

Erteilt auf Grund des Ersten Überleitungsgesetzes vom 8. Juli 1949

(WjGBl. S. 175)

BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND



AUSGEGEBEN AM
1. SEPTEMBER 1955

DEUTSCHES PATENTAMT

PATENTCHRIFT

№ 932 410

KLASSE 62b GRUPPE 301

I 5040 XI/62b

Dr.-Ing. Heinrich Hertel, Berre Aix (Frankreich),
Dipl.-Ing. Otto Frenzel, Dessau und Werner Hempel, Dessau-Ziebigk
sind als Erfinder genannt worden

Junkers Flugzeug- und Motorenwerke AG., Dessau

Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen,
auch von solchen mit außerhalb des Flugzeugumrisses liegenden
Verdrängungskörpern

Patentiert im Gebiet der Bundesrepublik Deutschland vom 21. März 1944 an
Der Zeitraum vom 8. Mai 1945 bis einschließlich 7. Mai 1950 wird auf die Patentdauer nicht angerechnet
(Ges. v. 15. 7. 1951)

Patentanmeldung bekanntgemacht am 3. März 1955

Patenterteilung bekanntgemacht am 4. August 1955

Die bisher üblichen Flugzeugbauformen weisen eine Verteilung ihrer an der Luftverdrängung beteiligten Querschnitte auf, die, über die Flugzeuglängsachse betrachtet, einen mehrfachen Wechsel von einer Zunahme zu einer Abnahme der quer zur Flugrichtung gelegenen Verdrängungsquerschnitte ergibt. Trägt man die in gemeinsamen Flugzeugquerebenen gelegenen Verdrängungsquerschnitte des Flugzeuges und etwaiger an dessen Außenseite befindlicher Verdrängungskörper, wie Abwurflasten, Motor- und Fahrgestellverkleidungen od. dgl., in einer graphischen Darstellung über der Flugzeuglängsachse auf, so ergibt sich, daß die hierdurch gebildete Kurve einen Verlauf aufweist, der vom Wert Null am Rumpfbug bis zu den

Motorvorbauten an den Tragflügeln zunächst einigermaßen gleichmäßig zunimmt, dann aber infolge der sich summierenden Verdrängungsquerschnitte der Motorvorbauten, des Rumpfes, und des Tragflügels mit den Motorraum- und Fahrgestellverkleidungen und etwaigen sonstigen Ausbauten plötzlich ansteigt, um dann mehr oder weniger gleichmäßig wieder abzunehmen und am hinteren Flugzeugteil, an dem sich das Leitwerk befindet, abermals auf einen größeren Wert anzusteigen und am Flugzeugende jäh auf einen Wert Null abzufallen.

Bei Flugzeugen mit einer solcherart plötzlichen und mehrfachen Zu- und Abnahme der Verdrängungsquerschnitte ergibt sich bei einer Steige-

rung der Fluggeschwindigkeit, bezogen auf die
 Geschwindigkeitszunahme, ein unverhältniger An-
 stieg des Flugwiderstandes, wenn die Fluggeschwin-
 digkeit sich der Schallgeschwindigkeit nähert. In
 5 diesem Geschwindigkeitsbereich entstehen bei den
 bisherigen Flugzeugbauformen örtliche Strömungs-
 geschwindigkeiten, welche vorzeitig die Schall-
 geschwindigkeit erreichen oder überschreiten. Man
 hat versucht, solche örtlichen Übergeschwindig-
 10 keiten zu vermeiden, indem man an den Stellen des
 Flugzeuges, an denen sich diese Übergeschwindig-
 keiten einstellen, einen strömungstechnisch günsti-
 geren Begrenzungsverlauf wählt. Durch diese ört-
 lichen Maßnahmen ist es jedoch nur beschränkt
 15 gelungen, die Fluggeschwindigkeit bis zum Ein-
 treten des erwähnten unverhältnigen Widerstands-
 anstieges zu steigern.

Durch die Erfindung wird die Möglichkeit ge-
 schaffen, die Fluggeschwindigkeit über das bisher
 20 erreichte Maß zu steigern, bevor ein unverhältniger
 Anstieg des Flugwiderstandes einsetzt. Zu diesem
 Zwecke werden hinausgehend über Maßnahmen zur
 Verbesserung der örtlichen Strömungsform von
 25 Teilen der Flugzeugoberfläche Flugzeugbauformen
 gewählt, bei denen sowohl eine sprunghafte Zu-
 oder Abnahme als auch ein mehrfacher Wechsel
 von Zu- und Abnahme der Summe der in gemein-
 samen und hintereinanderliegenden Flugzeugquer-
 30 ebenen gelegenen Verdrängungsquerschnitte ver-
 mieden ist. Für eine ideale Bauform von Flug-
 zeugen gemäß der Erfindung würde bei der
 graphischen Auftragung der Summe ihrer quer zur
 Flugrichtung — oder näherungsweise quer zur
 35 Flugzeuglängsachse — gelegenen und an der Luft-
 verdrängung im Fluge beteiligten Querschnitte über
 der Flugzeuglängsachse sich ein Kurvenverlauf er-
 geben, der vom Wert Null am Rumpfbug ohne
 sprunghaften Anstieg auf einen Größtwert zu-
 40 nimmt, und, gegebenenfalls nach Beibehaltung
 dieses Größtwertes über einen Teil der Flugzeug-
 länge, ohne sprunghafte Änderung wieder auf den
 Wert Null am Flugzeugende abfällt. Bei der prak-
 tischen Verwirklichung des Erfindungsgedankens
 45 wird sich eine solcherart ideale Querschnittsver-
 teilung nicht voll erreichen lassen. Jedoch ist an-
 zustreben, beim Entwurf des Flugzeuges dessen vom
 Fahrtwind umströmte Teile einschließlich etwaiger
 außerhalb des Flugzeugumrisses liegender Teile
 50 durch entsprechende Formgebung und geeigneter
 Verteilung so anzuordnen, daß, betrachtet über die
 Längsachse des Flugzeuges, eine plötzliche Zu- oder
 Abnahme sowie ein mehrfacher Wechsel von einer
 Zu- zu einer Abnahme der hintereinanderliegenden
 55 Gesamtquerschnittsgrößen der an der Luftver-
 drängung beteiligten Teile des Flugzeuges ein-
 schließlich etwaiger an der Flugzeugaußenseite an-
 geordneter Verdrängungskörper nicht gegeben ist.
 Die Zunahme und Abnahme der Verdrängungs-
 querschnitte sind dabei durch geeignete Form-
 60 gebung der an der Verdrängung beteiligten Teile
 so zu wählen, daß an keiner Stelle die kritische
 Machzahl vorzeitig überschritten wird. Im Falle
 der Anordnung von außerhalb des Flugzeug-

umrisses liegenden Verdrängungskörpern ist deren
 Anbringungslage von den Querschnittsverhältnissen 65
 des Flugzeugumrisses abhängig. Die Anbringung
 ist so zu wählen, daß durch die außenliegenden
 Verdrängungskörper beispielsweise im Bereiche
 abnehmender Verdrängungsquerschnitte des Flug-
 zeugumrisses nicht ein abermaliger Anstieg der 70
 Gesamtverdrängungsquerschnitte hervorgerufen
 wird. Sind mehrere außenliegende Verdrängungs-
 körper am Flugzeug anzuordnen, so ist es zur Ein-
 haltung der geschilderten Bedingung vorteilhaft,
 diese außenliegenden Verdrängungskörper zuein- 75
 ander so anzuordnen, daß sie sich, in Flugrichtung
 betrachtet, decken. Aus dem gleichen Grunde
 können größere Verdrängungskörper, z. B. Abwurf-
 körper, die bisher in räumlich großer Ausbildung
 außerhalb des Flugzeugumrisses angeordnet werden, 80
 in Teilkörper unterteilt und in der erwähnten, sich
 deckenden Anordnung am Flugzeug befestigt
 werden. In manchen Fällen wird es sich beim Ent-
 wurf eines Flugzeuges zwecks Vermeidung einer
 Querschnittshäufung, die einen sprunghaften An- 85
 stieg der Verdrängungsquerschnitte herbeiführen
 und somit der Lehre der Erfindung zuwiderlaufen
 würde, empfehlen, außerhalb des Flugzeugumrisses
 liegende Verdrängungskörper, welche bisher ganz
 oder teilweise im Bereiche des Tragflügels angeord- 90
 net sind, z. B. Triebwerke, vor oder hinter dem
 Tragflügel anzuordnen. Diese Maßnahme, ge-
 gebenenfalls in Vereinigung mit der Unterteilung
 größerer Verdrängungskörper in Teilkörper, kann
 in manchen Fällen die Gestaltung eines Flugzeuges 95
 nach der Lehre der Erfindung erleichtern.

Weitere Einzelheiten der Erfindung sind in der
 nachfolgenden Beschreibung erläutert, welche die
 Erfindung an Hand einiger Ausführungsbeispiele
 beschreibt und in der auf die Zeichnung Bezug ge- 100
 nommen ist. In der Zeichnung stellen dar

Abb. 1 und 2 ein Flugzeug gemäß der Erfindung,
 mit außerhalb des Flugzeugumrisses liegenden Ver-
 drängungskörpern, in Ansicht und Aufsicht,

Abb. 3 bis 6 weitere Ausführungsbeispiele in 105
 Ansicht und Aufsicht.

Das Ausführungsbeispiel nach Abb. 1 und 2
 weist einen nach vorn gepfeilten Tragflügel 1, einen
 verhältnismäßig schmalen Rumpf 2, mit im ver-
 größerten Rumpfvorderteil gelegenen Besatzungs- 110
 raum 3 sowie ein nach hinten gepfeiltes Leitwerk 4
 auf. Außerhalb des Flugzeugumrisses sind Ver-
 drängungskörper 5 bis 8 angeordnet, die beispie-
 lweise durch Abwurflasten 5, 6 und Triebwerke 7, 8
 gebildet werden. Die außenliegenden Verdrängungs- 115
 körper sind teils vor und teils hinter den Trag-
 flügeln angeordnet, um eine unerwünschte Quer-
 schnittsanhäufung in den Flugzeugquerebenen des
 Tragflügelbereiches zu vermeiden. Vielmehr sind
 der Rumpf, die Tragflügel, die außenliegenden Ver- 120
 drängungskörper und das Leitwerk in ihrer An-
 ordnung zueinander und in ihrer Formgebung so
 gewählt, daß, betrachtet über die Flugzeuglänge,
 die Summe aller quer zur Flugrichtung gelegenen
 Querschnitte der an der Luftverdrängung be- 125
 teiligten Teile des Flugzeuges einschließlich der

außenliegenden Verdrängungskörper vom Rumpfbug an zunächst nur zunimmt und nach Erreichen eines Größtwertes zum Flugzeugende hin nur abnimmt. Dabei muß die Zunahme und Abnahme so gehalten sein, daß sprunghafte Änderungen des Zu- oder Abnahmewertes vermieden sind. Beispielsweise nimmt die Summe der Gesamtquerschnitte vom Wert Null am Rumpfbug allmählich, d. h. nicht sprunghaft, zu, um in der Ebene I den Wert α_1 , in der Ebene II den aus den Teilquerschnitten F_2 und F_4 der Abwurflasten, den Teilquerschnitten F_1 und F_3 des Tragflügels und des Querschnittes F_3 des Rumpfes sich zusammensetzenden Wert α_2 zu erreichen. Es sei angenommen, daß der größte Wert des Gesamtquerschnittes in der Ebene III mit α_3 erreicht wird, der sich aus den Teilquerschnitten F_6 und F_8 des Tragflügels und F_7 des Rumpfes zusammensetzt. Bis zum Erreichen dieses Größtwertes α_3 hat die Summe der Gesamtquerschnitte vom Rumpfbug an nur zugenommen, wobei die Zunahme nicht sprunghaft ist. Vom Wert α_3 in der Ebene III nimmt die Summe der Gesamtquerschnitte ab, und zwar nicht sprunghaft, sie erreicht in der Ebene IV den aus den Querschnitten F_9 und F_{11} der Triebwerke und F_{10} des Rumpfes sich zusammensetzenden Wert α_4 , der sich bis zur Ebene V auf den aus den Querschnitten des Leitwerkes zusammensetzenden Wert α_5 vermindert und endlich am Flugzeugende den Wert Null erreicht. Die Abnahme der Gesamtquerschnitte von der Ebene III zum Flugzeugende kann auch erst einsetzen, nachdem über einen Teil der Flugzeuglänge der Wert α_3 gleich groß bleibt. Ein wiederholtes Zu- und Abnehmen der Summe hintereinanderliegender Gesamtquerschnitte, falls die Zu- oder Abnahme eine nennenswerte Größenordnung haben sollte, ist zu vermeiden.

Das Ausführungsbeispiel nach Abb. 1 und 2 läßt erkennen, daß im Gegensatz zu der gebräuchlichen Flugzeugbauart, bei der zu den Querschnitten des Tragflügels noch diejenigen der Triebwerksräume und der unterhalb des Tragflügels angeordneten Abwurfkörper hinzukommen, so daß im Tragflügelbereich der quer zur Flugrichtung stehende Gesamtverdrängungsquerschnitt sprunghaft größer ist als der Rumpfqerschnitt vor dem Tragflügel, durch die Staffelung der Triebwerke 7 und 8 und der Abwurfkörper 5 und 6 sowie durch die Pfeilung des Tragflügels eine günstigere Querschnittsverteilung erreicht ist, die keinen sprunghaften Anstieg hintereinanderliegender Gesamtverdrängungsquerschnitte bedingt. Hierdurch erhöht sich gegenüber den üblichen Flugzeugbauformen die Fluggeschwindigkeit, bis infolge Entstehens örtlicher Übergeschwindigkeiten eine unverhältnißmäßige Zunahme des Flugwiderstandes eintritt. Die günstigste Wirkung wird erreicht, wenn alle Verdrängungsquerschnitte des Flugzeuges und der außerhalb seines Umrisses liegenden Verdrängungskörper in den einzelnen, hintereinanderliegenden Flugzeugquerebenen sich zu Werten addieren, die vom Rumpfbug an nur in einem Maße zunehmen, daß an keiner Stelle die

kritische Machzahl vorzeitig überschritten wird. Nach Erreichen eines Größtwertes, der über einen Teil der Flugzeuglänge bestehen kann, ist die Querschnittsabnahme gleichfalls nicht sprunghaft, und es ist ferner Vorsorge zu treffen, daß kein abermaliger Anstieg der Größe der Verdrängungsquerschnitte erfolgt, vielmehr soll nach Erreichen des Größtwertes nur eine Verringerung auf den Wert Null am Flugzeugende erfolgen.

Die Abb. 3 und 4 veranschaulichen ein Hochgeschwindigkeitsflugzeug gemäß der Erfindung, an dessen rückwärts gepfeiltem Flügel eine vorteilhafte Anordnung abwerfbarer Brennstoffzusatzbehälter 13, 14 (linke Tragflügelhälfte) oder eine vorteilhafte Triebwerksanordnung 15, 16 (rechte Tragflügelhälfte) dargestellt ist. Die dargestellte Anordnung dient der Vermeidung sprunghafter Querschnittsanstiege, und es wird außerdem erreicht, daß sich die von den Brennstoffzusatzbehältern 13, 14 oder den Triebwerken 15, 16 auf den Tragflügel ausgeübten Drehmomente ganz oder teilweise ausgleichen. Die Brennstoffzusatzbehälter decken sich in Flugrichtung betrachtet, wohingegen bei den Triebwerken mit Rücksicht auf die Abgasführung bei Strahltriebwerken oder auf die Reaktionsluft bei Propellertriebwerken eine Seitenversetzung gewählt ist. Bei dieser Versetzung ist der Abstand x aus strömungstechnischen Gründen tunlichst gering gehalten.

In Abb. 5 und 6 ist ein weiteres Ausführungsbeispiel dargestellt, bei dem zwecks Vermeidung sprunghafter Änderungen der Verdrängungsquerschnitte im Tragflügelbereich die Triebwerke 11 und 12 an Auslegern vor dem Tragflügel frei tragend angeordnet sind. Der Rumpf 10 ist in seiner Lage zum Tragflügel derart angeordnet, daß dessen Besatzungsraum sich hinter dem Tragflügel 9 befindet. Ein außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneter Verdrängungskörper, beispielsweise ein Strahltriebwerk, ist in diesem Falle unterhalb des Rumpfes in Leitwerksnähe angeordnet. Die Lage der Triebwerke 11, 12 und des Rumpfes 10 zum Tragflügel sowie die Lage des hinteren Verdrängungskörpers zum Rumpf und zum Leitwerk ist wiederum so gewählt, daß sich vom Rumpfbug zum Rumpfheck zunächst nur ein nicht sprunghafter und sodann nur ein nicht sprunghafter Abfall der Verdrängungsquerschnitte ergibt.

Versuche im Hochgeschwindigkeitskanal haben ergeben, daß Flugzeugbauformen gemäß der Erfindung mit einer gegebenen Vortriebsleistung auf höhere Geschwindigkeiten gelangen als Flugzeuge mit bisher üblichen Bauformen.

PATENTANSPRÜCHE:

I. Hochgeschwindigkeitsflugzeug, gegebenenfalls mit außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneten Verdrängungskörpern, dadurch gekennzeichnet, daß dessen vom Fahrtwind umströmten Teile einschließlich etwaiger außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneter Verdrängungskörper in ihrer Formgebung und

ihrer Lage zueinander derart angeordnet sind, daß die Summe ihrer Verdrängungsquerschnitte in gemeinsamen, quer zur Flugrichtung hintereinanderliegenden Ebenen, vom Anfang zum Ende des Flugzeuges betrachtet, bis zum Erreichen eines Größtwertes nur zunimmt und vom Größtwert auf den Wert Null am Flugzeugende nur abnimmt, wobei die Zu- und Abnahme zur Vermeidung vorzeitiger Überschreitung der kritischen Machzahl nicht sprungartig erfolgt.

2. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei Anordnung mehrerer außerhalb des Flugzeugumrisses liegender Verdrängungskörper (13, 14) diese, in Flugrichtung betrachtet, sich im wesentlichen decken.

3. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses angeordnete Verdrängungskörper größeren Volu-

mens in Teilkörper unterteilt sind, welche räumlich getrennt, vorzugsweise in Hintereinanderanordnung, am Flugzeug angeordnet und gegebenenfalls einzeln oder gemeinsam abwerfbar sind. 25

4. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses angeordnete Verdrängungskörper (11 bis 16) ganz oder teilweise vor und/oder hinter dem Tragflügel angeordnet sind. 30

5. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß als Triebwerke (11, 12, 15, 16) ausgebildete Verdrängungskörper an Auslegern vor und/oder hinter dem Tragflügel angeordnet sind. 35

6. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses liegende Verdrängungskörper in Nähe des Leitwerkes angeordnet sind. 40

Hierzu 1 Blatt Zeichnungen

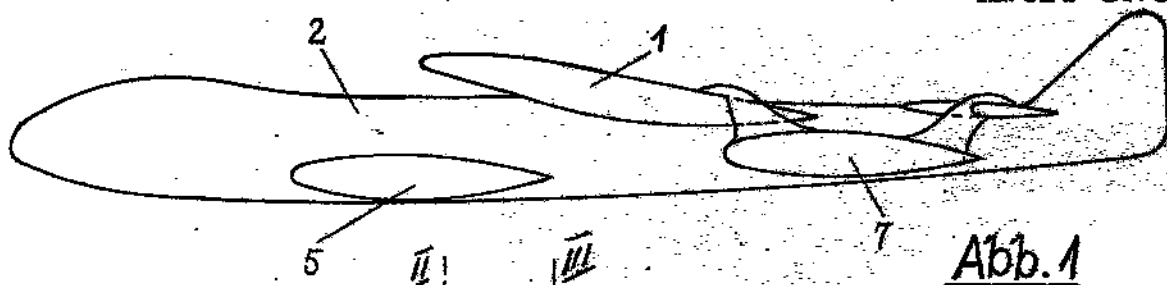


Abb. 1

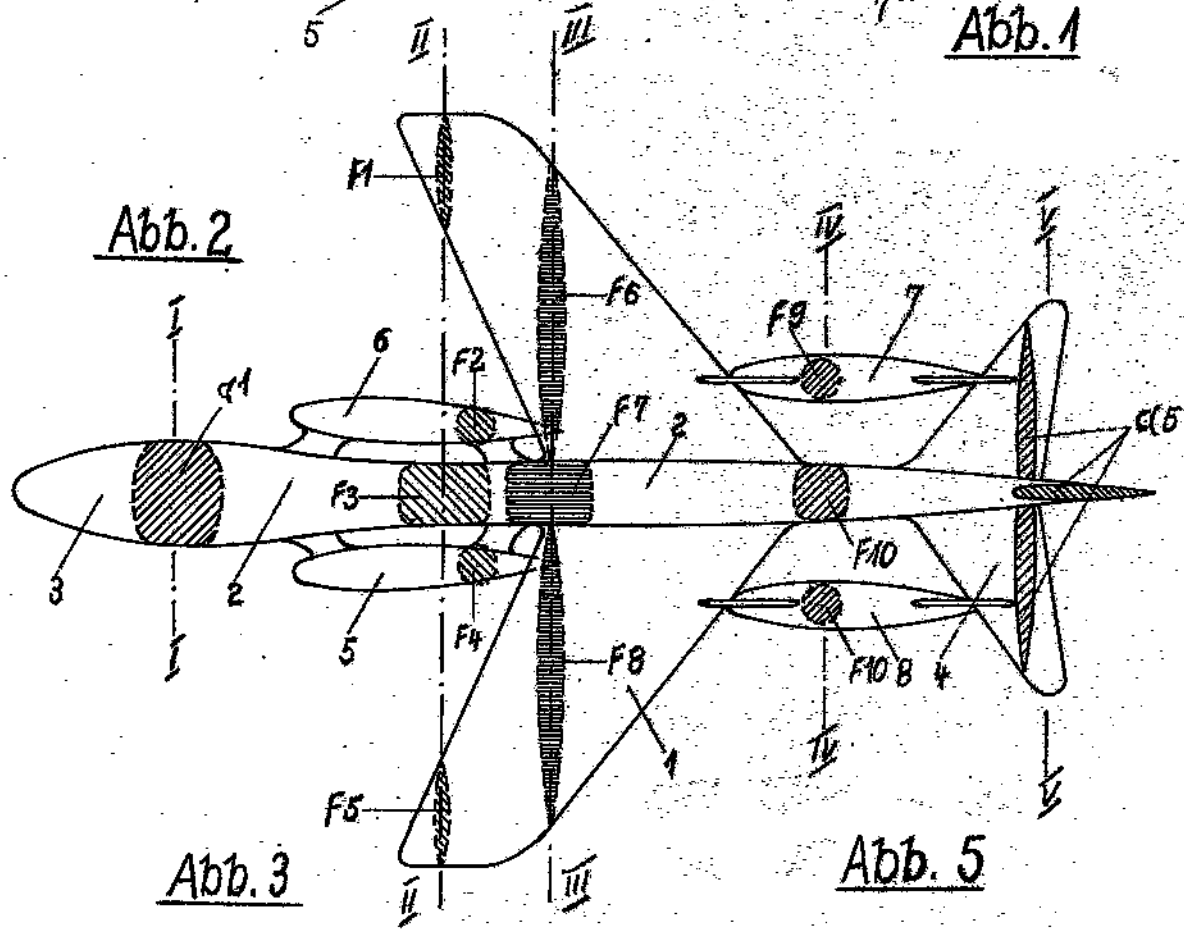


Abb. 2

Abb. 3

Abb. 5

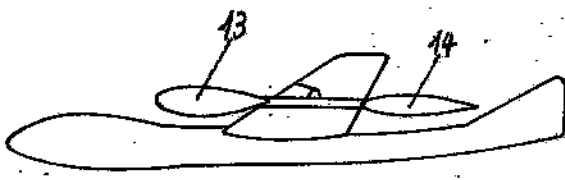


Abb. 4

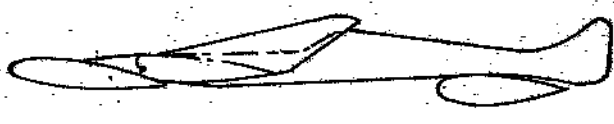
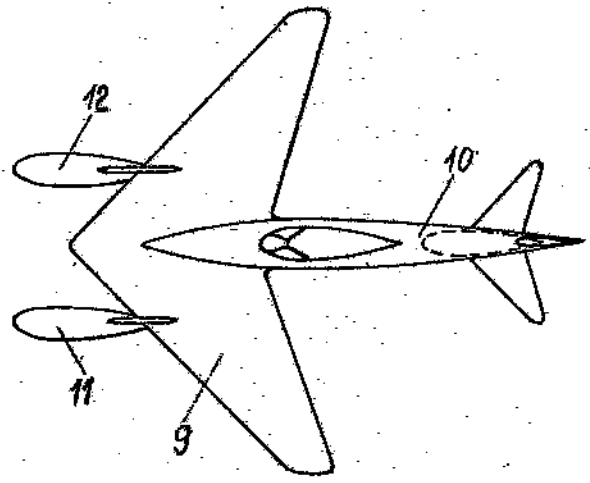
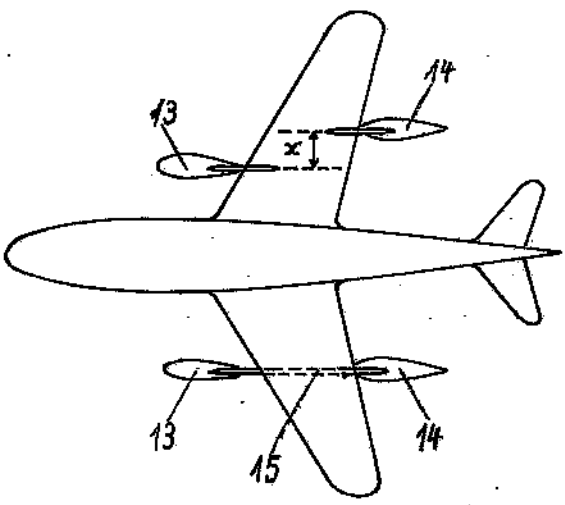


Abb. 6



13

15

14

11

9

10

12