Institut für Angewandte Forschung Hochschule Offenburg

forschung im fokus

Ausgabe Nr. 19 / 2016

Die Welt nachhaltig verändern – NaSiO, das Institut für nachhaltige Silikatforschung Offenburg

Physikalische Charakterisierung von Solarmaterialien

„Künstlerisch forschen in der Musik“ als KlangKomposition und RadioKunst

Entwurfsprozess eines unbemannten Fluggeräts

Prof. Dr. rer. nat. Werner Schröder

Der Artikel erläutert den Entwurfsprozess eines unbemannten Fluggeräts mit Tragflächen.

This article explains the design process of a winged unmanned aerial vehicle.

Einleitung

Unbemannte Fluggeräte können wegen des Fehlens von Personen an Bord eine Reihe von Vorteilen aufweisen: Zum einen können sie bedeutend leichter als bemannte Luftfahrzeuge sein, was eine wesentliche Reduktion in Herstellungs- und Betriebskosten für eine spezifische Aufgabe bedeutet, zum anderen können sie eine Flugdynamik aufweisen, die ein Mensch nicht überstehen würde. Auch ergeben sich wesentlich größere Freiheitsgrade im Entwurf, so dass beispielsweise Nurflügel für ein solches Luftfahrzeug eine interessantere Option darstellen kann als im bemannten Bereich usw.. Der große Entwurfsspielraum erfordert ein gutes Verständnis der physikalischen Zusammenhänge, um der Aufgabenstellung entsprechenden Entwurf zu gelangen. Dieser Artikel soll die erforderlichen Arbeiten aufzeigen, die für den Entwurf eines UAVs erforderlich sind. Er beschränkt sich allerdings nur auf Flächenflieger.

Werkzeuge für den Entwurf einer UAV-Zelle

Man ist versucht, moderne Programme der Computational Fluid Dynamics (CFD), die die Navier-Stokes-Gleichungen näherungsweise lösen, für die Berechnung der Aerodynamik zu nutzen sowie FEM-Programme für die Untersuchung der Steifigkeit der Struktur zu verwenden. Leider haben diese Programme für die vielen erforderlichen Durchläufe der Optimierung eines Entwurfs unakzeptabel lange Laufzeiten und erfordern teils ein zeitraubendes Preprocessing. Zudem liefern diese Ergebnisse kaum Einblick in physikalische Zusammenhänge, sodass man nicht so recht weiß, in welche Richtung man eigentlich sinnvoll weiter optimieren sollte.

Wesentlich effizienter wird die Entwurfsarbeit, wenn man einfachere Programme, teils als free/shareware verfügbar, teils selbst geschrieben, im Zusammenspiel mit Einsicht in die physikalischen Zusammenhänge verwendet. So wird der zeitliche und finanzielle Aufwand überschaubar.

Der Entwurfsprozess gliedert sich für die Zelle in fünf Phasen, die üblicherweise vielfach durchlaufen werden.

- Pflichtenheft: Einsatzzweck, Nutzlast, Reisegeschwindigkeit, Start-/Landegeschwindigkeit, Steigleistung, Gipfelhöhe, Reichweite, Wetterbedingungen, erlaubte Flugzustände usw.
- Aerodynamik: Ermittlung der Luftkräfte und -momente für alle erlaubten Flugzustände
- statische Strukturfestigkeit: Kann die Zelle die Luftkräfte und -momente ohne Bruch für alle erlaubten Flugzustände sicher aufnehmen?
- Flugstatik- und dynamik: Schwerpunktlage bei getrimmtem Flug, aerodynamisch stabiler oder labiler Flug; sind alle Schwingungen – im wesentlichen Gierrollschwingung, Spiralsturz und schnelle Schwingung um die Querachse – ausreichend stark gedämpft? (Alles gerechnet unter der Annahme einer statischen Flugzeugstruktur.)
- Aeroelastizität: Der Entwurf ist im Hinblick auf aerodynamische Divergenz (statisch) und dynamisch auf ausreichend gedämpfte Strukturschwingungen, hervorgerufen durch eine Kopplung von mechanischen Biege- und Torsionsschwingungen mit den durch die Formveränderung wechselnden Luftkräften und -momenten, für alle erlaubten Flugzustände zu untersuchen.

Pflichtenheft

Der Inhalt des Pflichtenhefts sollte modifizierbar sein, denn manche weniger wichtige Anforderungen sind möglicherweise in einem vertretbaren Aufwand doch nicht realisierbar.

Aerodynamik

In der Aerodynamik von Flugzeugen versucht man, über strömungsgünstige Körperformen Ablösegebiete mit Rückstromwirbeln aufgrund deren hohen Widerstands möglichst zu vermeiden. Daher hat man es bis auf die Grenzschicht im Wesentlichen mit Strömungsgebieten zu tun, die potenzialtheoretisch mit schnellen numerischen Methoden mit der Randbedingung zu berechnen sind, dass auf der Körperoberfläche die Strömung tangential zur Oberfläche bzw. der Skelettfläche/-linie verläuft und an der Hinterkante der Tragflächen – und ggf. Stabilisierungsflächen – die Kutta-Bedingung eingehalten wird. Für die Berechnung der Zirkulation und damit der Luftkräfte und -momente reicht i. a. die Zerlegung der Skelettfläche in einige hundert Teilflächen aus. Programme für diese Panel- bzw. Vortex-Lattice-Methoden (VLM) sind in mathematischen Hochsprachen unter Verwendung des Biot-Savart'schen Gesetzes mit geringem Aufwand selber zu schreiben. Auch kann man FLZ-Vortex von Frank Ranis, AVL von Mark Drela, Tornado oder ähnliche Programme verwenden. Aus der berechneten Zirkulationsverteilung können dann alle Luftkräfte bis auf den Oberflächenreibungswiderstand berechnet werden.

Hilfreich ist natürlich ein Verständnis der geschlossenen Potenzialwirbel, die für den Auftrieb einer Tragfläche oder Struktur verantwortlich sind. Deren laufende Erzeugung, eigentlich eine Verlängerung des Anfahrwirbels, kostet unabhängig von der Oberflächenreibung der Strömung Leistung im Flug und ist i. a. zu minimieren (induzierter Widerstand).

Die Berechnung der Grenzschicht, die für die Viskosereibung verantwortlich ist, kann mit Integralverfahren über ein selbstgeschriebenes Programm erfolgen oder man verwendet Martin Hepperles Javafoil oder Mark Drelas Xfoil. Diese Programme liefern auch Profilpolaren für vorgegebene Tragflächenprofile und erlauben die Optimierung von Profilen für bestimmte Einsatzzwecke.

Die Berechnung des Luftwiderstands durch Oberflächenreibung ist wiederum an das Verständnis des Verhaltens der Grenzschicht geknüpft. Die lokalen Widerstandskoeffizienten hängen von der örtlichen Dicke der Grenzschicht und dem Geschwindigkeitsverlauf der umgebenden Strömung ab. Hat man ein Verständnis der Grenzschicht auf der Flieger-oberfläche, so lässt sich der Luftwiderstand numerisch aufintegrieren. Es ist zu beachten, dass die Reibung ausschließlich von viskosen Scherkräften unmittelbar an der Oberfläche aufgrund des dortigen Geschwindigkeitsgradienten herrührt. Wenn also durch geschickte Formgebung eine weitgehend laminare Grenzschichtführung mit kleinem oberflächennahem Geschwindigkeitsgradienten gelingt, wird ein sehr kleiner Luftreibungswiderstand erzielt. Allerdings ist zu beachten, dass eine laminare Strömung auf schon kleinste Oberflächenstörungen wie tote Mücken oder Regentropfen empfindlich mit Umschlag in Turbulenz reagiert.

Der Einfluss von Steuerklappen lässt sich durch VLM-Verfahren oder auch analytisch berechnen. Bereits Steuerflächen mit geringer Tiefe führen zu deutlichen Auftriebs- und Drehmomentveränderungen.

Besondere Beachtung verdient das Verhalten bei Strömungsabriss; beispielsweise durch eine Böe bei einem Langsamflug. Der Flieger ist für gutmütiges Flugverhalten so auszulegen, dass er bei Strömungsabriss durch die dadurch sich verändernden Kräfte und Momente von selbst in einen Flugzustand mit anliegender Strömung zurückkehrt. Auch sollte ein Strömungsabriss nicht zuerst im Bereich der Querruder erfolgen. Das UAV würde sonst um die Rollachse unmittelbar unsteuerbar. Da Strömungsabrisse meistens einseitig auftreten, ergäbe sich eine schnelle Rolle, bei der nicht gegengesteuert werden kann; mit ggf. anschließendem Aufschlag auf den Boden oder einem Übergang in das Trudeln.

Statische Strukturfestigkeit

Im Gewichtsbereich kleiner UAVs reicht es meistens, nur die Biege- und Torsionssteifigkeit der Tragfläche zu untersuchen und ggf. zu optimieren. Die einschlägige Theorie ist in wenigen Zeilen zu programmieren. Dies gilt auch für Schalenflügel oder D-Box (Bredt'sche Formel). Die Form ist für Steifigkeit ebenso entscheidend wie das Material. Interessant ist, dass Holz im Vergleich zu kohlenstoffverstärktem Fasermaterial (CFK) in Bezug auf Steifigkeit relativ zum Gewicht recht gut abschneidet.

Flugstatik und -dynamik

Aerodynamische Beiwerte für Kräfte und Momente liefern die VLM-Programme. Man benötigt für die Flugdynamik nunmehr noch die Flugzeugmasse und die Massenträgheitsmomente um die drei Raumachsen. Entweder

berechnet man die Eigenwerte der Systemmatrix aus den gekoppelten Diffentialgleichungen für den Flug (drei für die translatorische Bewegung, drei für die Rotation) mit einem mathematischen Hochsprachenprogramm aus und ermittelt daraus die Dämpfung der verschiedenen Schwingungsmodi im Flug. Man kann auch AVL verwenden, das diese Ergebnisse ebenfalls ohne eigenen Programmieraufwand liefert.

Aeroelastizität

Eine Verbiegung oder Torsion führt zu Änderungen der aerodynamischen Kräfte und Momente, die wiederum zu einer Änderung der Verbiegung oder Torsion führen usw. Es werden bei hohen Geschwindigkeiten Strukturschwingungen angefacht. Die theoretische Bearbeitung dieses Themas ist auch im Großflugzeugbau noch nicht so weit gelöst, dass auf die Untersuchung von aerodynamisch angefachten Strukturschwingungen bei speziellen Testflügen mit Prototypen verzichtet werden kann.

Das Steifigkeits- zu Masseverhältnis ist bei kleinen UAVs meistens derart, dass nur bei extremem Leichtbau oder/und sehr großer Tragflächenstreckung in Verbindung mit hoher Fluggeschwindigkeit aeroelastische Untersuchungen angestellt werden müssen. Für eine solche Analyse bietet sich die Erweiterung von Vortex-Lattice-Programmen in der Hinsicht an, dass die Panels der Skelettfläche eins zu eins in ein FEM-Programm, ein Modell des Tragflügels aus entsprechenden steifen Platten, die mit Federn gekoppelt sind, abgebildet werden können. Ein solches FEM-Modell ist sinnvollerweise im Matlab o. ä. zu programmieren, wobei sich die Eigenmoden über Invertierung der Systemmatrix ermitteln lassen. Die durch die Verformung veränderten Kräfte und Momente lassen sich wiederum nun über das VLM-Programm ermitteln. So kann man die Dämpfung von Biege- und Torsionsschwingungen berechnen.

Leider nimmt dieser Weg eine stationäre Strömung an – tatsächlich ist sie natürlich durch die Strukturschwingung instationär. Glücklicherweise ist es so, dass sich wegen der Ablösewirbel an der Tragflächenhinterkante bei Auftriebsveränderung ein Tiefpassverhalten der aerodynamischen Kräfte und Momente ergibt, so dass die Lösung der stationären Strömung i. a. zu einer konservativen, d. h. sichereren Lösung führt.

Üblicherweise wird jede Tragfläche oberhalb einer bestimmten Geschwindigkeit durch aeroelastische Schwingungen zerstört. Es kommt daher darauf an, dass diese Geschwindigkeitsgrenze deutlich oberhalb der erlaubten Flugzustände liegt. Da der mögliche Schaden bei einem UAV in einem solchen Fall vergleichsweise gering sein wird, kann die Aeroelastizität bei einem nicht zu großen UAV auch durchaus im Flug untersucht werden.

Eine Ausnahme bildet die aerodynamische Divergenz, die ein eigentlich statisches Phänomen ist. Die meisten Profilformen weisen ein von null verschiedenes Drehmoment in Bezug auf die Torsionsachse der Tragfläche auf, das natürlich zu einer statischen Verwindung der Tragfläche führt. Die Vorzeichen sind meistens so gerichtet, dass diese Verwindung zu einer Verstärkung des Drehmoments führt usw. Aber nur bis die Tragfläche oberhalb einer bestimmten Geschwindigkeit schlagartig abbricht. Wenn man die Torsionsteifigkeit und Drehachse der Tragfläche und das Cm0 des Profils kennt, ist diese Grenzgeschwindigkeit leicht zu berechnen. Querruderwirkungsumkehr durch Torsion kann bei verwindungsweichen Flügeln ebenfalls zu Problemen führen und ist zu untersuchen.

Steuerflächen, insbesondere Querruder, können Schwingungen anfachen. Hier lässt sich häufig Abhilfe schaffen, indem man durch Zusatzgewichte vor der Drehachse die Steuerflächen so ausbalanciert, dass ihr Schwerpunkt in der Drehachse zum Liegen kommt. Durch diese Maßnahme wird die Steuerflächenschwingung von der Tragflächenbiegeschwingung abgekoppelt.

Ausblick

Der beschriebene Entwurfsprozess wird im Institut IUAS auch für den Langstreckenflieger „Jan Mayen“ eingesetzt.

Es ist noch zu beachten, dass kleine UAVs mit wenigen Metern Spannweite in einem Reynoldszahlbereich betrieben werden, der insbesondere bei guter Oberflächenqualität kritisch in Bezug auf laminare Ablöseblasen ist. Eine gute Profilwahl und ein sorgfältiger Entwurf sind daher erforderlich, um deutliche Leistungseinbrüche durch solche Blasen zu vermeiden. Ein Nurflügelentwurf stellt insgesamt deutlich höhere Ansprüche an die Optimierung des flugdynamischen Verhaltens; hat aber üblicherweise Vorteile in Bezug auf geringsten Flugwiderstand.

! Autor dieses Artikels: Seite 107

„Jan Mayen“ – Entwicklung eines kleinen unbemannten Fluggeräts für die Langstrecke

Prof. Dr. rer. nat. Werner Schröder

Folgend werden Auslegung und Projektstand von „Jan Mayen“ erläutert – einem unbemannten Fluggerät für die Langstrecke.

In the following pages the design and project status of „Jan Mayen“ is presented – an unmanned aerial vehicle for long range applications.

Einleitung

Es mag erstaunen, dass kleine unbemannte Fluggeräte (UAV) eine sehr große Reichweite haben können. Die Oberflächenreibung ist bei kleiner Baugröße zwar relativ größer als bei Großflugzeugen, jedoch kann durch eine geeignete Formgebung z. B. in einer Ausführung als Nurflügel mit integriertem Rumpf (blended wing body) dem begegnet werden.

Das IUAS hat sich die Aufgabe gestellt, in einem, im wesentlichen von Studenten getragenen Projekt ein unbemanntes Fluggerät für die Langstrecke zu entwickeln. Ziel ist der Flug über eine Strecke von der Nordseeküste bis zur Insel Jan Mayen kurz vor Grönland und zurück, eine Flugstrecke von etwa 4200 km nonstop (Abb. 1). Als Name des UAV und des Projekts hat sich daher „Jan Mayen“ angeboten.

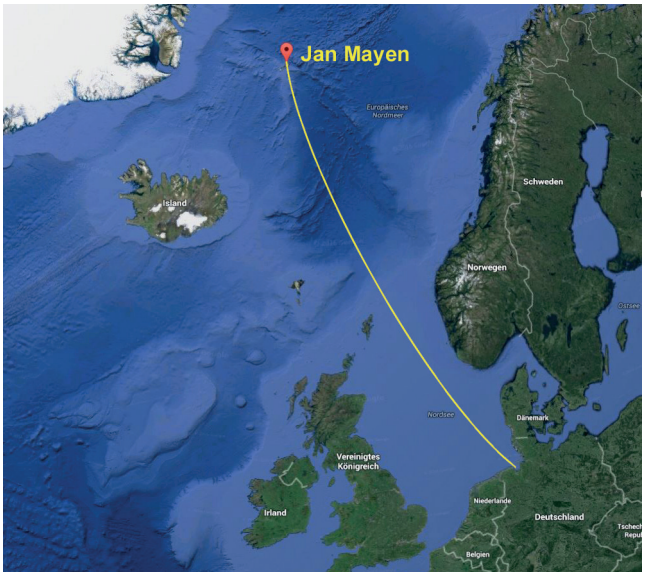

Abb. 1:
Beabsichtigte Flugstrecke Nordseeküste - Insel „Jan Mayen“ und zurück

Wesentliche Eigenschaften des Fluggeräts „Jan Mayen“

Für die Wetterverhältnisse auf dem Nordatlantik ist wegen der häufig vorkommenden Stürme eine Reisefluggeschwindigkeit von mindestens 110 km/h erforderlich. Theoretische Analysen haben gezeigt, dass mit einer Abflugmasse von etwa 10 kg das gesteckte Ziel erreicht werden kann: 6 kg Treibstoff und ca. 3,5 kg Leermasse.

Die Zelle ist ein Nurflügel mit integriertem Rumpftank mit Schwalldämpfung (Abb. 2). Als Material werden CFK-Sandwichplatten und gefrästes Styrodur mit leichter Beplankung verwendet. Teile des UAV werden zudem aus ABS beziehungsweise PLA in 3D gedruckt.

Als Motor soll ein 11 ccm Viertakter mit elektronischer Zündung Verwendung finden. Wesentlich für Zuverlässigkeit und geringem spezifischem Kraftstoffverbrauch ist die Entwicklung einer höhentauglichen Einspritzanlage, die auch gleichzeitig die Drehzahlregelung, die Kühlluftregelung sowie die Überwachung der Zylinderkopftemperatur und der Abgastemperatur übernimmt.

Für die Flugregelung wird die bewährte Helikopterflugregelung des IUAS modifiziert. Die Datenfunkverbindung wird über Satellit über das Iridiumsystem erfolgen.

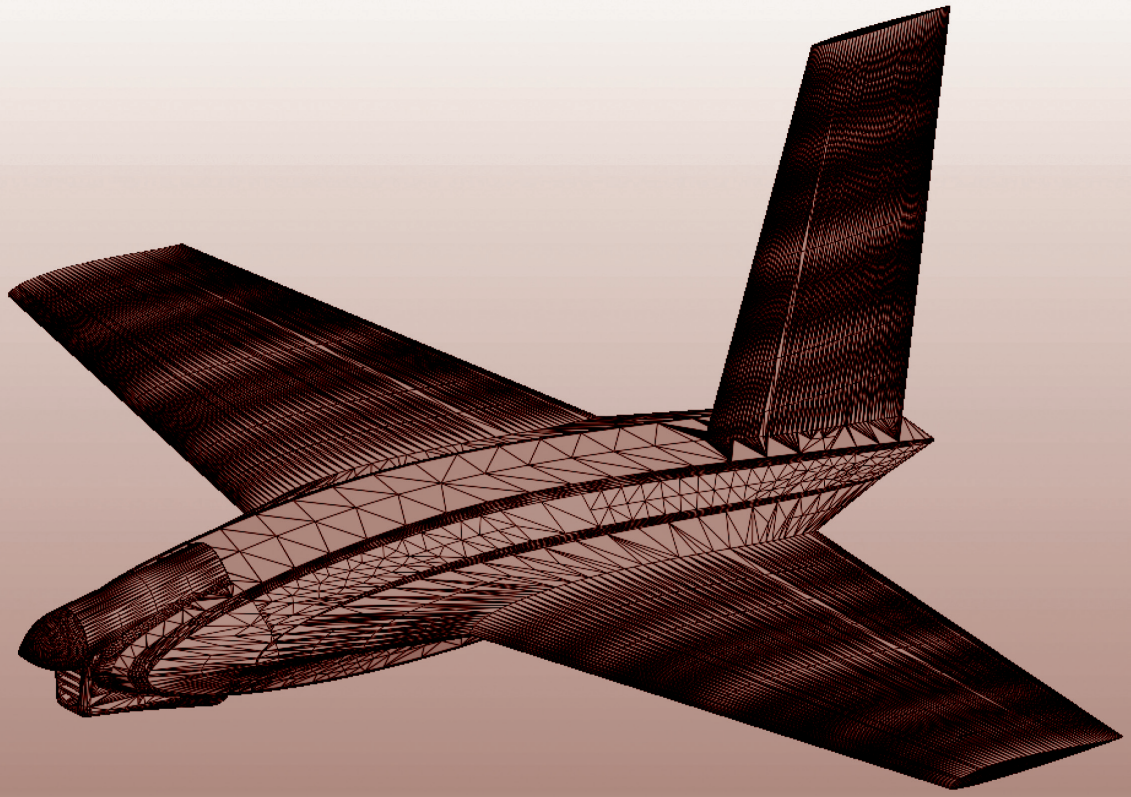

Abb. 2:
Fluggerät „Jan Mayen“ mit vorn eingebautem, hängendem 4-Takt-Einzylinder-Motor

Für die Flugplanung wird ein Softwarepaket entwickelt, das Wetterdaten des Global Forecast Systems (GFS) mit Wegpunktedaten und Charakteristika des UAV zusammenführt, sodass für eingegebene Wegpunkte und Startzeit der gesamte Flugverlauf einschließlich Treibstoffverbrauch im Voraus simuliert werden kann. So kann die optimale Flugstrecke und der optimale Startzeitpunkt, um z. B. bei Tageslicht und sichtigem Wetter von Jan Mayen Luftaufnahmen machen zu können, ermittelt werden.

Das UAV soll von einem Startwagen mit Zusatzantrieb per Handsteuerung gestartet werden und dann auf Automatik umgeschaltet werden. Die Landung soll ebenfalls per Handsteuerung „auf dem Bauch“ erfolgen, leergeflogen ist die Flächenbelastung recht gering, und es ist daher eine unproblematisch langsame Landegeschwindigkeit zu erwarten.

Stand des Projekts

Die Einspritzanlage ist im wesentlichen entwickelt, und erste Verbrauchs- und Dauerbetriebstests unter Verwendung verschiedener Propeller sind begonnen worden. Die ersten Ergebnisse entsprechen den Erwartungen. Allerdings sind noch eine Reihe von Details zu optimieren. Der Motor erweist sich als recht empfindlich auf die Betriebstemperatur, sodass er im Flug mit nur etwa einem Viertel seiner Maximalleistung belastet werden kann. Auf dem Motorteststand ist bisher keine adaptive Kühlung wie im Fluggerät selber vorgesehen, deshalb haben sich Betriebsmessungen bei geringer Belastung wegen der niedrigen Betriebstemperatur als schwierig herausgestellt.

Der aerodynamische Entwurf wurde konstruktiv umgesetzt. Mit den sich daraus ergebenden Massenträgheitsmomenten wurde die zu erwartende Flugstabilität theoretisch untersucht und optimiert. Alle gekoppelten Schwingungen, insbesondere auch die Gier-Rollschwingung, sind ausreichend gedämpft.

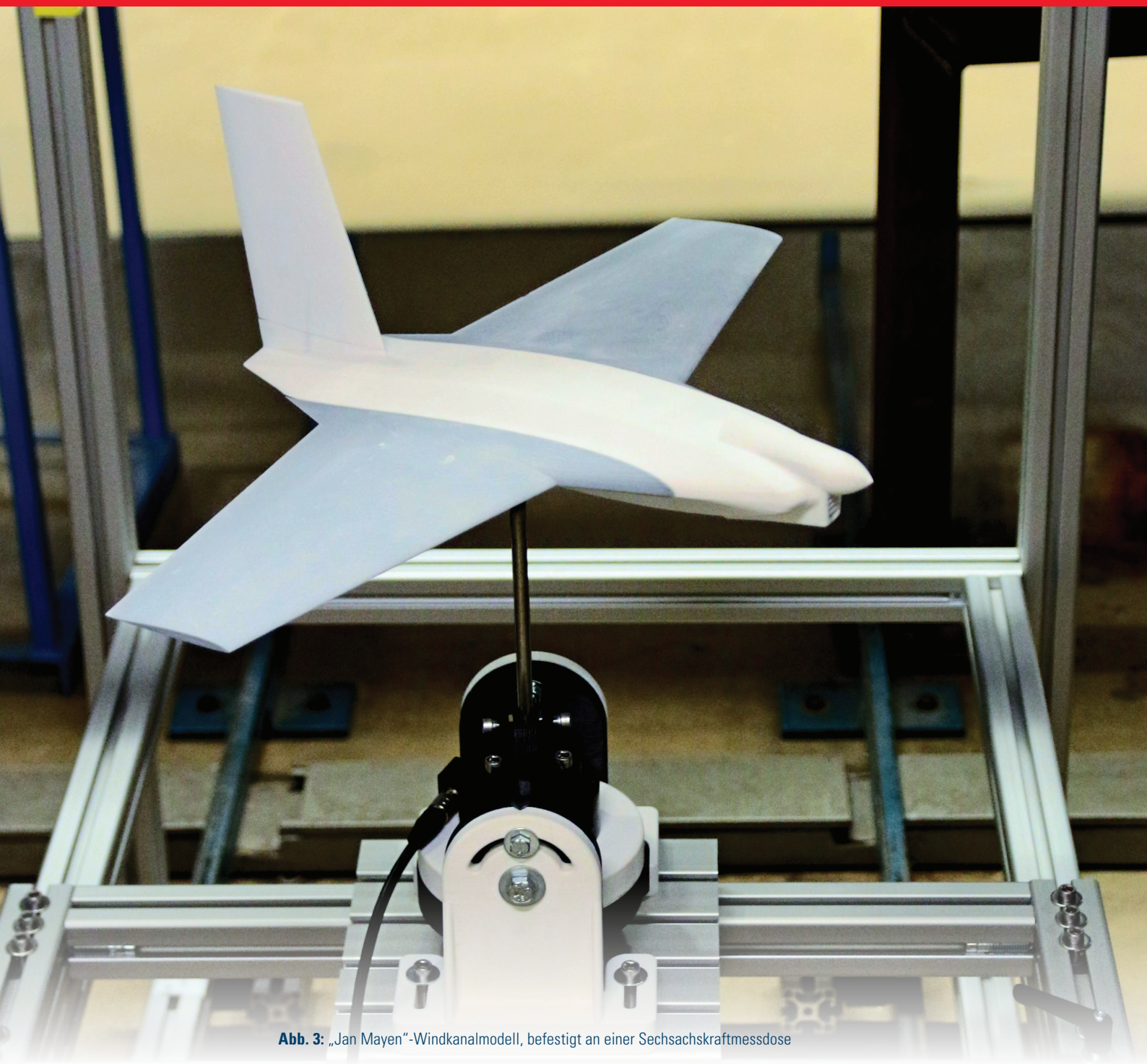

Abb. 3: „Jan Mayen"-Windkanalmodell, befestigt an einer Sechsachskraftmessdose

Zwei Modelle des Nurflügels mit unterschiedlichen Oberflächenrauigkeiten wurden im Maßstab 1:3.6 in 3D gedruckt. An diesen Modellen werden derzeit Messungen im Windkanal der Hochschule durchgeführt (Abb. 3). Der Luftwiderstand hat sich hier als etwas besser als vorausberechnet ergeben und das satellitengestützte Iridiumkommunikationssystem ist im wesentlichen programmiert und funktioniert. Die Daten werden per E-Mail mit dem Fluggerät ausgetauscht. Zudem befindet sich das erste flugfähige Modell im Aufbau, und erste Flugtests werden für Mai 2016 erwartet.

Bisher hat sich kein technisches Hindernis ergeben, das einem Langstreckenflug über 4200 km entgegenstünde; die aktuellen Schätzungen basieren auf den Motortest- und Windkanal- sowie Propellerdaten. Diese liegen bei einer Reichweite von etwa 5500 km.

AUTOR

Prof. Dr. rer. nat.
Werner Schröder
Leiter Institute for Unmanned Aerial Systems (IUAS)
w.schroeder@hs-offenburg.de