Um für η einen brauchbaren Mittelwert einzusetzen, nehmen wir an, daß die Schraube etwa 3 m Durchmesser hat, also

$$\frac{\gamma}{\gamma_0}\frac{N}{F_S} \text{ ungefähr} = 40 \text{ PS/m}^2$$

wird; da man auf eine Geschwindigkeit von etwa 60 m/s rechnen muß, folgt nach Abb. 192 ein theoretischer Wirkungsgrad von 95 vH. Nach den in § 7 auseinandergesetzten Erfahrungen können wir $\eta = 0{,}67$ in unsere Rechnungen einsetzen. Wir sind nun imstande, die Horizontalgeschwindigkeit in jeder Höhe zu berechnen: In jeder Höhe ist die normale Luftdichte und nach Abb. 205 ν gegeben. Nach (23) ist dort mit unseren Zahlenwerten:

$$\frac{c_a^3}{c_w^2} = \frac{14{,}9}{\gamma\nu^2}.$$

Aus dieser Größe folgt c_a nach Abb. 210, und daraus schließlich

$$v = \frac{31{,}3}{\sqrt{\gamma c_a}}.$$

Tabelle 14.

Geschwindigkeit im Horizontalflug.

Höhe z	γ	ν	$\frac{c_a^3}{c_w^2}$	c_a	v	
m	kg/m³				m/s	km/h
0	1,25	1,0	11,9	0,25	56	202
1000	1,13	1,0	13,2	0,26	58	209
2000	1,01	1,0	14,7	0,27	60	216
3000	0,91	0,96	17,8	0,29	61	220
4000	0,82	0,84	25,8	0,35	58	209
5000	0,73	0,73	38,3	0,44	55	198
6000	0,65	0,64	56,0	0,66	48	173

Die Horizontalgeschwindigkeit hängt also in den niedrigen Luftschichten sehr wenig von der Höhe ab; sie erreicht ein sehr flaches Maximum bei etwa 3000 m. Solange die Motorleistung nicht nachläßt, also $\nu = 1{,}0$ gesetzt werden kann, wird nach (23), wenn wieder die Änderung von c_w vernachlässigt wird,

$$c_a \sim \gamma^{-\frac{1}{3}}$$

somit

$$v \sim (\gamma\, c_a)^{-\frac{1}{2}} \sim \gamma^{-\frac{1}{3}},$$

also nimmt die Geschwindigkeit langsam zu, wenn die Luftdichte sinkt. Wäre die Motorleistung proportional der Luftdichte, also

$$\nu \sim \gamma,$$

so würde $c_a \sim \gamma^{-1}$ und v unabhängig von der Höhe. Da in höheren Schichten die Motorleistung stärker nachläßt, muß die Geschwindigkeit abnehmen.

Ferner ist bemerkenswert, daß v in geringen Höhen auch vom Flugzeuggewicht unabhängig wird; der Nachteil des größeren c_a-Wertes bei wachsendem Gewicht wird in dieser Hinsicht durch das Wachsen der Flächenbelastung genau aufgewogen. Nach (23) wird $c_a \sim G$ und nach (24) v konstant. Wenn man nur die Geschwindigkeitsleistung im Auge hat, braucht man also auf Gewichtsersparnis gar keinen allzugroßen Wert zu legen; man kann mit erhöhter Nutzlast gerade so schnell fliegen, wie mit normaler. Der Einfluß des Gewichtes wird erst ganz wesentlich, wenn es auch auf die Steigleistung ankommt.

Die Gipfelhöhe läßt sich nach (23) berechnen, wenn für $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ das aus Abb. 206 folgende Maximum 60,5 eingesetzt wird. Dann ist

$$\gamma v^2 = 0{,}246 \text{ und nach Abb. 206 } z_g = 6200 \text{ m.}$$

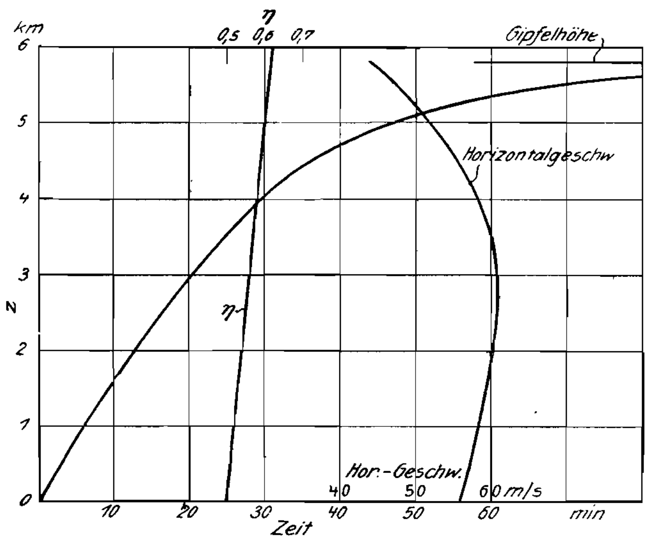

Abb. 211. Beispiel: Schnelles Flugzeug.

In der Gipfelhöhe wird $c_a = 0{,}80$, $\gamma = 0{,}64$ kg/m³ und daher $v = 44$ m/s. Bei dieser Rechnung ist nun nicht darauf Rücksicht genommen, daß η bei dieser kleinen Geschwindigkeit nicht mehr seinen vollen Wert haben kann; denn in Rücksicht auf die Bestimmung unseres Flugzeugs wird man die Luftschraube so auswählen, daß sie bei der normalen Drehzahl 1400 U/min und bei der Geschwindigkeit von 60 m/s, also bei einem Fortschrittsgrad $\lambda = 0{,}3$ den besten Wirkungsgrad aufweist. In der Gipfelhöhe ist die Geschwindigkeit geringer, dafür aber auch die Drehzahl des Motors kleiner, somit der Fortschrittsgrad nicht ebensoviel vermindert wie die Geschwindigkeit des Flugzeugs; immerhin mag λ auf 0,24 gesunken sein. Die Kurven der Abb. 189 zeigen, daß in diesem Fall auch bei flachem Maximum von η in Abhängigkeit von v mit einer Verminderung von η um 5 vH gerechnet werden muß. Die Gipfelhöhe wird daher zum Werte

$$\gamma v^2 = 0{,}286$$

gehören und nur 5800 m betragen.

Bei Berechnung der Steigleistung muß man den Schraubenwirkungsgrad noch geringer einsetzen; denn bei bester Ausnutzung der Flügel zum Steigen wird in allen Höhen der Wert von c_a, zu welchem das Maximum von $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ gehört, beibehalten; daher ist der Staudruck in allen Höhen derselbe, die Geschwindigkeit in niedrigen Höhen kleiner; am Boden ist die Fluggeschwindigkeit im Steigen

$$v = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \frac{G}{Fc_a}} = 31 \text{ m/s}.$$

Somit sinkt λ auf 0,15. Bei solchen Fortschrittsgraden, welche nur die Hälfte des Wertes betragen, welcher zum Maximum von η gehört, ist η um etwa 20 vH gesunken. Daher steigt man immer in niedrigen Höhen, und in unserem Fall wohl auch bis in die Nähe der Gipfelhöhe, besser mit kleinerem c_a, also mit größerer Fluggeschwindigkeit. Bei Berechnung der Steigzeiten kann man darüber verschiedene Annahmen machen; wir wollen den Maximalwert von $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ zugrunde legen, aber dazu kein konstantes η verwenden, sondern η am Boden mit 0,50 veranschlagen und es bis zur Gipfelhöhe auf 0,62 wachsen lassen.

Die Steiggeschwindigkeit folgt aus (21) mit unseren Zahlenwerten zu

$$w = 12{,}1\, \eta\, \nu - 4{,}03 \cdot \frac{1}{\sqrt{\gamma}}.$$

Tabelle 15.

Höhenstufe	Mittleres γ	ν	η	$12{,}1\,\eta\,\nu$	$\frac{4{,}03}{\sqrt{\gamma}}$	w	Steigzeit für die Höhenstufe	Gesamte Steigzeit
km	kg/m³	—	—	m/s	m/s	m/s	min	min
0÷1	1,18	1,00	0,51	6,2	3,7	2,5	6,7	6,7
1÷2	1,07	1,00	0,53	6,4	3,9	2,5	6,7	13,4
2÷3	0,96	0,98	0,55	6,5	4,1	2,4	7,0	20,4
3÷4	0,86	0,90	0,57	6,2	4,3	1,9	8,8	29,2
4÷5	0,77	0,78	0,59	5,6	4,6	1,0	16,7	46
5÷5,5	0,71	0,71	0,61	5,2	4,8	0,4	21	67

Dieser Anstieg ist nicht der günstigste; jeder Anstieg, besonders bei einem nicht für gutes Steigen gebautem Flugzeug, ist ein Kompromiß zwischen Luftschraube und Flugzeug. Den richtigen Kompromiß zu schließen, ist die Kunst des erfahrenen Fliegers; diese Feinheiten durch verschiedene Wahl von c_a und η rechnerisch zu verfolgen, hat nicht viel Interesse.

Will man die Steigleistung eines solchen schnellen Flugzeugs verbessern, so kann das durch allerhand Maßnahmen geschehen, die aber meist ein Opfer an Geschwindigkeit zur Folge haben; am wenigsten eingreifend ist wohl Verminderung des induzierten Widerstandes oder Auswahl eines anderen Profils mit etwas größeren Widerstandswerten, welches dafür größere $\frac{c_a^3}{c_w^2}$-Werte aufweist; durchgreifender wirken Auswahl einer anderen Luftschraube, deren Maximum bei kleineren Fortschrittsgraden liegt (kleinere Steigung), und Vergrößerung der Flügelfläche.