlossen. Als nächstes müssen noch diverse nichtstrukturelle Zusatzmassen eingefügt werden, z.B. die Steuerungsmassen. Sie werden in einer Excel-Tabelle zusammengestellt. Mit einem Makro wird das von Boxbeam ausgegebene NASTRAN Modell des Halbflügels in diese Tabelle importiert. Dann werden die Zusatzmassen eingefügt und der Rumpf aufgebaut, der als ideal steif vereinfacht wird. Dabei werden lediglich die grob abgeschätzte Strukturmasse, die Fahrwerksmasse aus [11], die Pilotenmasse sowie eventuelle Trimmgewichte berücksichtigt. Die Elastizität des Rumpfs kann vernachlässigt werden, weil sie keinen wesentlichen Einfluss auf das Schwingungsverhalten des Gesamtflugzeugs hat. Im letzten Schritt wird das fertige FE-Modell gespiegelt und wieder mit einem Makro im richtigen Format ausgegeben.

Mit dem FE-Modell können nun mit dem UNA-Programm die Struktureigenschwingungsformen berechnet werden. UNA ist ein frei verfügbares FE-Programm [12], das direkt das NASTRAN Format einlesen kann. Anhand des vorhandenen Erprobungsmodells im Maßstab 1:2 kann die FE-Modellierung als einfaches Balkenmodell kalibriert werden, indem die berechneten Schwingungsformen aus

der Modalanalyse mit denen im Standschwingungsversuch gemessenen verglichen werden. Dabei wurde die FE-Modellierung durch die Einführung von Korrekturfaktoren auf die lokalen Balkensteifigkeit so lange iterativ verbessert, bis die modalen Parameter ausreichend gut übereinstimmen. Die Korrekturfaktoren werden für die Auslegung des Prototypens übernommen.

Die instationären Luftkräfte werden schließlich mit dem JAERO Programm berechnet, das in MATLAB umgesetzt worden ist [10]. Es handelt sich um ein instationäres Wirbelleiterverfahren nach der Doublet-Lattice Methode [13]. Da es bei der Flatterrechnung vor allem auf die bewegungsinduzierten instationären Luftkräfte ankommt, ist es für die Modellierung dieser Störung ausreichend, den Flügel als ebene Platte ohne Profilkontur und Schränkung zu idealisieren. Auch der Einfluss des Rumpfes wird vernachlässigt. Die Interpolation der Struktureigenschwingungsformen auf das aerodynamische Gitter wird dabei in JAERO durch einen Volumen-Spline realisiert. Wichtig ist weiterhin, dass die Starrkörperschwingungsformen, welche die flugmechanischen Freiheitsgrade beschreiben, ebenfalls exakt vorgegeben werden. Vor allem die Drehpunktlage der Starrkörperschwingung muss genau mit dem Massenschwerpunkt des Gesamtflugzeugs übereinstimmen, damit der Frequenzanstieg der flugmechanischen Nickschwingung über der Fluggeschwindigkeit korrekt wiedergegeben wird. In JAERO können die Starrkörperschwingungen des aerodynamischen Gitters um einen vorgegebenen Drehpunkt berechnet werden. Die ganze Programmkette ist in BILD 5 veranschaulicht.

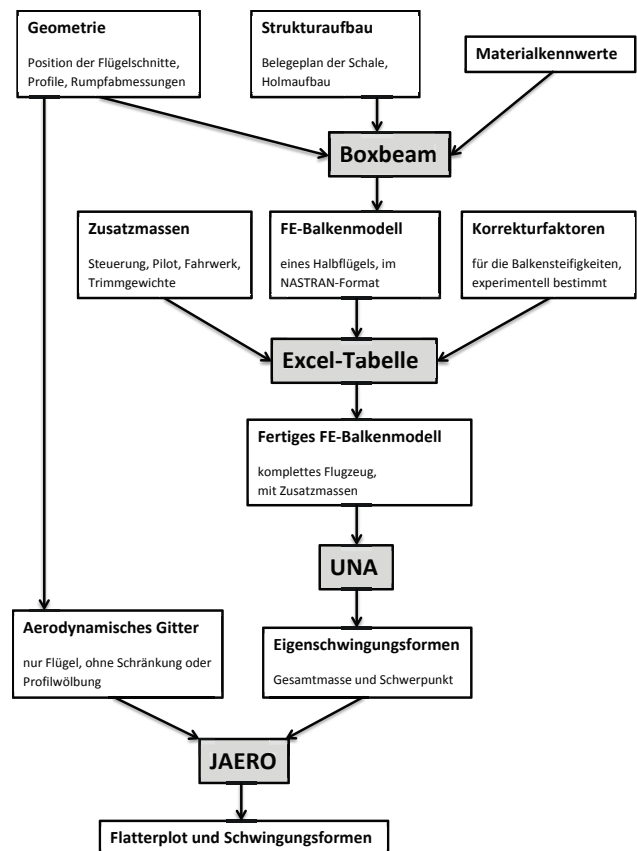


BILD 5. Ablaufdiagramm der Programmkette

3. ERGEBNISSE

3.1. Startentwurf

Der Strukturausgangsentwurf der AK-X wurde durch Hochskalieren des kalibrierten Erprobungsmodells im Maßstab 1:2 ohne weitere detaillierte Berechnungen erstellt. Für den Entwurf des Modells wurde vor allem auf den Aufbau der SB-13 zurückgegriffen [14], der sich durch eine möglichst hohe Biegesteifigkeit des Tragflügels und einen entfeiltten Holm auszeichnet. Damit konnte bei der SB-13 das aeroelastische Verhalten deutlich verbessert werden [4].

Als Ausgabe des Flutterprogramms JAERO erhält man unter anderem den sogenannten Flutterplot und die Animationen der Flatterschwingungen bei der kritischen Flattergeschwindigkeit. Der Flutterplot besteht genau genommen aus zwei Diagrammen:

1. Verlauf der Dämpfungen über der Fluggeschwindigkeit,
2. Verlauf der Frequenzen über der Fluggeschwindigkeit.

Für die Ausgangskonfiguration ist der Flutterplot in BILD 6 dargestellt.

Wird die Dämpfung einer Schwingungsform negativ, kann im Flug oberhalb der Geschwindigkeit, bei der der Nulldurchgang erfolgt, angefachtes Flattern auftreten. Man sieht hier im oberen Diagramm zum Beispiel wie die blaue Kurve bei ca. 180km/h stark abfällt und ab ca. 220km/h eine negative Dämpfung hat. Dabei handelt es sich um die erste Flügelbiegung. Im unteren Diagramm erkennt man

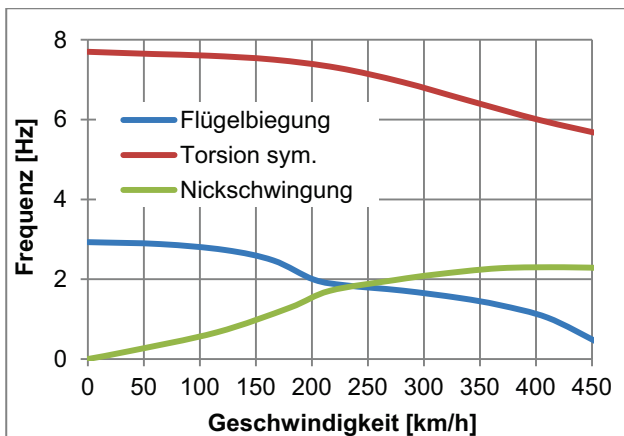
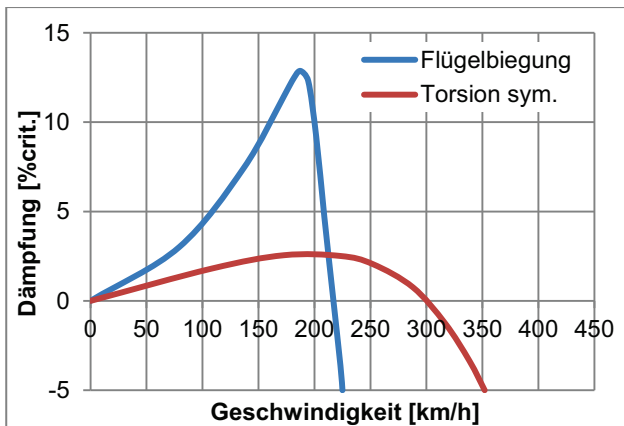


BILD 6. Flutterplot für den Startentwurf

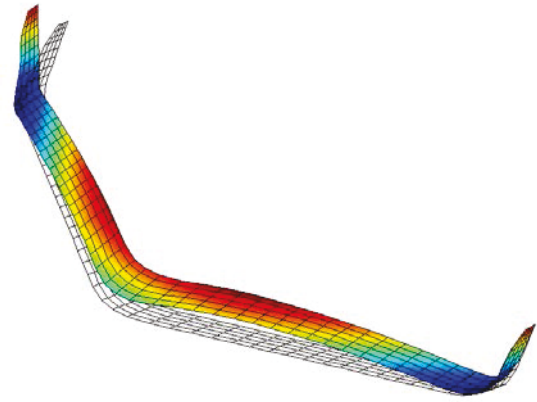


BILD 7. Verformung beim ersten Flutterfall



BILD 8. Verformung beim zweiten Flutterfall

die Ursache für den starken Dämpfungseinbruch: Die Frequenz der flugmechanischen Nickschwingung (grüne Kurve) steigt über der Fluggeschwindigkeit an, bis sie in den Frequenzbereich der ersten Flügelbiegung (blaue Kurve) kommt. Die Frequenz dieser fällt daraufhin ab und es kommt zu einer instabilen Kopplung der beiden Schwingungsformen. Dabei handelt es sich um den zu Anfang dieser Arbeit beschriebenen typischen Flutterfall für einen Pfeilnurfügel, der in BILD 7 gezeigt wird.

Wie man im Dämpfungsdiagramm erkennt, gibt es allerdings noch einen weiteren Flutterfall bei ca. 300km/h (rote Kurve). Wesentlich daran beteiligt ist die erste symmetrische Flügeltorsionsschwingung, die in BILD 8 dargestellt ist.

3.2. Parameterstudie

Als Ausgangspunkt steht das grundlegende Konzept der AK-X bereits fest. Spielraum für die Optimierung der aeroelastischen Flutterstabilität ist hauptsächlich noch beim strukturellen Aufbau des Flügels gegeben. Dennoch sollen vor dem Beginn der eigentlichen Strukturoptimierung grundlegende Entwurfsparameter wie zum Beispiel die Flügelspannweite oder Pfeilung variiert werden. Damit soll überprüft werden, ob die Konfiguration kein überaus ungünstiges aeroelastisches Verhalten aufweist, welches nicht durch eine geringfügige

Konfigurationsänderung zu beheben wäre. Außerdem soll für eventuelle zukünftige Nurflügelprojekte ein kleiner Überblick gegeben werden, wie sich grundlegende Entwurfsparameter auf die aeroelastische Stabilität auswirken können.

Zur Variation der Entwurfsparameter werden zunächst eine realistische Rumpfmasse von 80kg, zuzüglich der Fahrwerksmasse von 15kg, und eine Pilotenmasse von 90kg gewählt. Der Schwerpunkt liegt dabei ohne Trimmgewicht im mittleren Bereich bei 1,5m hinter dem Nasenpunkt des Flügels. Dies entspricht einer flugmechanischen Längsstabilität von 18%.

3.2.1. Flügelpfeilung

Es wird damit begonnen die Pfeilung der Tragflügel zu variieren. Zunächst wird sie auf ungefähr 30° erhöht, indem in der Boxbeam Eingabedatei die X-Koordinaten der Nasenpunkte aller Flügelschnitte mit 1,2 multipliziert werden. Analog dazu wird durch Multiplikation mit 0,8 die Pfeilung auf 20° reduziert.

In BILD 9 erkennt man wie die kritische Flattergeschwindigkeit für den Nurflügel-typischen Flutterfall mit der Kopplung von Flügelbiegung und flugmechanischer Nickschwingung bei zunehmender Pfeilung deutlich ansteigt. Dies ist auf einen flacheren Frequenzanstieg der Nickschwingung durch die höhere flugmechanische Nickdämpfung und größere Massenträgheit um die Querachse zurückzuführen. Der zweite Flutterfall unter Beteiligung der symmetrischen Flügeltorsionsschwingung wird bereits bei niedrigeren Fluggeschwindigkeiten kritisch. Man kann also schlussfolgern, dass eine etwas höhere Pfeilung, wie sie momentan bei der AK-X verwendet wird, die Flutterproblematik entschärfen könnte.

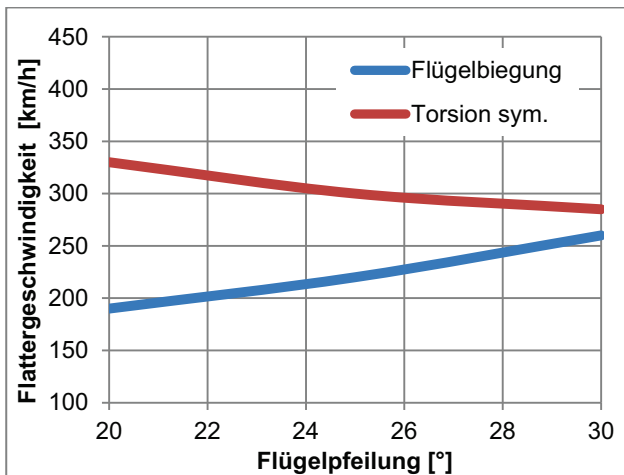


BILD 9. Flattergeschwindigkeit über Flügelpfeilung

3.2.2. Spannweite

Als nächstes wird untersucht, wie sich eine Veränderung der Flügelspannweite auf die kritischen Flattergeschwindigkeiten auswirkt. Ausgehend vom Startentwurf werden dabei zunächst alle X- und Y-Koordinaten der Nasenpunkte aller Flügelschnitte mit 0,9 multipliziert. Der so entstandene Entwurf hat nur noch 13,5m Spannweite. Analog dazu wird die Spannweite auf 18m erhöht indem die Koordinaten mit 1,2 multipliziert werden

Wie in BILD 10 zuerkennen, sinkt die kritische Flattergeschwindigkeit aller Flutterfälle signifikant mit ansteigender Spannweite. Der deutliche Abfall der kritischen Flattergeschwindigkeit auf 160km/h bei 18m ist auf den biege- und torsionsweicheren Flügel zurückzuführen. Dies zeigt deutlich, warum es sinnvoll ist zunächst nur einen Nurflügel für die 15m-Klasse zu entwerfen.

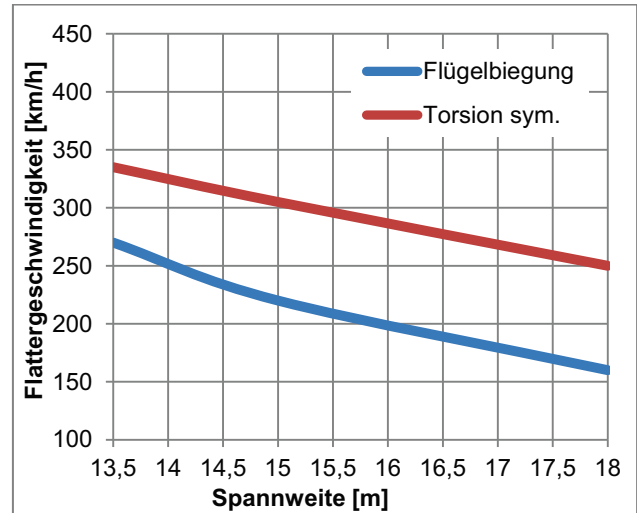


BILD 10. Flattergeschwindigkeit über Spannweite

3.3. Strukturoptimierung

Für die Optimierung der Tragflügelstruktur soll der ungünstigste Beladungszustand des Rumpfes gewählt werden. Mit ein paar exemplarischen Flutterrechnungen wurde ermittelt, dass eine geringe Rumpfmassstrukturmasse, eine möglichst hohe Pilotenmasse und ein möglichst schweres Trimmgewicht in der Rumpfnase die ungünstigste Konfiguration darstellen. Eine niedrige Rumpfmassstrukturmasse wirkt sich negativ auf die kritische Flattergeschwindigkeit aus, da sie nur ein kleines Trägheitsmoment um die Querachse erzeugt. Je kleiner das Trägheitsmoment um die Querachse ist, desto steiler ergibt sich der Frequenzanstieg der flugmechanischen Nickschwingung, so dass sie mit der Flügelbiegeschwingung koppelt. Daher wird die niedrigste Rumpfmassstrukturmasse von 40kg gewählt. Eine möglichst hohe Pilotenmasse senkt die Frequenz der Flügelbiegeschwingung, da diese durch die überlagerte Dreh-schwingung um die Querachse mitschwingen muss. 120kg wird hier als die höchst mögliche Pilotenmasse angenommen. Das Trimmgewicht in der Rumpfnase verschiebt den Schwerpunkt nach vorne, dadurch ist wiederum der Frequenzanstieg der flugmechanischen Nickschwingung steiler. Die vorderste Schwerpunktlage, welche geflogen werden soll, wird durch 20kg Trimmgewicht in der Rumpfnase erreicht. Die so festgelegte Beladungsvariante liegt deutlich auf der sicheren Seite. Mit der finalen Konfiguration soll dann nochmals detailliert untersucht werden, wie sich unterschiedliche Beladungszustände auf die Flattergeschwindigkeiten auswirken.

Offensichtlich ist, dass die kritischen Flattergeschwindigkeiten mit dem so entstandenen Ausgangsentwurf deutlich zu niedrig liegen. Die Zielvorstellung wäre hier ein Entwurf, welcher frühestens bei 350km/h einen Flutterfall aufweist. Eine so hohe kritische Flatter-

geschwindigkeit ist notwendig um mit entsprechendem Sicherheitsabstand eine für Segelflugzeuge übliche Höchstgeschwindigkeit von 250km/h zu erreichen. Somit muss vor allem der Flutterfall unter Beteiligung der ersten Flügelbiegung weiter verbessert werden.

Die Strukturoptimierung wird dazu manuell durchgeführt. In der Eingabedatei für das Boxbeam Programm, in der der Strukturaufbau definiert ist, werden dafür z.B. die Anzahl an Gewebelagen oder der Holmquerschnitt entlang der Flügelspannweite verändert. Dabei muss darauf geachtet werden, dass die Struktur nur physikalisch so sinnvoll verändert wird, dass sie in der Praxis auch gefertigt werden kann. Die einzelnen Entwürfe im Optimierungsprozess werden anhand der berechneten Flattergeschwindigkeiten bewertet. Außerdem wird darauf geachtet, dass die Strukturmasse nicht wesentlich ansteigt, da bereits der Ausgangsentwurf ein verhältnismäßig hohes Strukturgewicht aufweist.

Im Folgenden werden die einzelnen Schritte, welche zum endgültigen Strukturentwurf geführt haben, nur stichpunktartig aufgelistet:

- Entwurf einer leichteren Wingletstruktur
- Erhöhung des E-Moduls, der im Holmgurt verwendeten Kohlefaserrovings auf 200GPa
- Verwendung von Standard-Kohlerovings im Holmgurt der Winglets
- Stärkere Zuspitzung des Tragflügelholmes
- Erhöhung der Holmgurthöhe auf 12mm im Mittelstück
- Reduzierung der Stegdicken auf die Hälfte
- Entfernung der Holmverkastung

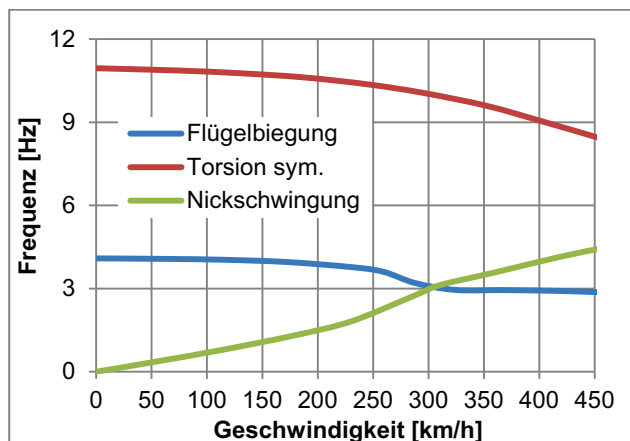
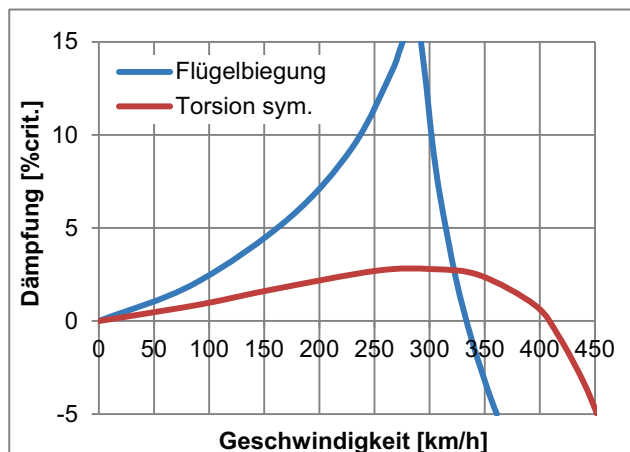


BILD 11. Flutterplot finaler Strukturentwurf

- Konstante Schalenbelegung über der gesamten Spannweite mit 3 Lagen im Außenlaminat und 2 Lagen im Innenlaminat
- Verdopplung der Belegung des I-Steges im Tragflügelholm

Als Zusammenfassung aller Maßnahmen kann festgestellt werden, dass die Versteifung des Tragflügelholmes, durch das höhere E-Modul des Gurtwerkstoffes und die höheren Holmgurte, in Kombination mit einer konstanten Flügel-schalenbelegung und damit einer konstanten Torsionssteifigkeit entlang der Spannweite die Flattergeschwindigkeiten bei der AK-X deutlich auf ca. 335km/h gesteigert haben. Der von Anfang an entpfeilte Holmverlauf, ähnlich der SB-13, bringt einen kleinen Vorteil und wird deshalb beibehalten. Der Flutterplot findet sich in BILD 11.

Im oberen Diagramm erkennt man zwei Dämpfungsnulldurchgänge. Die Kopplung der Flügelbiegeschwingung (blaue Kurve) mit der flugmechanischen Nickschwingung (grüne Kurve) weist eine deutlich negative Steigung mit einer Flattergeschwindigkeit bei ca. 335km/h auf (BILD 12).

Der zweite Dämpfungsnulldurchgang (rote Kurve) tritt bei 410km/h auf. Dabei handelt es sich um eine Kombination aus symmetrischer Flügeltorsion und einer Winglet-Schwenkbiegung (BILD 13). Der Flügel für sich bleibt dabei fast in Ruhe.

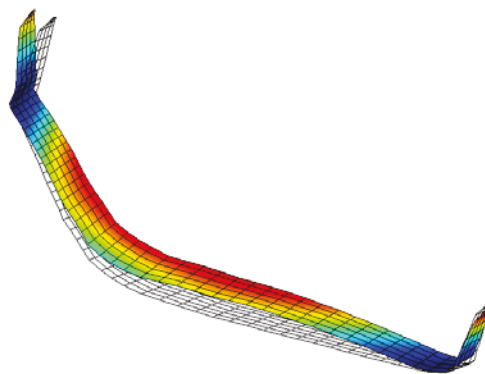


BILD 12. Erster Flutterfall des finalen Strukturentwurfs

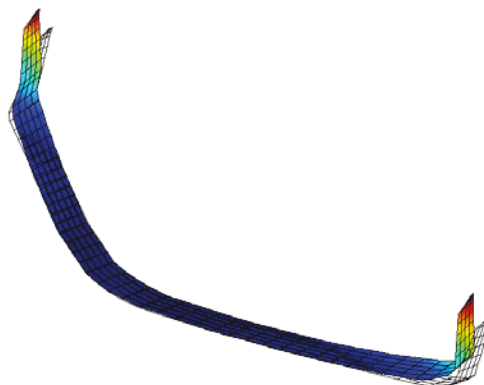


BILD 13. Zweiter Flutterfall des finalen Strukturentwurfs

3.4. Beladungsvariation

Die Optimierung der Struktur wurde mit einer einzigen Beladungskonfiguration durchgeführt, die als besonders kritisch angesehen wird. Eine Optimierung der Struktur mit mehreren Beladungsvarianten hätte die Berechnungszeit unakzeptabel gesteigert. Im Folgenden soll nun untersucht werden, inwiefern sich eine geänderte Beladung auf die Flattergeschwindigkeiten auswirkt. Dabei wird zunächst die Pilotenmasse untersucht. Durch die Anbringung von Zusatzgewichten in der Rumpfnase bzw. im Rumpfheck wird die Massenträgheit des Rumpfes um die Querachse variiert. Weiterhin wird noch die Flatterstabilität mit Wasserballast im Flügel berechnet. Es wird dabei immer von einer Ausgangskonfiguration aus jeweils ein Parameter geändert. Die Ausgangskonfiguration entspricht dabei der Konfiguration, welche zur Optimierung der Struktur in Abschnitt 3.3 verwendet wurde. Es werden lediglich die 20kg Trimmgewichte vernachlässigt, um eine mittlere Schwerpunktlage zu erreichen.

3.4.1. Pilotenmasse

Der Pilot ist in dem Finite-Elemente Modell durch Massebalken idealisiert. Die größte Pilotenmasse beträgt 120kg in der Ausgangskonfiguration. In vier Schritten wird die Pilotenmasse auf 60kg reduziert, wie in BILD 14 dargestellt ist.

Die Flattergeschwindigkeit der Torsionsschwingung ändert sich nicht, dies liegt daran, dass sich der Mittelflügel mit dem Rumpf bei dieser Schwingung fast gar nicht bewegt. Somit hat dessen Masse auch keinen Einfluss auf diesen Flatterfall. Anders sieht es bei der Flügelbiegeschwingung aus. Hier dreht der Rumpf deutlich um die Querachse. Bei einer höheren Pilotenmasse steigt somit die schwingende Masse, so dass die Frequenz der Flügelbiegung absinkt. Dies verursacht eine frühere Kopplung mit der flugmechanischen Nickschwingung und damit eine niedrigere Flattergeschwindigkeit. Insgesamt ist die Auswirkung auf die Flattergeschwindigkeit jedoch moderat. Die Einschränkung der Pilotenmasse kann somit nur bedingt dazu genutzt werden, den Flugbereich des fertiggestellten Prototypens flatterstabil zu halten.

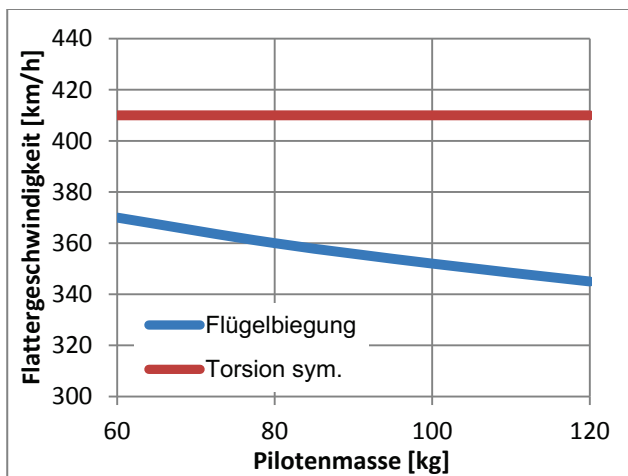


BILD 14. Flattergeschwindigkeit über Pilotenmasse

3.4.2. Wasserballast im Flügel

Bei modernen Hochleistungssegelflugzeugen ist es üblich, das Abfluggewicht durch Wasserballast zu steigern. Dadurch wird die Gleitzahl im hohen Geschwindigkeitsbereich auf Kosten der Steigleistung in den Aufwinden gesteigert. An Tagen mit starken Aufwinden kann so eine höhere durchschnittliche Fluggeschwindigkeit im Streckenflug erzielt werden. Üblicherweise wird der Wasserballast im Tragflügel untergebracht, damit er nicht das Wurzelbiegemoment erhöht. Bei der AK-X muss zusätzlich berücksichtigt werden, den Wasserballast im Flügel so unterzubringen, dass keine Schwerpunktsverschiebung entsteht. Für die Berechnung der aeroelastischen Stabilität wird der Wasserballast in der Boxbeam Eingabedatei durch eine zusätzliche Lage, welche keine Steifigkeit sondern nur Masse besitzt, in der Flügelschale modelliert. In drei 50kg Schritten wird so bis zu 150kg Wasserballast modelliert und die dazugehörigen Flattergeschwindigkeit berechnet, was in BILD 15 dargestellt ist.

Die Flattergeschwindigkeit der Flügelbiegeschwingung steigt mit zunehmendem Wasserballast leicht an, was darauf zurückzuführen ist, dass wieder zwei Effekte gegeneinander arbeiten. Zum einen verursacht die Masse im Flügel eine höhere Massenträgheit um die Querachse, was zu einem flacheren Frequenzanstieg der flugmechanischen Nickschwingung führt. Andererseits sinkt die Frequenz der elastischen Flügelbiegeschwingung. Hier überwiegt etwas der erste Effekt, weshalb die Kopplung der beiden Schwingungsformen sich mit zunehmendem Wasserballast zu höherer Geschwindigkeit verschiebt. Deutlich steigt auch die Flattergeschwindigkeit der Torsionsschwingung an.

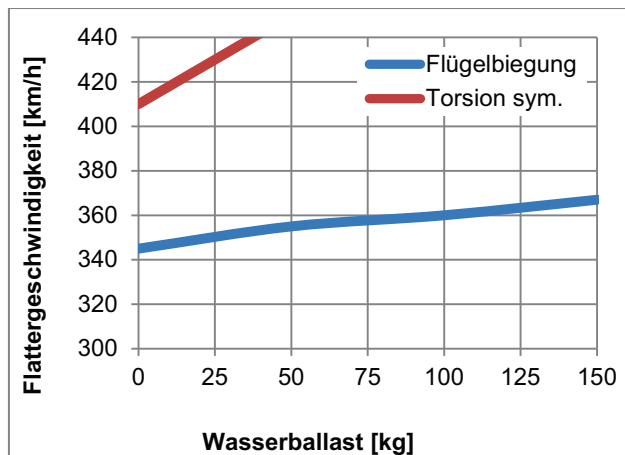


BILD 15. Flattergeschwindigkeit über Wasserballast

3.4.3. Zusatzgewichte

Es hat sich gezeigt, dass die Massenträgheit des Rumpfes um die Querachse eine Verbesserung der aeroelastischen Eigenschaften bewirken kann. Zur genaueren Untersuchung wird in die Rumpfnase und das Rumpfheck jeweils die gleiche Zusatzmasse eingefügt, so dass sich der Gesamtschwerpunkt nicht verschiebt. In der Ausgangskonfiguration ist hier keine Zusatzmasse vorhanden. Diese wird nun in 5kg Schritten bis 20kg gesteigert.

In BILD 16 zeigt sich jetzt ein signifikanter Anstieg der kritischen Flattergeschwindigkeit mit steigender Zusatzmasse in der Rumpfnase bzw. dem Rumpheck beim Flatterfall mit der Flügelbiegeschwingung. Dies ist wie oben schon erläutert auf die höhere Massenträgheit um die Querachse und den dadurch flacheren Frequenzanstieg der flugmechanischen Nickschwingung zurückzuführen. Damit hat man beim fertigen Prototyp die Möglichkeit, die aeroelastische Stabilität nachträglich zu korrigieren, sollte sich die Flattergeschwindigkeit durch Ungenauigkeiten im Entwurf als zu niedrig herausstellen. Eine Möglichkeit zur Befestigung der Zusatzmassen ist damit bei der Rumpfkonstruktion unbedingt vorzusehen. Außerdem muss das Zusatzgewicht bei dem statischen Festigkeitsnachweis berücksichtigt werden, da es das Wurzelbiegemoment erhöht.

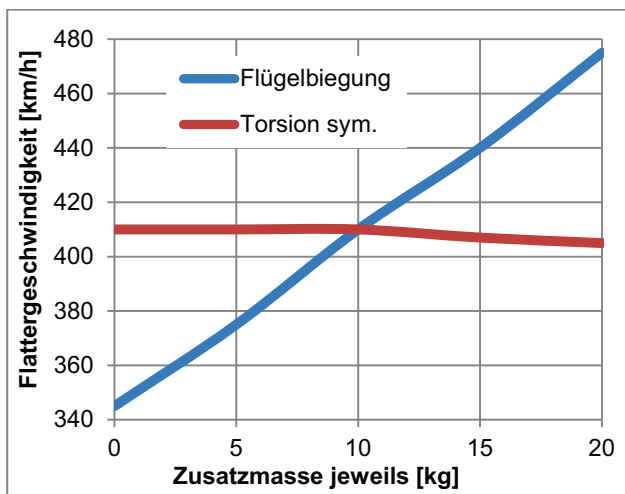


BILD 16. Flattergeschwindigkeit über Zusatzmasse

4. ZUSAMMENFASSUNG

Für das Nurflügelsegelflugzeug AK-X wurde eine aeroelastische Untersuchung durchgeführt, um die kritische Flattergeschwindigkeit durch Konfigurationsänderungen und Strukturoptimierung deutlich zu erhöhen. Dazu werden die wesentlichen Einflussparameter identifiziert und variiert. Als Ergebnis liegt nun ein aeroelastisch optimierter Flugzeugentwurf vor, der eine ausreichende Flatterstabilität im angestrebten Flugbereich aufweist. Die ausführliche Darstellung der Ergebnisse sind in [15] zusammengestellt. Schlussendlich wird die Flatterstabilität des flugfertigen Prototypens noch einmal experimentell überprüft werden müssen, bevor der Erstflug stattfinden kann.

5. NOMENKLATUR

$\omega_{0\alpha}$	Frequenz der flugmechanischen Nickschwingung
v	Fluggeschwindigkeit
I_y	Massenträgheitsmoment um die Querachse
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg

μ_L	normierte Masse
$\delta_{C_M}/\delta_{C_A}$	Statisches Stabilitätsmaß
C_{Mq}	Nickdämpfung
m_{ges}	Gesamtmasse
p	Luftdichte
S	Flügelfläche
l_μ	Bezugsflügelteufe

6. LITERATURVERZEICHNISS

- [1] Horten, R.; Selinger, P.F.: *Nurflügel, die Geschichte der Horten-Flugzeuge 1933-1960*, H.Weishaupt Verlag (Graz).
- [2] Akaflieg Braunschweig e.V.: *SB 5 - SB 15 Segelflugzeug Braunschweig: Segelflugzeug-Entwicklungen 1951 - 2012 Akademische Fliegergruppe Braunschweig*. Appelhaus-Verlag 2012.
- [3] Dalldorf, L.: *Untersuchung über den Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf die Längsbewegung eines rückgepeilten, schwanzlosen Segelflugzeuges*. Institutsbericht IB 111-92/16, Institut für Flugmechanik Braunschweig, 1992.
- [4] Berns, H.J.: *Untersuchung des Flatterverhaltens eines rückwärts gepfeilten Nurflügel-Segelflugzeuges unter Verwendung eines Strukturoptimierungsprogramms*. Institutsbericht IB 232-85 J 01, Institut für Aeroelastik, DFVLR, Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen, 1985.
- [5] Deck, U.: *Schwingungsuntersuchung mit Flatterrechnung an dem 1:2 AK-X Modell*. Praktikumsbericht zum Fachpraktikum am Institut für Aeroelastik des DLR Göttingen, 2015.
- [6] Potthoff U.: *Berechnungen zum Problem des Nurflügelsegelflugzeuges*. Studienarbeit Nr. 83/1, Institut für Aerodynamik, DFVLR, 1983.
- [7] Idaflieg: *Flugleistungs- und Eigenwertermittlung von Segelflugzeugen im Vergleichsflug*. Vergleichsflugzeug: SB-13, D-1113, 1989.
- [8] Wolf, B.: *Untersuchung der elastomechanischen Eigenschaften und des Flatterverhaltens des Nurflügelsegelflugzeuges Horten IV*. Diplomarbeit DA-2007-03, Lehrstuhl und Institut für Leichtbau, RWTH Aachen.
- [9] Bresser M.: *Flatteruntersuchung des Nurflügelsegelflugzeuges SB-13*. Institutsbericht IB 232-88 J 09, Institut für Aeroelastik, DFVLR, Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen, 1988.

- [10] Schwochow, J.: *Die aeroelastische Stabilitätsanalyse – ein praxisnaher Ansatz zur intervalltheoretischen Betrachtung von Modellierungsunsicherheiten am Flugzeug*. Forschungsbericht 2012-21, DLR, Institut für Aeroelastik, Göttingen, 2012.
- [11] Stehle, M.: *Konstruktion und Auslegung eines Einziehfahrwerks für ein Nurflügel-Segelflugzeug*. Bachelor-Thesis, Fakultät für Maschinenbau und Mechatronik, Hochschule Karlsruhe.
- [12] Heim R.: *FEM mit Nastran, Einführung und Umsetzung mit Lernprogramm UNA*, Hanser Verlag, 2005.
- [13] Rodden, W.P.; Albano, E.: *A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on oscillating Surfaces in subsonic Flows*. AIAA Journal. Vol. 7, No. 2, pp. 279-285, 1969.
- [14] Dorn, L.: *Dimensionierung der Tragflügel-primärstruktur des Nurflügelsegelflugzeuges SB13*, Studienarbeit Nr. 325, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, TU Braunschweig.
- [15] Deck, U.: *Aeroelastische Voruntersuchung des Nurflügelsegelflugzeuges AK-X*. Bachelorarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2015.