

Dieter Scholz

Comparing Aircraft Wake Turbulence with Induced Power Calculations

Aircraft produce wake turbulence or wake vortex turbulence. The whole topic is covered with many scientific articles. Depending on their vortex strength, aircraft are put in categories. The criteria for the categories vary. ICAO goes by aircraft mass and lists aircraft by category. EUROCONTROL goes by aircraft mass and wing span and also lists aircraft by category. Flight mechanics on the topic can be quite simple. The vortex strength can be calculated with what can be called "induced power" (see details on next page). A small systematic literature review on the term is performed, but not much was found. A number of aircraft were selected that are sufficiently different in maximum take-off mass, wing span and other characteristics. Included in this list are also aircraft that are known to have special characteristics like B757 and A380. The relevant parameters for these aircraft are determined: maximum landing mass, wing span, approach speed, and estimated Oswald factor. Then the calculated "induced Power" is compared with official categories from ICAO, FAA, and EUROCONTROL. Conclusions are drawn.

This is an abstract answering the Call for Papers for the German Aerospace Conference 2022.

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Hamburg University of Applied Sciences
Department of Automotive and Aeronautical Engineering
Aircraft Design and Systems Group (AERO)
<http://www.ProfScholz.de>
info@ProfScholz.de

Die Leistung, die ein Flugzeug ständig in seine Wirbelschleppe einbringt (P_{wake}), wird primär durch die Masse des Flugzeugs bestimmt. Das ergibt sich elementar aus der Flugphysik

P_{wake} ist die induzierte Leistung, P_i und ergibt sich aus dem induzierten Widerstand (dem Widerstand durch Auftrieb, D_i) und der Flugeschwindigkeit, V .

$$(1) \quad P_{wake} = P_i = D_i V \quad .$$

Mit aus Vorlesungen bekannten einfachen Gleichungen, üblicher Notation in englischer Schreibweise (L : Lift oder Auftrieb, D : Drag oder Widerstand):

$$(2) \quad D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{Di} S \quad ,$$

$$(3) \quad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad ,$$

$$(4) \quad mg = L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad .$$

Nun wird (4) aufgelöst nach C_L , eingesetzt in (3) eingesetzt in (2) eingesetzt in (1) und ergibt

$$(5) \quad P_{wake} = \frac{2g^2}{\pi} \frac{m/S}{Ae} \frac{m}{\rho V} = \frac{2g^2}{\pi} \frac{1}{b^2 e} \frac{m^2}{\rho V} \quad .$$

- Der erste Faktor zeigt Konstanten (Erdbeschleunigung, g).
- Der zweite Faktor beinhaltet Parameter, die im Flugzeugentwurf gewählt werden: die Flächenbelastung, m/S (nahezu konstant), Flugzeuggeometrie (die Streckung, $A = b^2/S$ aus Flügelspannweite, b und Flügelfläche, S) und Oswaldfaktor, e , der z. B. durch die Verwendung von Winglets erhöht werden kann.
- Der dritte Faktor steht für die Größe des Flugzeugs mit der Masse m und für Parameter, die aus dem Flugbetrieb weitgehend vorgegeben sind: Luftdichte, ρ (Flugplatzhöhe) und Anfluggeschwindigkeit, V gemäß [ICAO](#) oder [FAA](#).
- Die zweite Darstellung erhält man durch Einsetzen von $A = b^2/S$. Jetzt fällt die Flügelfläche, S heraus aus der Betrachtung und es bleibt als Parameter die Flügelspannweite, b . Die Flügelspannweite ist durch Platzbegrenzungen an den Flughäfen für alle Flugzeuge nach [ICAO](#) oder [FAA](#) begrenzt. Im Fall des A380 ist die Flügelspannweite auf 80 m begrenzt. **Bei konstanter Spannweite wächst die Leistung in der Wirbelschleppe dann mit dem Quadrat der Flugzeugmasse, m .**