

Модификацията на леки самолети чрез замяна на витломоторна група като проблем на стартовата маса

Димитър Йорданов

Институт за космически изследвания, БАН

Модифицирането на самолетите има за цел при минимални разходи да се изменят определени характеристики и да се разшири сферата на приложението им. В цялото разнообразие на съществуващите модификации е възприето [1] те да се класифицират условно в два типа:

— „малки“, които не включват промени в геометрията, площта и схемата на носещите повърхности (измененията обхващат дължината и диаметъра на тялото, замяната на оборудване, витломоторната група, вътрешната компоновка);

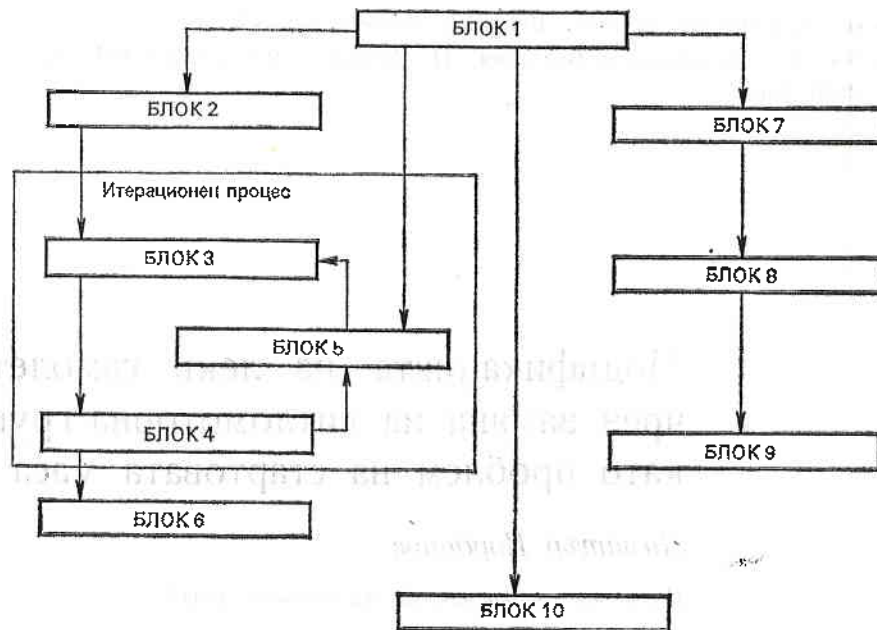
— „дълбоки“, когато се променя геометрията в широки граници (площ на крилото $S_{кр}$ до 20%, площ на опашните плоскости $S_{оп}$ до 25% и др.).

Най-често срещаната модификация при леките самолети е замяната на една витломоторна група с друга, притежаваща по-моцнен двигател. Независимо че това се отнася към класа на малките модификации, при замяна на двигател комплексно се променят качествата на самолета — увеличават се максималната скорост и скороподемността, намалява се разбегът при излитане. Освен положителния ефект от модификацията при замяна на една витломоторна група с друга (по-моцна), се появява допълнителна маса, която предизвиква общо увеличение на стартовата маса (обикновено по-голямо от допълнителната маса). Окончателната големина на новата стартова маса може да бъде получена точно от решението на уравнението за масовия баланс. В най-общ вид това уравнение представлява сума от относителните маси на главните части, горивото, полезното натоварване и екипажа и е равна на единица.

$$m_{кр} + m_{т} + m_{оп} + m_{кол} + m_{об,чпр} + m_{су} + m_{гор} + m_{ек} + m_{пол,т} = 1,$$

където $m_i = \frac{m_i}{G_0}$ е относителната маса; G_0 — стартовата маса.

Относителните маси на конструкцията ($m_{кр}$, $m_{т}$, $m_{оп}$, $m_{кол}$) са сложни функции на летателните и геометричните характеристики, $m_{су}$ е функция на



Фиг. 1

мощността на двигателя, $m_{гор}$ е функцията на далечината на полета и специфичния разход на гориво. Масата на екипажа и полезният товар се задават от предназначението на самолета.

Решението на уравнението за масовия баланс става чрез итерационен процес в математични модели. Рационалните решения при формиране облика на самолета могат да бъдат намерени само след анализ на разкритите от моделите закономерности.

Всеки математичен модел има начални условия и в резултат на решението се получават зависимостите на изчисленията за оптимизация критерий от задаваните като начални условия параметри. Задачата по принцип е многопараметрична, но анализите и многобройните решения показват, че има начални данни, които са определящи и най-силно влияят върху приетия за критерий параметър. Провеждането на многовариантен разчет с такъв определящ параметър като аргумент обикновено бързо изяснява рационални и оптимални решения. За анализ на резултатите се подбират варианти, които удовлетворяват началните условия в широк диапазон от изменения на определящия аргумент. Разчетите и анализът им са възможни само с електронно-изчислителна техника.

В уравнението за масовия баланс стартовата маса G_0 е органически свързана с геометрични, летателни, якостни и експлоатационни характеристики и на практика се проявява като интегрален критерий. Поради това оптималните или рационалните решения са около минималната маса. На фиг. 1 е дадена блоковата схема, а след това функциите на блоковете за два математични модела, които се различават по начални условия.

Модел 1

БЛОК 1 — Главни функции и управление на програмата

БЛОК 2 — Въвеждане на начални данни

- БЛОК 3 — Определяне на геометричните характеристики и необходимата мощност на двигателя по условия за максимална скорост и зададена дължина на разбега
- БЛОК 4 — Решение на уравнението за масов баланс
- БЛОК 5 — Многовариантен разчет за оптимизация на специфичното натоварване на крилото по условие за минимална стартова маса
- БЛОК 6 — Резултати от разчета за анализ
- БЛОК 7 — Въвеждане на данни за компоновъчния замисъл и схемата на самолета
- БЛОК 8 — Разчет на моментни характеристики, компоновка по условие за приемлива надлъжна статична устойчивост; диапазон на центровки
- БЛОК 9 — Компоновъчна таблица
- БЛОК 10 — Печат на резултати

Модел 2

- БЛОК 1 — Главна функция и управление на програмата
- БЛОК 2 — Въвеждане на началните данни и мощността на избрания двигател
- БЛОК 3 — Определяне на геометричните характеристики и характеристиките летателни данни
- БЛОК 4 — Решение на уравнението за масов баланс
- БЛОК 5 — Многовариантен разчет с аргумент специфичното натоварване на крилото ρ_0
- БЛОК 6 — Резултати от разчета за анализ
- БЛОК 7 — Въвеждане на данни за компоновъчния замисъл и схемата на самолета
- БЛОК 8 — Разчет на моментни характеристики, компоновка по условие за приемлива надлъжна статична устойчивост; диапазон на центровки
- БЛОК 9 — Компоновъчна таблица
- БЛОК 10 — Печат на резултати

Първият модел определя размерите, масата и компоновъчните данни на самолет със зададени като начални следните данни:

- характеристики на профила на крилото;
- възможности на механизацията на крилото;
- максимална хоризонтална скорост при земята;
- дължина на разбега (засилването) при излитане;
- специфично натоварване на крилото;
- удължение на крилото;
- маса на екипажа и полезния товар;
- маса на горивото.

В резултат на решението за първия модел се получава точната големина на стартовата маса, необходимата мощност на двигателя (определяна като по-голяма от условията за максимална скорост и зададена дължина на разбега), далечината на полета, геометричните и компоновъчните характеристики, достатъчни за начало на проскиране и якостен разчет на отделните главни части на самолета. Специфичното натоварване на крилото, като най-силно влияещ параметър, е избрано за аргумент при многовариантния разчет за оптимизиране на стартовата маса в качеството на интегрален критерий.

Отстраняват се нереалните съчетания на началните данни и се посочва диапазон за рационални решения при отклонение на аргумента от оптималната стойност. Моделът е удобен за насочване при проектиране на самолет с оглед на възможности за бъдещи модификации чрез замяна на двигатели, а също така за предварително проектиране на самолет с определени от заданието свойства. При определена настройка на модела с начални данни за известни самолети може да се провери тяхната пригодност за модификация чрез замяна на двигатели.

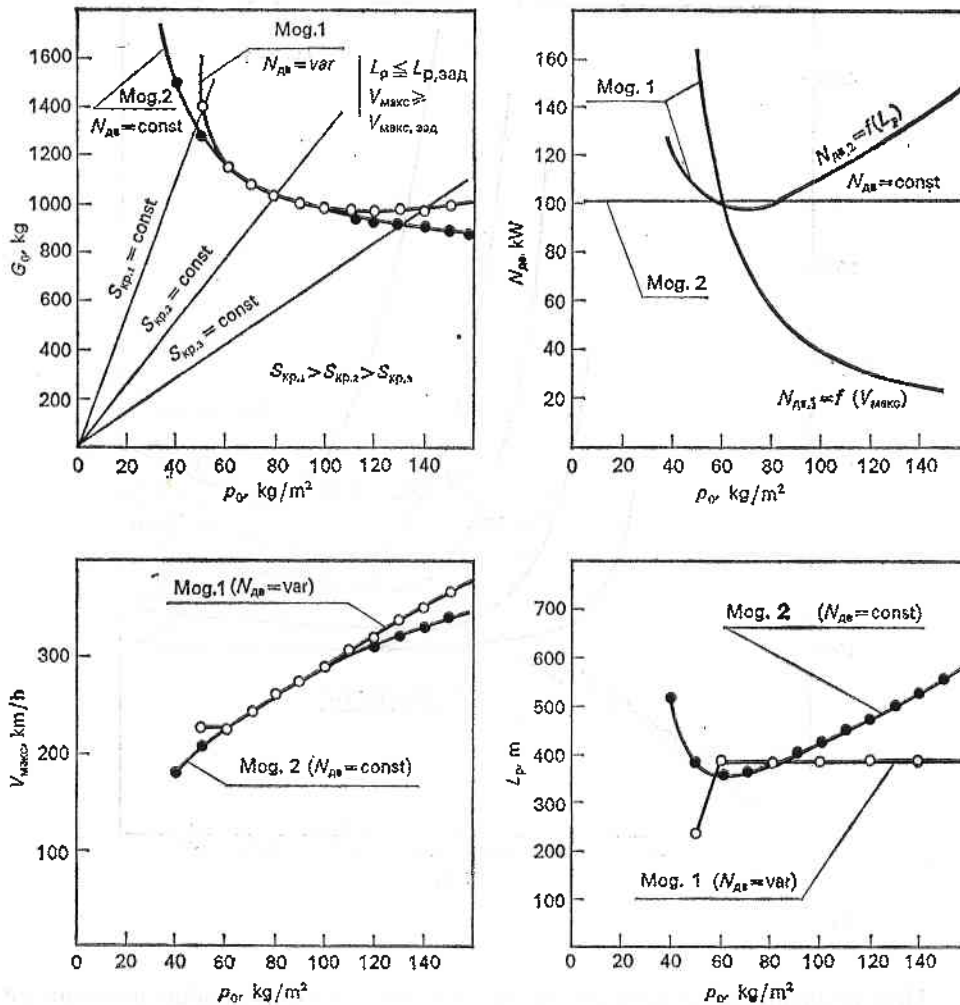
Вторият модел също определя размерите на самолета и неговите компоновъчни характеристики, но с по-малко зададени начални данни:

- характеристики на профила на крилото;
- възможности на механизацията на крилото;
- мощност на двигателя;
- специфично натоварване на крилото;
- удължение на крилото;
- маса на екипажа и полезния товар;
- маса на горивото.

Решението се извършва по аналогичен итерационен способ както в първия модел. Този модел е по-удобен за реални условия на проектиране, когато са известни характеристиките на предварително избран двигател.

Резултатите от решенията по двата модела са представени на фиг. 2 — за лек самолет с маса около 1000 kg (двуместен с товар или четириместен).

Съвкупността от точки по кривите $G_0=f(p_0)$ представляват точни решения на уравнението за масов баланс, при които зададените начални данни се удовлетворяват от различни по маса и размери самолети. Следователно, задачата при анализ на данните от решението се свежда до избор на един от множеството възможни варианти. Протичането на кривите $G_0=f(p_0)$ има редица особености и съществени разлики за двата модела. Първото и общо за двата модела е съществуването вляво от графиките на зона по специфичното натоварване на крилото, в която уравнението за масов баланс няма решение по сходящ итерационен процес. Стойностите на p_0 , при които G_0 клони към безкрайност, могат да се приемат за теоретични граници за реализиране на самолет със зададените начални данни. В граничната област сумата от относителните маси на конструкцията и силовата уредба се приближават до 1, а вляво от нея превишават 1. Физическата причина за нереализуемост на самолетната конструкция в тази зона се състои в това, че геометрията на самолета и мощността на двигателя не осигуряват условия за създаването на сили, необходими за хоризонтален полет дори без екипаж и полезен товар. Границата в решението на уравнението за масовия баланс е непостоянна, зависи от началните условия, при които то се решава и от неговата степен на сложност и неопределеност. Характерно е, че тя винаги се намира в областта на малките стойности на специфичните натоварвания на крилото p_0 . При олекотяване на конструкцията чрез използване на нови композитни материали и технологии кривите се преместват надолу и наляво, а при повишаване на експлоатационното претоварване — нагоре и вдясно. На характера на протичане влияят силно условията за разбег, носещите свойства на крилото, ефективността на механизацията. Резултатите на фиг. 2 са получени за класически технологии (нитоване) и алуминиеви сплави. Специфични натоварвания на крилото p_0 30 kg/m² за моноплан са типични за свръхлеки самолети, изпълняващи основно хоризонтален полет и виражи с малки претоварвания. Техните конструкционни материали са композити, специални тъкани, а технологиите — залепване, шев; основната силова схема е формата.

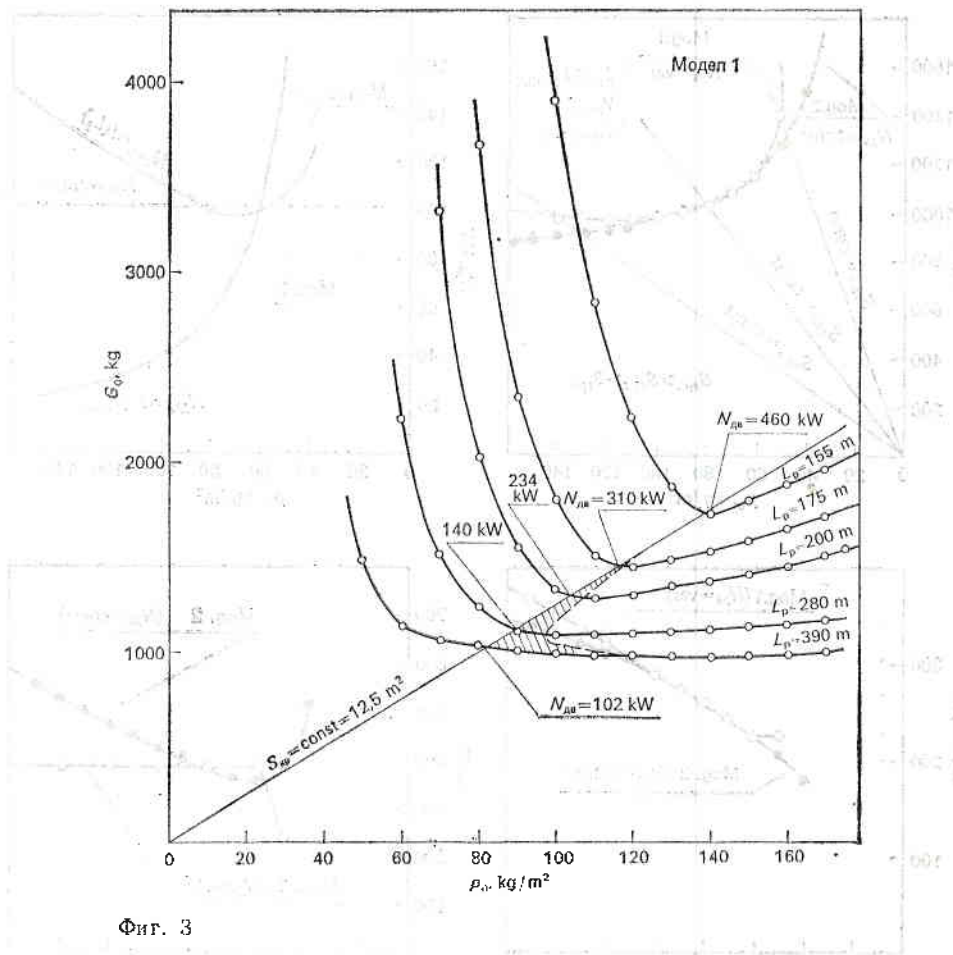


Фиг. 2

Кривата $G_o = f(\rho_o)$ за първия модел има слабо изразен минимум. В повечето случаи мощността на двигателя за този клас самолети се формира от условието за разбег при излитане.

За втория модел кривата $G_o = f(\rho_o, N_{Дв} = \text{const})$ няма изразен минимум и подборът на най-подходящия вариант по специфично натоварване на крилото е целесъобразно да се направи по зависимостта $L_p = f(\rho_o)$, която има добре изразен минимум. Той е резултат от едновременното влияние на стартовата маса и специфичното натоварване на крилото.

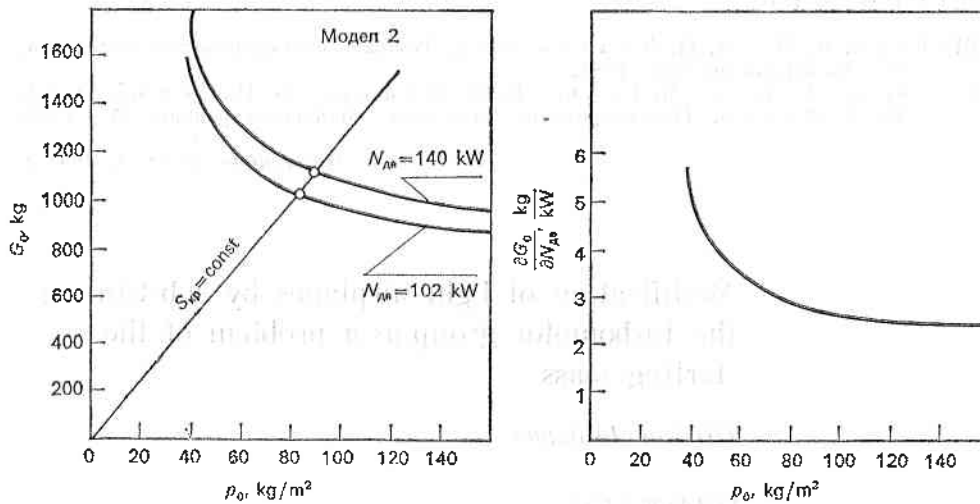
Правите от началото на координатната система (G_o, ρ_o) са за постоянни стойности на площта на крилото. При малка модификация, когато не се изменя площта на крилото, а се заменя един двигател с друг — по-мощен, стартовата маса на модифицирания самолет ще съответствува на пресечната точка на линиите $S = \text{const}$ с кривите $G_o = f(\rho_o, N_{Дв} = \text{const})$ (фиг. 2 и 4).



Фиг. 3

При налагането на кривите от двата модела за определени начални условия те имат общи точки (фиг. 2) в областта на рационални решения, получена от първия модел.

Анализът на резултатите от решенията дава основание да се смятат за по-перспективни варианти тези, при които специфичното натоварване на крилото е избрано наляво от оптималната стойност — в областта, където зависимостта $G_0 = f(\rho_0)$ променя по-рязко характера си при приближаване към теоретичната граница. С така избрано специфично натоварване на крилото самолетите са с по-добри маневрени свойства и са по-пригодни за следващи модификации с нови двигатели. С поставянето на по-мощен двигател решението обикновено за доста широк диапазон от мощности на двигатели не излиза от зоната на рационални варианти, която с увеличаването на мощността става все по-тясна и съвпада с оптималните решения по стартова маса. Това най-добре личи на фиг. 3, където с помощта на разчети от първия модел се показва преместването и стесняването на зоната за рационални решения. Минимумът отначало се премества наляво и нагоре, а при по-нататъшно скъсяване на разбега при излитане — надясно и нагоре (скъсяването на разбега се осигурява от по-мощни двигатели).



Фиг. 4

Проверките, направени чрез модел 1 за удачни реални конструкции, показват, че изборът на специфичното натоварване на крилото ρ_0 е направен в зоната на рационални решения — наляво от оптималното решение.

Значителното увеличаване на мощността на двигателя и запазването на едподвигателна силова уредба като схема изисква и ново компоновъчно решение на тялото и двигателния отсек, свързано с общо скъсяване на тялото за самолетите с предно разположение на двигателя или удължаване на опашната му част при разположение на двигателя зад крилото и кабината (тласкащо витло). Компоновъчните изменения са по-леко реализувеми за звездообразни двигатели, при които конструкцията е развита в една или в две успоредни условни плоскости. Измененията в дължината на тялото също спадат към малките модификации.

Проведените многобройни разчети и анализи на резултатите дават основание да се приеме за лесокомоторни самолети, че на всеки киловат допълнителна мощност се пада по 2,4—5,4 kg увеличение на стартовата маса. По-големите стойности се отнасят за лявата част на кривите $G_0 - f(\rho_0)$ — фиг. 4. Тези данни дават възможност при оценка на смисъла от модификация със замяна на двигател да се използва приближения метод за градиентите на стартовата маса [2] като новата маса

$$G_{0(\text{нова})} = G_{0(\text{макс})} + \kappa_{\text{дв}} \Delta N_{\text{дв}},$$

където в качеството на частната производна $\kappa_{\text{дв}} = \frac{\partial G_0}{\partial N_{\text{дв}}}$ се приемат данните 2,4—5,4 или около 4 kg на 1 kW мощност. След като е известна новата големина на стартовата маса при модификация със замяна на двигател е възможно да се определят почти всички произтичащи от това изменения в летателните характеристики на самолета и да се решават разнообразни задачи, типични за метода на градиентите на стартовата маса [2].

Л и т е р а т у р а

1. Шейнин, В. М., В. И. Козловский. Весовое проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1984.
2. Бадагян, А. А., С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Ф. И. Склюнскнй, Н. А. Фомин. Проектирование самолетов. Машиностроение, М., 1972.

Поступила на 22. X. 1993 г.

Modification of light airplanes by substituting the turbomotor group as a problem of the starting mass

Dimitar Jordanov

(S u m m a r y)

In the paper, the potentialities of the mathematical models upon modification of light airplanes by substituting the motor by a lighter one have been illustrated. The problems thus arising with the increase of the starting mass and its reflection on the flying characteristics may be analysed with satisfactory accurateness as a result of which an optimal or reasonable solution may be adopted. The models are suitable for the preliminary design of light airplanes, too. By them, the geometry formation and the mass and completeness solutions are streamlined and theoretically substantiated. Qualitative characteristics relating power changes with starting mass have been derived that can be used in other express and approximate methods for designers' projects analysis.