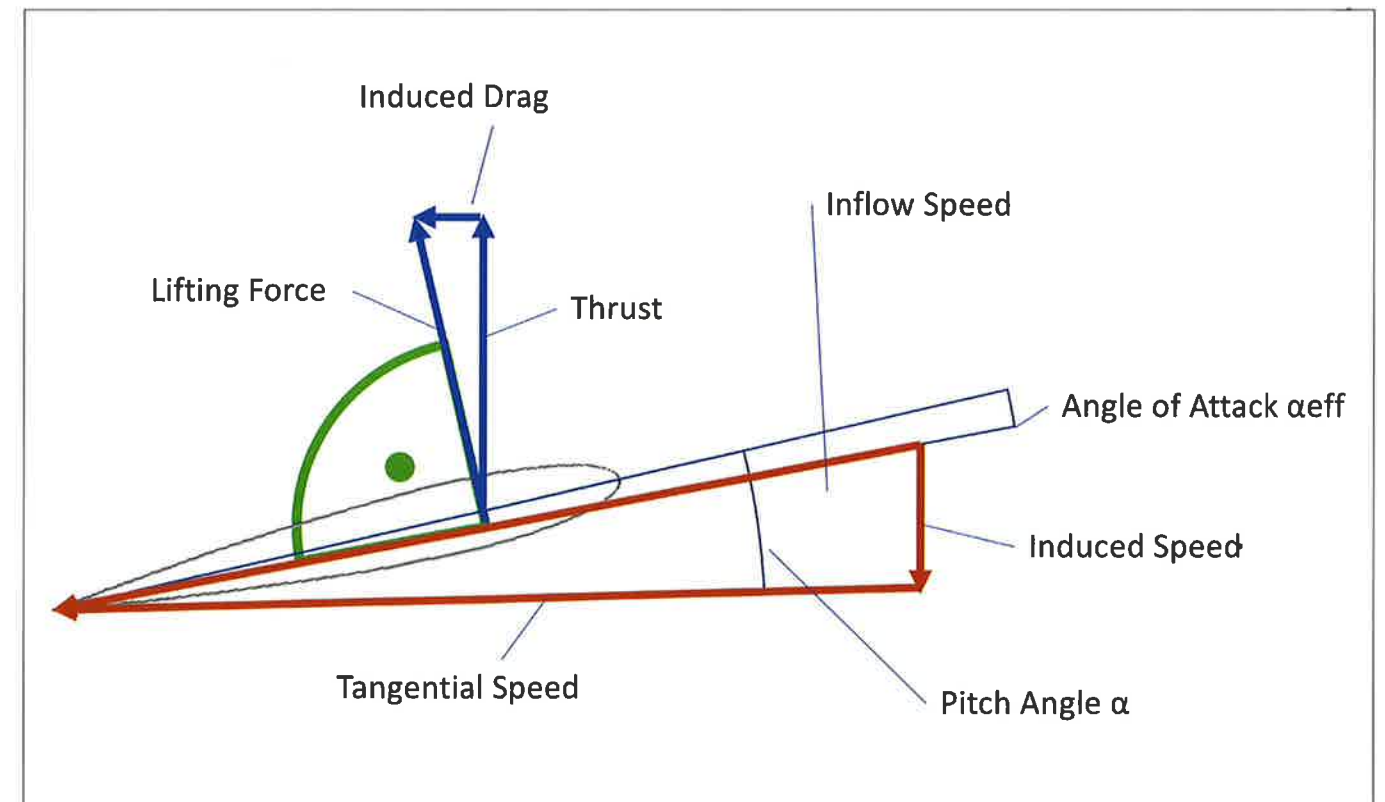


Skizze 1: Mit der Steuerung verändert der Pilot den Einstellwinkel (Pitch Angle) des Rotorblattes. Der effektive Anstellwinkel wird durch die Anströmrichtung definiert.



Skizze 2: Das Rotorblatt mit demselben Einstellwinkel, aber mit einer grösseren induzierten Geschwindigkeit. Der induzierte Widerstand wird grösser.

Technik: Der vertikale Luftstrom am Rotor und seine Phänomene Induzierte Geschwindigkeit am Rotor

Der Downwash eines Helikopters zeigt eindrücklich, wie grosse Luftmassen vom Rotor vertikal beschleunigt werden. Der geringere Leistungsbedarf im Schwebeflug im Bodeneffekt oder auch die Feststellung, dass die letzte Landung eines Fluges vor dem heimischen Hangar die schwierigste sein kann, haben mit Phänomenen rund um die vertikal zur Rotorebene fliessenden Luftmassen zu tun.

Die induzierte Geschwindigkeit am Tragflächenprofil ist für verschiedene Phänomene am Helikopterrotor verantwortlich. Die Luft wird durch die Rotorblätter, welche sich horizontal durch sie bewegen, vertikal beschleunigt. Dies führt zu einer mittleren vertikalen Geschwindigkeit in der Rotorebene. Die Geschwindigkeit nimmt unter dem Rotor kontinuierlich bis zum voll ausgebildeten Downwash auf das Doppelte zu, da sich der Luftstrom durch den Umgebungsdruck einschnürt. Wenn man mit einem Löffel flüssigen Honig aus dem Glas schöpft, kann man diesen Effekt beobachten. Lässt

man den Honig aus dem Löffel langsam aufs Brot fliessen, ist der Strahl dort, wo der Honig den Löffel verlässt, dicker, weiter unten verengt sich der Strahl. Da immer die gleiche Menge Honig fliesst, muss der Honig im dünneren Teil des Strahls schneller fliessen.

Auftriebskraft und Widerstand

Man kann die mittlere induzierte Geschwindigkeit am Rotor relativ einfach berechnen. Wichtiger ist jedoch ihre quantitative Interpretation, um gewisse Verhalten des Helikopters zu verstehen. Zusammen mit der tangentialen Geschwindigkeit (Tangential Speed) des Rotorblattes bildet die induzierte Geschwindigkeit (Induced Speed) ein Dreieck, dessen dritte Seite die tatsächliche Anströmgeschwindigkeit (Inflow Speed) und Anströmrichtung des Rotorprofils ergibt. Dies ist in Skizze 1 dargestellt. Währendem der Pilot mit den Steuern den Einstellwinkel (Pitch Angle) des Rotorblattes ansteuert, definiert die Anströmrichtung den effektiven Anstellwinkel (Angle of Attack) des Rotorblattes.

Den Anstellwinkel kann man zwischen der effektiven Anströmrichtung und der Profilsehne ablesen (Skizze 1). Aus dem Anstellwinkel ergibt sich auch die Richtung der Auftriebskraft (Lifting Force) des Rotorblattes – sie steht senkrecht zur Anströmrichtung. Wenn man diese Kraft in ihre senkrechte Komponente und ihre horizontale Komponente zerlegt, erhält man zwei Kräfte, den eigentlichen Schub (Thrust) des Rotors senkrecht und die horizontale Komponente, welche entgegen der Rotorantriebskraft wirkt und somit einen Widerstand darstellt. Da er durch die induzierte Geschwindigkeit gebildet wird, heisst er induzierter Widerstand (Induced Drag).

Einfluss des Bodeneffekts

In der Skizze 2 ist das Blatt mit demselben Einstellwinkel dargestellt, aber mit einer grösseren induzierten Geschwindigkeit. Der effektive Anströmwinkel des Rotorblattes ist kleiner. Um denselben Schub zu erzeugen, ist der induzierte Widerstand grösser – entsprechend muss die Antriebsleistung grösser sein.

Im normalen Flug kann man die induzierte Geschwindigkeit nicht beeinflussen. Die Rotorblätter bewegen die benötigte Masse Luft, dies ergibt eine vertikale Durchströmung der Rotorebene und die Turbine regelt die Leistung nach, um die Rotordrehzahl zu halten. Wann beeinflussen wir denn die vertikale Durchströmung? Am augenscheinlichsten beim Schweben im Bodeneffekt. Im Flight Manual gibt es zwei Diagramme, um die Schwebefugleistung des Helikopters zu beurteilen. Eines bezieht sich auf das Schweben im Ground Effect (IGE) das andere auf das Schweben ausserhalb des Ground Effect (OGE).

Die Leistungsfähigkeit des Helikopters IGE ist immer höher. Dies, weil sich die vom Rotor bewegte Luftsäule umso besser am Boden abstützt, je näher sich der Helikopter während des Schwebefluges über dem Boden befindet. Die Luft wird abgebremst, die induzierte Geschwindigkeit durch die Rotorebene ist kleiner. Somit sinkt der induzierte Widerstand und der Helikopter kann mit weniger Leistung schweben. Um den Bodeneffekt als Pilot auszunutzen ist es daher wichtig, dass man eine genügend grosse horizontale Fläche zum Schweben hat und nahe beim Boden schwebt. Auf einem Grat oder einer Plattform, welche nur knapp die Kufen umfasst, ist der Bodeneffekt kleiner oder nicht mehr vorhanden.

Hindernisse bringen Unruhe

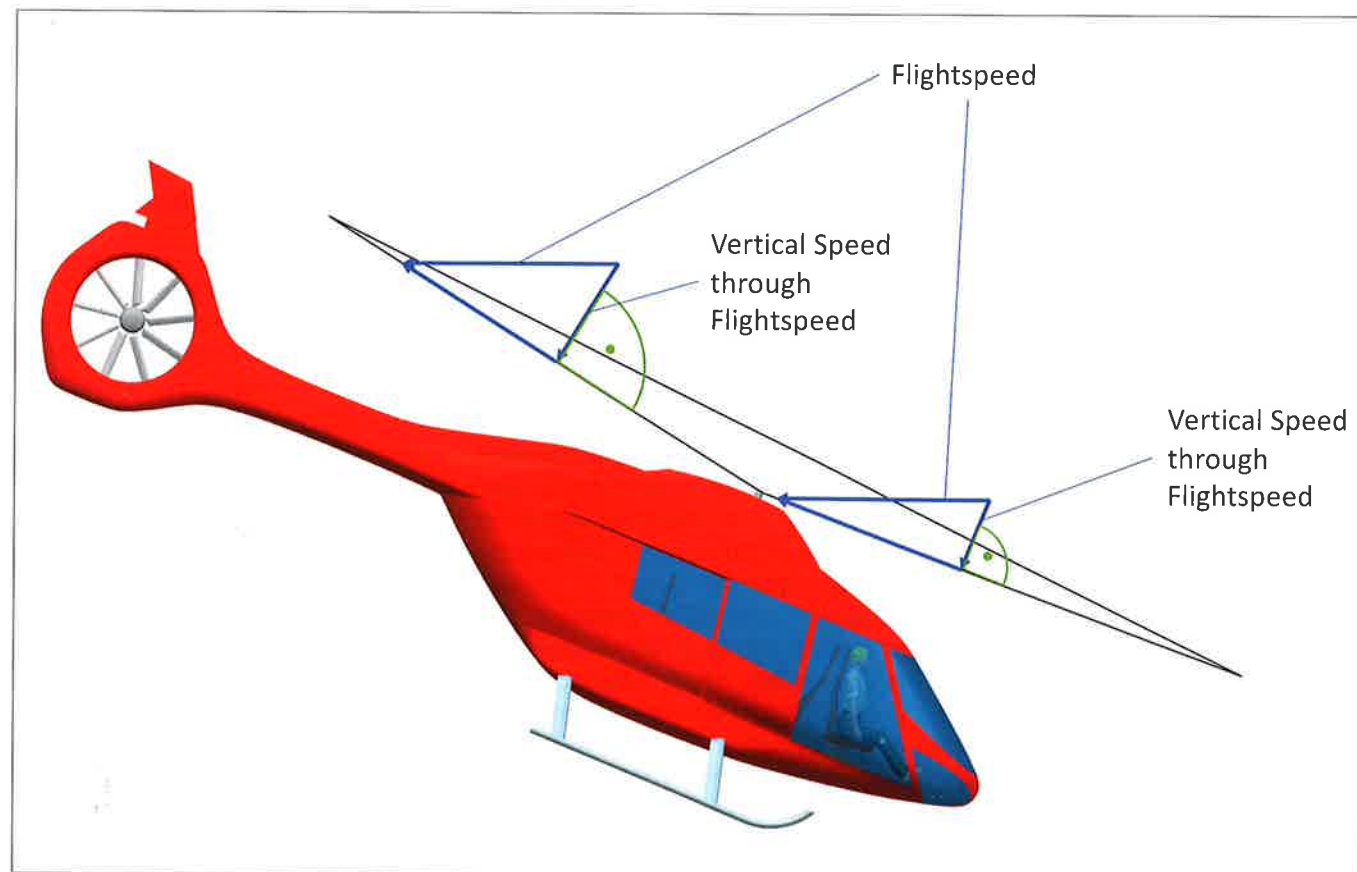
Wenn man in der Nähe eines Hindernisses schwebt, zum Beispiel vor einem Hangar, wird der Helikopter plötzlich unruhig. Auch hier beeinflusst die Umgebung die vertikale Durchströmung des Rotors. Sobald die Strömung, welche entlang des Hangartores nach oben steigt, wieder nach unten angesaugt wird, saugt der Rotor keine ruhende Luft mehr an, sondern die Luft hat bereits eine gewisse Geschwindigkeit. Die senkrechte Durchströmungsgeschwindigkeit steigt dadurch an – das sich näher am Hangar befindende Blatt sieht einen kleineren effektiven Anströmwinkel und es beginnt nach unten zu schlagen. Wie bei einem Steuerimpuls des Piloten erreicht das Blatt 90 Grad später seine tiefste Stellung. Die Rotorebene neigt sich in diese Richtung, der Helikopter folgt nach, respektive der Pilot korrigiert die Bewegung, welche sich in Richtung der Hangarfront ergibt. Da alle Steuerelemente gekoppelt sind und eventuell noch Windturbulenzen hinzukommen, braucht es jetzt nicht nur einen zyklischen Ausschlag, sondern etwas Heck, etwas Kollektiv, noch etwas zyklischen Ausschlag und so weiter – für den Piloten fühlt sich der Helikopter unruhig an. Die schwierigste Landung ist immer jene am Ende des Fluges vor dem Hangar.

Phänomen Übergangsauftrieb

Wenn man mit dem Helikopter zügig aus dem Schwebeflug herausbeschleunigt, fühlt man einen weiteren Effekt der grösseren senkrechten Durchströmung nur auf einem Teil der Blattebene. Durch die zügige Beschleunigung neigt man die Rotorebene vorwärts, der Helikopter folgt nach, auf die Blätter wirkt jetzt nicht nur die Geschwindigkeit der angesaugten Luft, sondern auch noch eine Komponente der Vorwärtsgeschwindigkeit. So weit, so gut. Der effektive Anstellwinkel sinkt ein wenig auf der ganzen Rotorebene, man erhöht den Kollektivhebel ein wenig bis der Übergangsauftrieb einsetzt oder führt das Manöver so sanft durch, dass der Übergangsauftrieb einsetzt, bevor man Kollektiv ziehen muss. Eigentlich kein Problem. Der Übergangsauftrieb setzt ein, weil der Rotor ab einer gewissen Geschwindigkeit immer mehr aus ruhender Luft ansaugt und sich somit – neben wohl vielen anderen Effekten – die induzierte Geschwindigkeit verringert, der effektive Anstellwinkel steigt, der induzierte Widerstand sinkt und somit mehr Auftrieb bei gleichem Einstellwinkel des Rotors generiert wird. Aber warum sollte bei zügigem Wegstarten ein asymmetrischer Effekt einsetzen, einmal abgesehen von der asymmetrischen Anströmung des vorlaufenden und rücklaufenden Blattes?



Der Downwash eines Helikopters zeigt eindrücklich, wie grosse Luftmassen vom Rotor vertikal beschleunigt werden, was im Winter besonders gut zum Ausdruck kommt.



Skizze 3: Durch die Schrägstellung des Rotors sieht das hintere Rotorblatt eine grössere horizontale Geschwindigkeitskomponente als das vordere.

Asymmetrie beim Abflug

Ein asymmetrischer Effekt ist erst erkennbar, wenn man den Konuswinkel der Rotorblätter in die Betrachtung miteinbezieht (Skizze 3). Wenn man den Rotor mit dem Konuswinkel von der Seite betrachtet, dann sieht man, dass das hintere Blatt durch die Schrägstellung des Rotors eine grössere horizontale Geschwindigkeitskomponente sieht als das vordere Blatt. Das hintere Blatt hat eine höhere senkrecht zum Blatt wirkende Durchströmung und beginnt nach unten zu schlagen, das vordere beginnt nach oben zu schlagen. Der Effekt tritt wie beim Steuerausschlag erst 90 Grad später ein. Das hintere Blatt erreicht seinen tiefsten Punkt auf der Seite, wenn es nach vorne läuft, das hintere Blatt seinen höchsten Punkt auf der Seite, wenn es nach hinten läuft. Der Helikopter beginnt auf die Seite des vorlaufenden Blattes zu kippen, respektive eine Kurve zu fliegen. Der Pilot muss mit der zyklischen Steuerung auf die Seite des rücklaufenden Blattes korrigieren. Der Effekt ist vom Konuswinkel abhängig.

Helikopter mit relativ leichten Blättern und tiefen Rotordrehzahlen dürften vom Effekt stärker betroffen sein, ebenso Helikopter mit grosser Flächenbelastung. Kleinere Drehzahl oder Blattgewichte und somit kleinere Zentrifugalkräfte an den Blättern und / oder höhere Rotor-

kreisflächenbelastungen erhöhen den Konuswinkel des Rotors.

Fein statt sportlich-spektakulär

Wenn man beginnt Helikopter zu fliegen, wird man angewiesen, das Abflugmanöver vorsichtig und fein auszuführen. So gelingt das Manöver mit wenig Leistung, der Helikopter steht nicht schon fast auf dem Kopf, falls der Motor abstellen sollte und man hat genügend Zeit rauszuschauen, um den Effekt des seitlichen Rollens auszugleichen. Dadurch, dass man im besten Falle mit der Schwebeflugleistung abfliegt, erzeugt man auch einen kleineren Konuswinkel, als wenn man den Helikopter sportlich und spektakulär auf den Kopf stellt und dem Rotor eine viel grössere Schubkraft und somit einen grösseren Konuswinkel abfordert. Nach einigen Stunden Flugpraxis ist es wie mit so vielen Kopplungen und Unzulänglichkeiten im Verhalten des Helikopters: Die Korrektur geht in Fleisch und Blut über und man kompensiert sie als Pilot automatisch. Vermutlich kompensieren Helikopter mit einem SAS (Stability Augmentation System) das Verhalten komplett oder zu einem rechten Teil. Moderne Kreisel erkennen die Lageänderung sofort und das SAS beginnt mit der zyklischen Steuerung gegenzusteuern, ohne dass der Pilot davon etwas merkt.

Text Martin Stucki

Foto: Eugen Bürgler

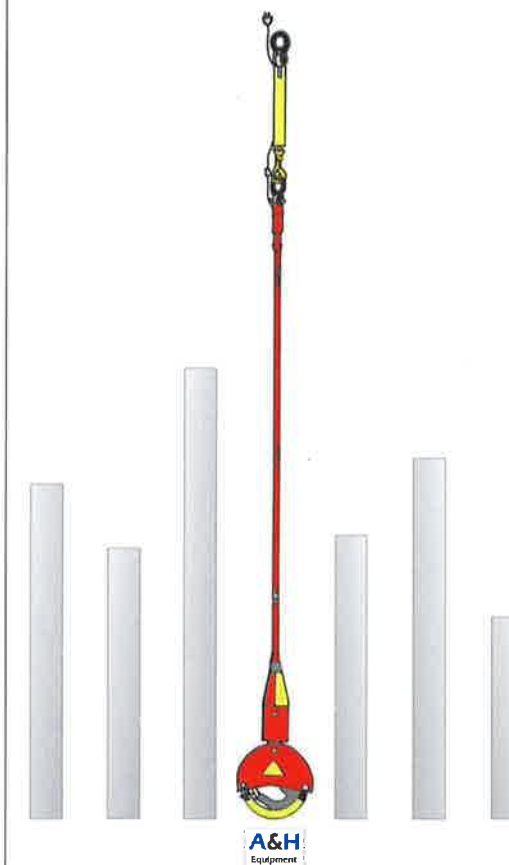


Bei modernen Helikoptern wie diesem AW139 kompensieren SAS-Systeme (Stability Augmentation System) Asymmetrien beim Abflug.

Les systèmes SAS (Stability Augmentation System) compensent les asymétries lors du décollage des hélicoptères modernes – ici un AW139.

AIRWORK
& Heliseilerei GmbH

Short- und LongLines



www.air-work.com

Qualifizierte Sicherheit



EG MRL 2006/42/EG VO (EU) 2016/425 PSA EASA CS-27.865, CS-29.865 EASA ED D 2014/018/R Part-SPO

More benefit than you might think possible!