

**САМАРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА
С.П. КОРОЛЕВА**

О.Н. Корольков

**УРАВНЕНИЕ
СУЩЕСТВОВАНИЯ
САМОЛЕТА**

**САМАРА
2000**

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

О.Н. Корольков

**УРАВНЕНИЕ СУЩЕСТВОВАНИЯ
САМОЛЕТА**

Учебное пособие

САМАРА 2000

УДК 629.735.33

УРАВНЕНИЕ СУЩЕСТВОВАНИЯ САМОЛЕТА. Учеб. пособие / О.Н. К о р о л ь к о в. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2000. 32 с.

ISBN 5-7883-0096-7

Показана связь основных полезных свойств самолета с затратами массы по отдельным группам, входящим в полную взлетную массу самолета. Проводится анализ уравнения баланса масс и устанавливается взаимосвязь летно-технических параметров самолета с показателями его технического совершенства. Вводится понятие об области существования самолета и рассматриваются некоторые способы его наглядной интерпретации. Дается общая характеристика и приводятся основные свойства уравнения существования самолета.

Пособие предназначено для студентов, изучающих курс "Конструкции и проектирование летательных аппаратов", а также может быть полезно для всех специалистов в области авиационной техники. Разработано на кафедре "Конструкции и проектирование летательных аппаратов".

Ил. 12. Библиогр. : 4 наим.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева.

Рецензенты: В. Н. Климов, Ю. Л. Гарасов

ISBN 5-7883-0096-7

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,
2000

Современное промышленное производство, удовлетворяя общественные потребности, выпускает огромное количество различных технических изделий, многие из которых являются весьма сложными как по своей структуре и устройству, так и по содержанию воплощенных в них научно-технических идей. К ним можно отнести сложные изделия промышленного оборудования, специальные машины и механизмы, обслуживающие различные отрасли народного хозяйства, большинство видов транспортных средств, летательные аппараты всевозможных типов и многое другое. Развитие и совершенствование подобных сложных изделий требуют постоянного улучшения их свойств и качеств, непрерывного повышения их эффективности. Решение этих задач достигается все более глубокой проработкой научных идей и технических принципов, заложенных в каждом изделии, широким привлечением и использованием всего нового, что дает научно-технический прогресс. Как показывает история развития техники, глубина проработки сложных изделий обычно достигается путем узкой специализации, при которой возникает несколько научных направлений, научных дисциплин, обслуживающих развитие данного вида техники.

Каждое из этих направлений рассматривает сравнительно небольшое количество параметров и свойств изделия, выявляет их внутренние связи и закономерности, оценивает влияние рассматриваемых параметров на основные характеристики и качества изделия. При этом неизбежно приходится абстрагироваться от многих других параметров и свойств, не входящих в круг интересов данной научной дисциплины. Такая специализация оправдана тем, что учесть все параметры и их взаимосвязи со свойствами изделия просто невозможно из-за огромного количества параметров и сложности взаимосвязей их с характеристиками и свойствами изделия. В результате узкоспециализированный научный подход не дает общей оценки изделия, не может ответить на главный вопрос, возникающий при проектировании любого нового изделия, - вопрос о принципиаль-

ной возможности создания изделия с заданным комплексом параметров и свойств, не говоря уж о поиске их оптимального значения, обеспечивающего максимальную эффективность.

В качестве примера можно обратиться к истории развития авиации. Создание и совершенствование самолета потребовало углубленной проработки вопросов аэродинамики, строительной механики и прочности, теории двигателей, технологии производства, эксплуатации и т.д. За многие годы развития самолетостроения эти направления привели к созданию целого комплекса научных дисциплин, обслуживающих развитие авиации. Каждая из них обладает хорошо развитой теорией, необходимыми экспериментальной и производственной базами, большим штатом специалистов, обеспечивающих развитие данного научного направления. Но все эти науки и дисциплины исследуют самолет каждая в своей узкой области и дают ему весьма одностороннюю оценку.

Так, аэродинамика, используя строгий теоретический аппарат, позволяет определять основные летные качества самолета. Например, для заданной массы самолета и известных площади крыла, тяги двигателей, полары можно определить скорость горизонтального полета на данной высоте, скороподъемность, потолок самолета. Для известной массы топлива можно найти дальность и продолжительность полета, радиус действия. Но может ли в одном самолете сочетаться весь этот комплекс параметров и свойств - на этот вопрос аэродинамика ответить не может. Подобная картина будет наблюдаться и в других узких дисциплинах.

Отсюда становится вполне очевидной потребность в создании научной теории, позволяющей охватить все основные параметры изделия и установить в самом общем виде закономерности и взаимосвязи между этими параметрами и свойствами изделия.

Такая теория применительно к летательным аппаратам была разработана и успешно внедрена в практику проектирования в 40-50-е годы нашего столетия известным авиаконструктором профессором В.Ф. Болховитиновым. Основные идеи этой теории были воплощены в разработке уравнения существования летательного аппарата и, в первую очередь, самолета. Подобная теория и соответствующие уравнения существования в принципе могут быть получены для любого сложного изделия, машины, аппарата, но для авиационной техники это уравнение имеет первостепенное значение, так как оно определяет баланс масс изделия, а проблемы веса всегда наиболее остро стояли именно в авиации.

Суть уравнения существования сводится к выявлению условий, при которых возможно создание самолета или летательного аппарата любого другого вида с заданным комплексом весовых, геометрических, летно-технических и прочих параметров и свойств. Получение таких условий имеет огромное теоретическое и практическое значение. Знание этих условий позволит осмысленно подходить к выбору и назначению исходных параметров и требований к проектируемому самолету, избегая назначения нереальных, неосуществимых требований. Используя условия существования, проектировщик может исследовать все осуществимые комплексы параметров с целью отыскания оптимального решения, обеспечивающего максимальную эффективность проектируемого самолета [1].

Основные идеи, заложенные в уравнении существования, сводятся к следующему.

Любое изделие, любая конструкция, созданная человеком, материальна. Материальна в том смысле, что она изготавливается из вполне конкретных конструкционных материалов. Весь этот материал в соответствии с замыслом конструктора, основывающегося на знании законов природы, обрабатывается соответствующим образом, что обеспечивает получение вполне определенных качеств и свойств изделия. Вполне очевидно, что количественно величина каждого полезного свойства будет пропорциональна массе материала, затраченного на получение этого свойства. Коэффициент пропорциональности в этой зависимости будет определяться уровнем знаний конструктора, а также уровнем развития науки и техники на момент создания изделия.

Например, тяга двигателя P_0 и его масса $m_{дв}$ связаны между собой простой пропорциональной зависимостью $m_{дв} = \gamma \cdot P_0$, где γ - удельный вес или масса двигателя является одним из важнейших показателей его технического совершенства, который уменьшается по мере развития двигателестроения. Следовательно, потребная масса двигателя для получения требуемой тяги P_0 в процессе развития и совершенствования техники будет также уменьшаться.

В сложном изделии всегда можно выделить какие-то его части, агрегаты, системы, которые в основном определяют то или иное его свойство. Причем обычно такая часть или составляющая изделия определяет не одно, а некоторую группу - своеобразный миникомплекс свойств, близких по смыслу или по каким-либо другим общим признакам. Таким образом, полную массу изделия можно

представить в виде суммы составляющих ее масс, каждая из которых отвечает за свой набор качеств и свойств.

Например, для самолета его полную взлетную массу можно представить в виде суммы масс конструкции, силовой установки, топливной системы, оборудования и полной нагрузки

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{тс} + m_{об} + m_n. \quad (1)$$

Это уравнение показывает затраты массы на каждую из основных частей или групп самолета, т.е. определяет баланс масс этого самолета. Число слагаемых в этом уравнении в принципе можно было бы и увеличить, но для наших целей - показать основные свойства уравнения существования - вполне достаточно и указанных пяти.

Уточним состав каждой группы. Масса конструкции складывается из массы крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, управления, которые входят в состав планера самолета. Масса силовой установки состоит из массы двигателей и массы вспомогательных агрегатов и узлов, обслуживающих их работу: моторам, узлов крепления, воздушных винтов, радиаторов и т.п. В массу топливной системы входят массы топлива и вспомогательных устройств, обеспечивающих хранение и подачу топлива к двигателям, - баки, насосы, трубопроводы, краны и др. В оборудование включаются все виды и группы специального и самолетного оборудования, а также снаряжение. В нагрузку будет входить целевая нагрузка - коммерческая или платная для гражданских самолетов, боевая расходоуемая - для военных.

Каждая из перечисленных групп определяет свой комплекс или набор свойств самолета.

От массы конструкции зависят свойства, связанные с прочностью и жесткостью его планера. Это, прежде всего, максимальная эксплуатационная перегрузка n_{\max} и связанные с нею маневренные качества самолета, такие как минимальный радиус виража $R_{\text{вир}}$, способность выполнять фигуры высшего пилотажа. Это предельные скорости планирования и пикирования $V_{\max \max}$, критические скорости дивергенции крыла $V_{\text{див}}$, реверса элеронов $V_{\text{рев}}$, флаттера $V_{\text{фл}}$ и другие летные характеристики, определяющие предельные нагрузки и деформации элементов планера.

Масса силовой установки определяет свойства самолета, связанные с его энерго- и тяговооруженностью. Это максимальные и крейсерские скорости на разных высотах полета, скороподъемность и

время набора заданной высоты, потолок, длина разбега, возможность взлета при отказе двигателя и др.

Масса топливной системы, и прежде всего топлива, очевидно, влияет на дальность L_{\max} и продолжительность полета t_{\max} , радиус действия самолета $R_{\text{д}}$.

Масса оборудования будет определять свойства, связанные с работой того или иного вида этого оборудования, - точность навигации, возможность полета и посадки в сложных метеоусловиях, степень автоматизации и удобство работы экипажа, улучшение характеристик устойчивости и управляемости, комфорт для экипажа и пассажиров, безопасность на всех этапах полета и многое другое.

Наконец, масса нагрузки сама непосредственно является одним из важнейших параметров или свойств самолета, характеризующих величину перевозимого полезного груза.

Если выразить аналитически взаимосвязь указанных масс с параметрами и свойствами самолета, зависящими от этих масс, и подставить полученные выражения в уравнение баланса масс, то в результате получится одно обобщенное уравнение, в котором будут связаны между собой все основные параметры и свойства самолета. Только тот комплекс свойств самолета, который будет удовлетворять этому уравнению, может быть осуществлен в одном самолете. Поэтому уравнение баланса масс в развернутом виде можно считать уравнением существования самолета.

Использование данного уравнения в виде суммы абсолютных масс неудобно при сравнении и анализе самолетов, отличающихся друг от друга размерами, массами, тягами двигателей и другими абсолютными параметрами. Чтобы сравнение таких самолетов было корректным, необходимо привести их к одному масштабу. Для этого в уравнении баланса от абсолютных масс следует перейти к массам относительным, поделив обе части уравнения (1) на величину взлетной массы m_0 ,

$$\overline{m}_к + \overline{m}_{\text{cy}} + \overline{m}_{\text{тс}} + \overline{m}_{\text{об}} + \overline{m}_{\text{н}} = 1, \quad (2)$$

здесь $\overline{m}_i = \frac{m_i}{m_0}$ - относительные массы соответствующих групп.

Уравнение существования в таком виде показывает состав каждого килограмма взлетной массы самолета, т.е. определяет, какая доля этого килограмма расходуется на каждую из перечисленных

групп. Вполне очевидно, что величина этой доли, как и абсолютная масса группы, будет определять значение зависящих от нее параметров и свойств самолета.

Теперь покажем как в принципе можно получить взаимосвязь относительных масс с основными свойствами самолета.

Связь относительной массы конструкции с основными параметрами самолета можно увидеть, если воспользоваться немного измененной приближенной формулой, приведенной в [2],

$$\bar{m}_k = \left(\alpha \rho_{\text{пл}} \mu_{\text{max}}^p \sqrt{\frac{m_0 \lambda}{\rho_0}} + \frac{5,5}{\rho_0} \right) (1 + b \lambda_{\Phi} + c) + 0,065, \quad (3)$$

где a, b, c - статистические коэффициенты, зависящие от типа самолета, скорости, формы крыла в плане - $\lambda, \eta, \chi^\circ$;

$\varphi(\eta)$ - учитывает разгрузку крыла размещенными в нем грузами;

η - сужение крыла;

$\mu = 1 + 0,5 \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_{T'}} - 1 \right)$ - учитывает утяжеление конструкции за счет

кинетического нагрева;

$\frac{\sigma_T}{\sigma_{T'}}$ - отношение пределов текучести конструкционного матери-

ала при нормальной температуре и при нагреве;

χ° - угол стреловидности крыла;

λ - удлинение крыла;

λ_{Φ} - удлинение фюзеляжа;

ρ_0 - удельная нагрузка на крыло;

μ_{max}^p - расчетный коэффициент перегрузки; определяет маневренные качества самолета - радиус виража, скорость пикирования, выполнение фигур высшего пилотажа и т.п. При желании относительную массу конструкции можно представить в виде суммы относительных масс агрегатов планера, используя для их подсчета известные весовые формулы. В результате удалось бы учесть значительно большее число параметров, влияющих на массу конструкции. В эти более точные весовые формулы обязательно должны войти параметры, характеризующие совершенство конструкционных материалов - прочностные параметры σ_B, σ_T , модуль упругости E , удельная проч-

ность σ_B / γ_M , удельная жесткость E / γ_M и др. Здесь γ_M - плотность материала.

В обобщенном виде зависимость (3) можно представить в виде

$$\bar{m}_K (n_{\max}^p, R_{\text{вир}}, V_{\max \max}, V_{\text{див}}, V_{\text{рев}}, V_{\text{фл}}, \dots, \frac{\sigma_T}{\sigma_T}, \frac{\sigma_B}{\gamma_M}, \frac{E}{\gamma_M}, \dots, P_0, \lambda, \eta, \chi^\circ, \lambda_{\text{ф}}, \dots) \quad (4)$$

Все параметры самолета здесь разбиты на три группы, о которых речь будет идти дальше.

Масса силовой установки для самолетов с ТРД [3]

$$\bar{m}_{\text{су}} = k_{\text{су}} \gamma \bar{P}_0; \quad (5)$$

для поршневых самолетов и самолетов с ТВД

$$\bar{m}_{\text{су}} = k_{\text{су}} \gamma \bar{N}_0, \quad (6)$$

где $k_{\text{су}}$ - коэффициент, показывающий увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателей;

γ - удельная масса двигателей;

$\bar{P}_0 = \frac{P_0}{m_0 g}$ - стартовая тяговооруженность самолета;

$\bar{N}_0 = \frac{N_0}{m_0 g}$ - стартовая энергооруженность самолета;

P_0 и N_0 - стартовая тяга и стартовая мощность двигателей соответственно.

Величины \bar{P}_0 и \bar{N}_0 определяют основные летные качества самолета, такие как максимальные V_{\max} и крейсерские $V_{\text{крейс}}$ скорости полета, потолок $H_{\text{п}}$, скороподъемность $V_{\text{у0}}$, длину разбега, возможность взлета при отказе двигателя и др. Так для самолетов с ТРД на $H \geq 11$ км [3]

$$V_{\max} \approx 16 \sqrt{\frac{P_H}{C_{\text{ха0}}} \xi \bar{P}_0}, \quad (7)$$

где P_H - удельная нагрузка на крыло; $C_{\text{ха0}}$ - коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;

$\xi(M)$ - учитывает изменение тяги двигателей по скорости (M); определяется высотно-скоростными характеристиками двигателей.

Статический потолок самолета определяется относительной плотностью воздуха

$$\Delta_{\Pi} = \frac{0,83}{\xi \bar{P}_0 K_{\max}}, \quad (8)$$

где K_{\max} - максимальное аэродинамическое качество самолета.

Взлет при отказе одного двигателя с углом наклона траектории θ_{\min}

$$\bar{P}_0 = \frac{1,5n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \text{tg} \theta_{\min} \right), \quad (9)$$

где $n_{\text{дв}}$ - количество двигателей на самолете;

$K_{\text{наб}}$ - аэродинамическое качество самолета при наборе высоты.

Потребная тяговооруженность для заданной длины разбега $L_{\text{разб}}$:

$$\bar{P}_0 = 1,05 \left[\frac{1,2 \bar{P}_0}{C_{y_{\text{а макс взл}}} L_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \left(f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right], \quad (10)$$

где $C_{y_{\text{а макс взл}}}$ - коэффициент подъемной силы на взлете;

$K_{\text{разб}}$ - аэродинамическое качество на разбеге;

$f_{\text{разб}}$ - коэффициент трения качения.

Не рассматривая других условий для потребной тяговооруженности самолета, можно в обобщенном виде записать

$$\bar{m}_{\text{су}}(V_{\text{мах}}, V_{\text{крейс}}, V_{y0}, H_{\Pi}, L_{\text{разб}}, \theta_{\min}, \dots, \gamma, \xi, C_{x_{\text{а 0}}}, C_{y_{\text{а макс взл}}}, K_{\text{мах}}, K_{\text{разб}}, K_{\text{наб}}, \dots, \bar{P}_0, n_{\text{дв}}, f_{\text{разб}}, \dots). \quad (11)$$

Дальность полета на крейсерской скорости $V_{\text{крейс}}$ связана с относительной массой топлива зависимостью [3]

$$L_{\text{мах}} = 3,45 \frac{K_{\text{крейс}} V_{\text{крейс}}}{C_{p \text{ крейс}}} \frac{\bar{m}_r}{\sqrt{1 - m_r}}, \quad (12)$$

где $K_{\text{крейс}}$ - аэродинамическое качество самолета на $V_{\text{крейс}}$;

$C_{p \text{ крейс}}$ - удельный расход топлива на крейсерском режиме.

В обобщенном виде

$$\bar{m}_{\text{ТС}}(L_{\text{тах}}, V_{\text{крейс}}, H_{\text{крейс}}, t_{\text{тах}}, R_{\text{д}}, \dots, C_{\text{р крейс}}, K_{\text{тах}}, K_{\text{крейс}}, \dots, \lambda, \chi^{\circ}, \dots). \quad (13)$$

Связать массу оборудования с летными и другими свойствами самолета гораздо сложнее, но и там, очевидно, общая картина этих взаимосвязей должна иметь характер, аналогичный рассмотренным выше.

Относительная масса нагрузки напрямую связана с величиной перевозимого полезного груза $\bar{m}_{\text{н}}(m_{\text{целей}})$.

Если теперь все полученные выше зависимости относительных масс от параметров и свойств самолета подставить в уравнение баланса масс, то мы получим аналитическую взаимосвязь параметров и свойств, которые могут быть воплощены в одном самолете.

Все, входящие в уравнение существования параметры, могут быть разделены на три группы, четко отличающиеся друг от друга по смыслу.

В первую группу можно отнести все параметры, определяющие летно-тактические свойства и характеристики самолета, которые по сути отражают его функциональные качества

$$\Pi_I(V_{\text{тах}}, V_{\text{крейс}}, V_{\text{тах тах}}, V_{\text{див}}, V_{\text{рев}}, V_{\text{фл}}, V_{\text{У0}}, H_{\text{п}}, \theta_{\text{мин}}, L_{\text{тах}}, t_{\text{тах}}, R_{\text{д}}, n_{\text{тах}}, R_{\text{вир}}, m_{\text{целей}}, \dots). \quad (14)$$

Эти параметры назовем летно-техническими показателями (ЛТП).

За эти параметры конструктору и придется расплачиваться массой той или иной части самолета, входящей в виде слагаемого в уравнение существования.

Во вторую группу войдут параметры, характеризующие степень технического совершенства самолета, которое складывается из: аэродинамического совершенства

$$K_{\text{тах}}, K_{\text{крейс}}, K_{\text{разб}}, K_{\text{наб}}, C_{\text{ха0}}, C_{\text{Уа тах взл}}, \dots;$$

совершенства двигателей

$$\gamma, C_{\text{р0}}, C_{\text{р крейс}}, \xi, \dots;$$

совершенства конструкции (конструкционных материалов)

$$\sigma_{\text{в}}, \sigma_{\text{т}}, \sigma_{\text{т}'}, E, \sigma_{\text{в}} / \gamma_{\text{м}}, E / \gamma_{\text{м}}, \dots$$

Совершенство оборудования в уравнении существования явно не отражено, но и его можно характеризовать какими-либо показателя-

ми, оценивающими качество работы систем оборудования, например максимальной ошибкой навигации или ошибкой наведения на цель Δ_{\max} , допустимой видимостью при посадке $i_{\text{доп}}$ и др.

Итак, в общем виде можно записать:

$$P_{\text{II}}(C_{\text{ха}0}, C_{\text{Уа} \max \text{ взл}}, K_{\text{max}}, K_{\text{крейс}}, K_{\text{разб}}, K_{\text{наб}}, \gamma, C_{\text{р}0}, C_{\text{р} \text{ крейс}}, \xi, \sigma_{\text{в}}, \sigma_{\text{т}}, \sigma_{\text{т}}', E, \sigma_{\text{в}} / \gamma_{\text{м}}, E / \gamma_{\text{м}}, \Delta_{\text{max}} i_{\text{доп}}, \dots). \quad (15)$$

Параметры этой группы будем называть параметрами технического совершенства (показателями технического совершенства - ПТС) самолета. Эти показатели определяются уровнем развития авиационной техники и с течением времени изменяются в сторону улучшения, повышения эффективности этой техники.

В третью группу включаются общетехнические параметры или конструктивные параметры (КП):

$$P_{\text{III}}(\rho_0, \lambda, \eta, \chi^\circ, \lambda_{\text{ф}}, n_{\text{др}}, f_{\text{разб}}, \dots). \quad (16)$$

Все перечисленные в указанных трех группах параметры непосредственно, в явном виде, входят в уравнение существования, определяя величину относительных масс. Но, вполне очевидно, что остается еще очень большое количество параметров самолета, не вошедших явно в это уравнение. Это все те параметры, которые используются в узкоспециализированных дисциплинах и входят в разного рода уравнения, формулы и другие теоретические выкладки, полученные в аэродинамике, строительной механике и прочности, теории двигателей и всех других дисциплинах, обслуживающих развитие авиации. В эти формулы обязательно войдут и параметры, явно вошедшие в уравнение существования. В результате образуются дополнительные взаимосвязи, через которые существенно расширится круг параметров, участвующих в уравнении существования. Таким образом, в уравнении существования в явном или неявном виде учитываются практически все параметры самолета, полностью определяющие его качества и характеристики.

Особенно важна в этом уравнении связь летно-технических характеристик самолета с показателями его технического совершенства. В этом заключается глубокий внутренний смысл уравнения существования, позволяющего наглядно увидеть и понять все истоки и пути развития авиации в прошлом, наметить и оценить возможности и тенденции ее дальнейшего развития. Уравнение существования является фундаментом, на котором базируется вся теория про-

ектирования самолета и оценки его эффективности. Теоретическая значимость уравнения заключена в его предельной общности, в охвате всех важнейших параметров и свойств самолета. Только уравнение существования позволяет судить о принципиальной возможности создания самолета с требуемым комплексом его качеств и свойств.

Как уже говорилось, идеи, заложенные в основу этого уравнения, легко могут быть распространены на любой другой тип летательного аппарата, на любой другой вид технических изделий.

Чтобы глубже проникнуть в суть уравнения существования, остановимся подробнее на его основных особенностях и свойствах.

1. Уравнение существования позволяет оценить количественно затраты массы на получение того или иного свойства самолета.

Оно показывает “плату” за каждый летно-технический показатель, где роль “денег” играет относительная масса какой-либо части самолета. Численно эта относительная масса показывает, какая доля каждого килограмма взлетной массы самолета тратится на получение данного качества. Желание улучшить тот или иной показатель, свойство, параметр самолета неизбежно приводит к росту соответствующей массы.

2. Как видно из выражений (5) и (6), связывающих относительные массы и летно-технические параметры, своеобразными коэффициентами пропорциональности в них служат показатели технического совершенства, которые являются как бы “тарифом”, определяющим плату за единицу летно-технического параметра. По мере развития техники все показатели технического совершенства улучшаются, при этом одни из них увеличиваются, а другие становятся меньше, в зависимости от смысла, заложенного в каждом из

них. Так, например, удельная масса двигателя $\gamma = \frac{m_{\text{дв}}}{N_0} \left[\frac{\text{кг}}{\text{кВт}} \right]$;

$\gamma_{\text{трд}} = \frac{m_{\text{дв}}}{P_0} \left[\frac{\text{кг}}{\text{Н}} \right]$ за первые тридцать-сорок лет развития авиации уменьшилась примерно в четыре раза. Переход от поршневых двигателей к ТРД сразу снизил этот показатель в пять-шесть раз. Дальнейшее совершенствование ТРД снизило этот показатель еще раз в пять. В результате удельная масса двигателей за всю историю развития авиации уменьшилась примерно в сто раз. Это позволило снизить в несколько раз относительную массу $\bar{m}_{\text{сy}}$ и одновременно повысить в десятки раз энерго- и тяговооруженность самолетов, что

обеспечивало непрерывный рост скоростей, потолка и других летно-технических параметров, зависящих от тяговооруженности.

За годы развития авиации примерно вдвое увеличилось аэродинамическое качество самолетов; для планеров оно выросло раз в пять. В несколько раз уменьшился коэффициент лобового сопротивления C_{x0} . Правда, переход на сверхзвуковые скорости весьма отрицательно сказался на показателях аэродинамического совершенства самолетов.

Улучшение конструкции планера самолета путем использования материалов с высокой удельной прочностью, переходом от ферменных конструкций к тонкостенным оболочкам, развитием методов оптимального проектирования силовых конструкций обеспечили уменьшение \bar{m}_k , несмотря на увеличение скоростей и маневренных нагрузок.

В целом, анализ статистики показывает, что в процессе развития авиации примерно в два-три раза уменьшилась сумма масс $\bar{m}_k + \bar{m}_{cy}$, а сумма масс $\bar{m}_{тс} + \bar{m}_H$ соответственно возросла. Масса оборудования хотя и растет, но составляет сравнительно небольшую долю в общем балансе масс. Указанное перераспределение масс наряду с ростом скоростных характеристик обеспечивало рост грузоподъемности и дальности полета самолетов.

На рис. 1 на основе осредненных статистических данных построены графики, показывающие изменение по годам относительных масс \bar{m}_i и максимальных скоростей V_{max} для истребителей [4].

Эти графики наглядно показывают изменение состава каждого килограмма взлетной массы истребителей в процессе их развития. Из них видно, что в 30-40-е годы происходило некоторое увеличение \bar{m}_k и \bar{m}_{cy} . Этот рост вызван стремлением улучшить аэродинамику самолетов путем перехода от бипланной схемы к схеме свободонесущего моноплана, устранением подкосов и расчалок, использованием убирающего шасси, а также заменой деревянных конструкций с полотняной обшивкой цельнометаллическими конструкциями. Увеличение массы силовой установки в эти годы связано с острой борьбой за превосходство в скорости для истребителей, которое достигалось предельно возможным увеличением мощности двигателей. Как видно из рис. 1, рост \bar{m}_k и \bar{m}_{cy} обеспечивался, в основном, за счет значительного уменьшения доли боевой расходоуемой нагрузки.

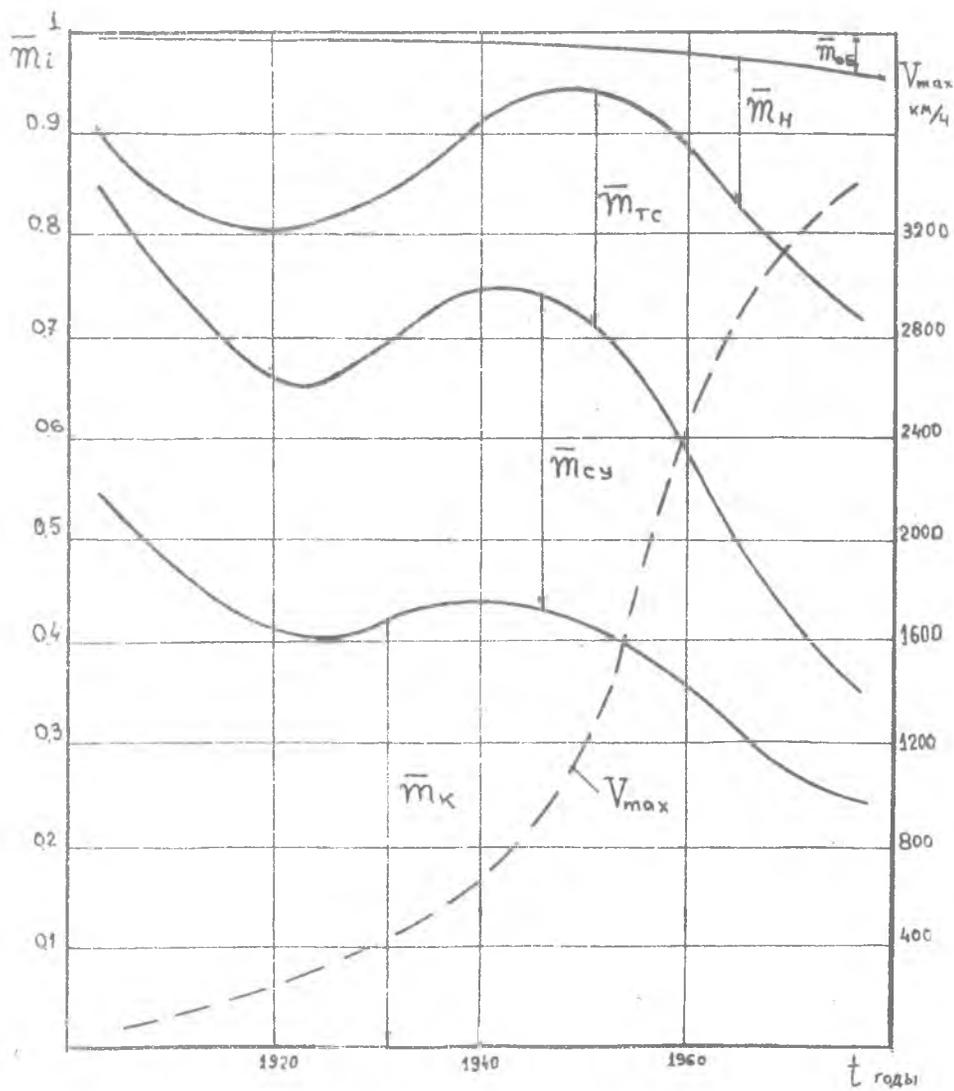


Рис. 1

3. Перераспределение относительных масс \bar{m}_i в пределах единицы может происходить не только с течением времени. На каждом этапе развития авиации при зафиксированных в данный момент времени показателях технического совершенства перераспределением относительных масс можно создавать самолеты с различным сочетанием летно-технических характеристик, что служит основой создания самолетов разных типов, разного назначения. Задача конструктора в этом случае сводится к тому, чтобы по заданным в ТТТ летно-техническим параметрам определить потребные для их получения соответствующие относительные массы и обеспечить при этом выполнение уравнения существования. Каждый тип самолета с его комплексом ЛТП требует своего сочетания относительных масс. Всегда улучшение одних параметров и свойств самолета обеспечивается увеличением соответствующих им относительных масс, что возможно лишь за счет уменьшения других масс и ухудшения связанных с ними качеств и свойств самолета.

4. Уравнение существования самолета определяет область существования самолета.

Любое сочетание летно-технических параметров самолета, входящих в группу Π_1 , можно представить себе как точку в многомерном пространстве, количество измерений которого определяется числом этих параметров. Комплекс параметров каждой такой точки может удовлетворять уравнению существования или не удовлетворять ему. Убедиться в этом можно подсчетом относительных масс каждой точки и подстановкой их в уравнение существования. Если $\sum \bar{m}_i = 1$, то комплекс осуществим, а если $\sum \bar{m}_i \geq 1$, - комплекс неосуществим. Таким образом, все точки указанного многомерного пространства разделятся на точки с осуществимыми и точки с неосуществимыми комплексами ЛТП.

Совокупность всех точек с осуществимыми комплексами параметров образуют некую область многомерного пространства, которую можно назвать **ОБЛАСТЬЮ СУЩЕСТВОВАНИЯ САМОЛЕТА**.

Каждой точке этой области, а таких точек, очевидно, будет бесчисленное множество, соответствует самолет, который в принципе может существовать, т.е. может быть спроектирован и построен, хотя в действительности из бесчисленного числа осуществимых самолетов за всю историю авиации построено, по-видимому, весьма ограниченное их количество.

5. При расчете относительных масс для каждой точки области существования количественное значение каждой массы будет определяться не только летно-техническими параметрами, но и показателями технического совершенства, которые, как уже отмечалось, меняются по мере развития техники. Вполне очевидно, что улучшение этих показателей с течением времени уменьшает потребные относительные массы и некоторые точки многомерной области с неосуществимыми ранее комплексами летно-технических параметров теперь будут переходить в область существования. Это означает, что с течением времени, по мере развития авиационной техники, область существования самолета расширяется. И наоборот, если двигаться в прошлое, область существования будет сужаться. В пределе эта область может состоять из одной теоретически возможной точки существования, до появления которой создание самолета невозможно.

Для авиации такая точка появилась, вероятно, где-то в конце XIX века. Анализ первых самолетов этого времени - А.Ф. Можайского, К. Адера, Х. Максима показывает, что в принципе по условиям горизонтального полета эти самолеты удовлетворяли уравнению существования. Однако условия взлета и набора высоты у них не выполнялись, вследствие чего они потерпели аварии при первом взлете. Очевидно, первым самолетом, полностью удовлетворяющим уравнению существования и попавшим, следовательно, в область существования, был самолет братьев Райт (1903 г.). Что это была уже именно область, а не точка, доказывает факт появления в течение буквально нескольких лет после полетов братьев Райт других самолетов, способных летать.

б. Наглядное, хотя и упрощенное в той или иной мере, представление об области существования самолета можно получить различными способами. Рассмотрим некоторые из них.

Самое элементарное представление вытекает из уравнения баланса масс. На масштабной оси $\sum \bar{m}_i$ (рис. 2) по вертикали откладываем относительные массы \bar{m}_i и их сумму. Сумма определит вполне конкретную точку на оси - А, В, С и т.д.

Вполне очевидно, что только в точке А, в которой $\sum \bar{m}_i = 1$, удовлетворяется уравнение существования самолета. Следовательно, все бесчисленное количество многомерных точек области существования будет находиться в точке А. Эта точка в данной интерпретации и будет областью существования самолета. Любые другие точки

на этой оси (В, С), для которых $\sum \bar{m}_i$ больше или меньше единицы, соответствуют неосуществимым комплексам ЛТП.

Другое представление об области существования можно получить, если рассмотреть простейший случай перераспределения относительных масс при выполнении условия $\sum \bar{m}_i = 1$, когда меняются массы только двух групп \bar{m}_1 и \bar{m}_2 , а их сумма остается постоянной $\bar{m}_1 + \bar{m}_2 = c$. Изменение соотношения между двумя этими массами изобразим в виде графика (рис. 3).

Любой точке прямой $\bar{m}_1 + \bar{m}_2 = c$ соответствует определенное соотношение этих масс и вполне определенный комплекс ЛТП самолета. По мере приближения этой линии к оси \bar{m}_1 будут улучшаться параметры, зависящие от \bar{m}_1 , и ухудшаться параметры, связанные с \bar{m}_2 . Приближение прямой к оси \bar{m}_2 даст обратный эффект. В точках прямой, лежащих непосредственно на осях \bar{m}_1 и \bar{m}_2 , уравнение существования формально выполняется, однако отсутствие какой-либо группы и обращение в нуль некоторых летно-технических параметров исключает возможность создания самолета или делает его, за редким исключением, практически бесполезным.

Так, например, не может быть самолета без конструкции ($\bar{m}_к = 0$), без силовой установки ($\bar{m}_{cy} = 0$) - это уже планер, а не самолет, без топлива ($\bar{m}_{тв} = 0$). Правда, самолет без нагрузки, если летчика не включать в нее, может найти применение - самолеты спортивные, учебно-тренировочные. На участках прямой, прилегающих к осям (пунктир на рис. 3), где отдельные ЛТП будут очень малы, также будут находиться практически бесполезные самолеты. Поэтому реально осуществимые самолеты будут располагаться в точках прямой AN , достаточно удаленных от осей \bar{m}_1 и \bar{m}_2 . Само положение точек A и N будет зависеть от реально осуществимых значений $\bar{m}_{1 \min} (\bar{m}_{1 \max})$, $\bar{m}_{2 \min} (\bar{m}_{2 \max})$.

Таким образом, прямая AN дает наглядное представление об области существования самолета при выполнении условия $\bar{m}_1 + \bar{m}_2 = c$.

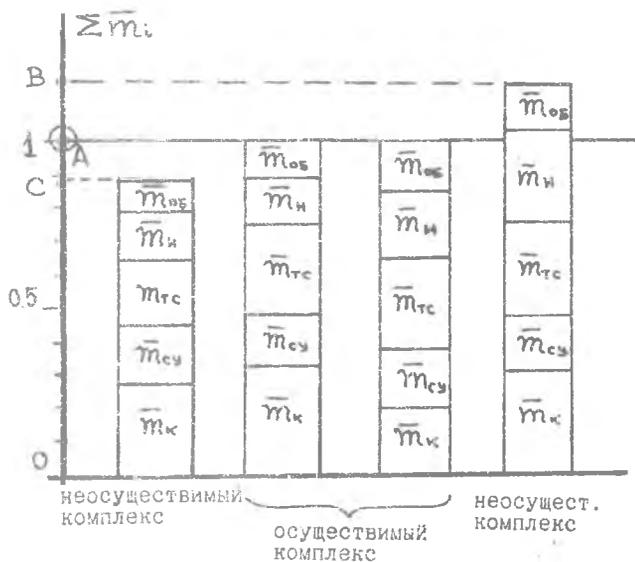


Рис. 2

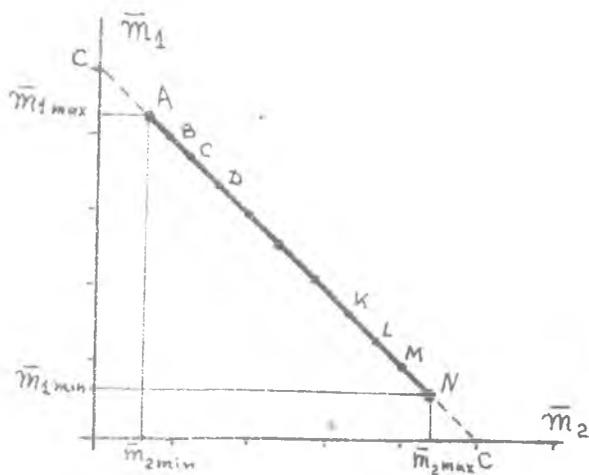


Рис. 3

Пусть в качестве примера масса \bar{m}_1 будет массой силовой установки, а масса \bar{m}_2 - массой топливной системы. Их сумма пусть будет равна $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс} = 0,4$ (рис. 4).

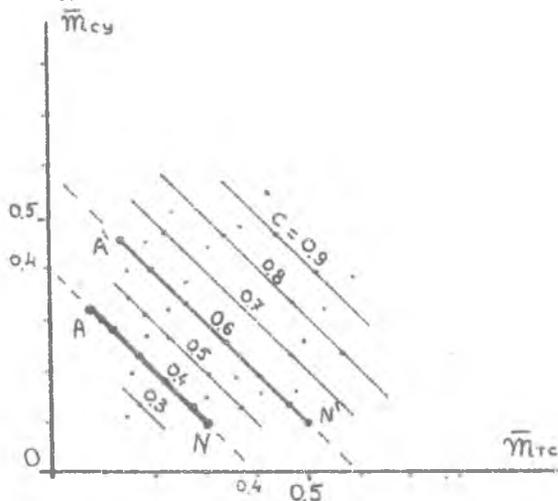


Рис. 4

В этом случае вблизи точки A , где велика \bar{m}_{cy} , а $\bar{m}_{тс}$ мала, будут располагаться самолеты с высокими скоростными качествами и небольшой дальностью полета. Это будут, прежде всего, истребители разных типов, а также рекордные скоростные самолеты. Вблизи точки N будут находиться самолеты с большой дальностью и продолжительностью полета - пассажирские, транспортные и им подобные. Наиболее близкая к оси $\bar{m}_{тс}$ точка определит рекордные значения L_{\max} и t_{\max} .

Между точками A и N расположатся самолеты со средними значениями скоростей и дальности полета.

Следует иметь в виду, что на линии $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс} = 0,4$ разместятся далеко не все самолеты, удовлетворяющие уравнению существования. Для многих самолетов сумма $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс}$ будет отличаться от 0,4. Например, для самолетов местных воздушных линий, многоцелевых хозяйственных самолетов, самолетов личного пользования эта сумма может быть значительно меньше 0,4. Соответствующие этим само-

летам точки расположатся на линиях, параллельных AN , но лежащих ниже нее. Для самолетов административных, дальних пассажирских, сверхзвуковых транспортная указанная сумма будет больше 0,4 и соответствующие им точки будут находиться выше прямой AN .

Верхней теоретической границей области существования очевидно будет прямая $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс} = 1$. Реальная область существования будет находиться внутри треугольника, ограниченного этой прямой и осями координат (рис. 5). Реальная область существования не имеет четко очерченных границ. Каждый новый самолет может сдвигать эти границы в сторону расширения области существования. Особенно это справедливо для рекордных самолетов. Например, самолет, "Вояджер", который в декабре 1986 года впервые осуществил беспосадочный полет без дозаправки вокруг земного шара и установил рекорды дальности и продолжительности полета, имел следующие параметры: $\bar{m}_{cy} = 0,08$; $\bar{m}_{тс} = 0,81$. Соответствующая этому самолету точка на графике рис. 5 далеко выходит за освоennую в то время область существования обычных самолетов. Вполне вероятно, что граница этой области по мере развития авиации будет двигаться в сторону рекордной точки, заполняя неосвоенную пока область между ними.

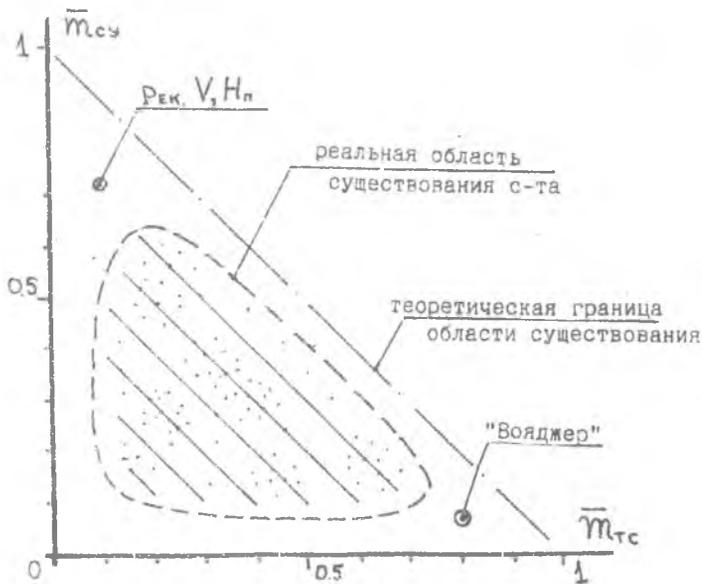


Рис. 5

В том случае, когда изменение суммы $\bar{m}_1 + \bar{m}_2$ происходит только за счет изменения какой-то одной массы \bar{m}_3 , иначе говоря, при условии $\bar{m}_1 + \bar{m}_2 + \bar{m}_3 = c$, область существования самолета может быть представлена в трехмерном пространстве (рис. 6).

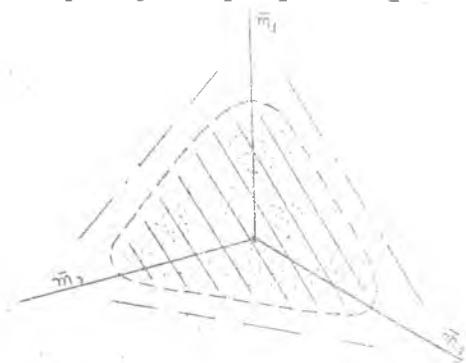


Рис. 6

Это будет плоскость, полученная перемещением прямой AN поступательно по прямолинейной направляющей. В принципе по третьей оси можно вместо \bar{m}_3 откладывать сумму дополнительных к \bar{m}_1 и \bar{m}_2 масс: $(1 - \bar{m}_1 - \bar{m}_2)$.

Изменение четвертой массы \bar{m}_4 при условии $\bar{m}_1 + \bar{m}_2 + \bar{m}_3 + \bar{m}_4 = c$ приведет к перемещению плоскости существования по нормали к ней и мы получим некоторый слоистый объем, состоящий из бесчисленного множества таких плоскостей с четко очерченными границами (рис. 7). Этот объем и определит область существования самолета в пространстве четырех масс в пределах их реального изменения. Отдельные точки этого пространства будут соответствовать существующим и существовавшим ранее самолетам. Они будут располагаться в виде скоплений в разных частях области существования, объединяющих однотипные самолеты. Заполнение области существования реальными точками будет весьма неплотным и неравномерным, что может напоминать картину заполнения космического пространства небесными телами.

В качестве четырех переменных масс можно принять массы основных групп, вошедших в уравнение баланса (2), исключая массу оборудования, величина которой весьма мала. В этом случае будут учтены практически все основные параметры самолета в данной интерпретации области существования.

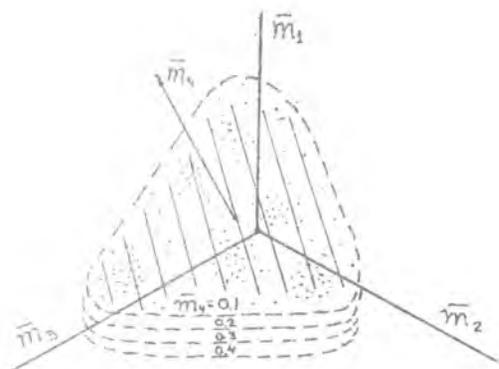


Рис. 7

Еще одно наглядное представление об области существования самолета можно получить, если изобразить графически взаимосвязь его параметров. С этой целью в каждой точке прямой AN рис. 4 по известным значениям \bar{m}_{cy} и \bar{m}_{Tc} можно определить зависящие от них параметры: по \bar{m}_{cy} найти V_{max} , $V_{крейс}$, $V_{У0}$, $H_{п}$ и др., а по \bar{m}_{Tc} — L_{max} , t_{max} , $R_{д}$, и затем построить графики взаимосвязи параметров этих двух групп $V_{max} - L_{max}$, $V_{крейс} - L_{max}$, $H_{п} - t_{max}$ и т.д. В результате прямая AN трансформируется в ряд кривых, т.к. зависимости $V_{max}(\bar{m}_{cy})$, $H_{п}(\bar{m}_{cy})$, $L_{max}(\bar{m}_{Tc})$ — нелинейны.

На рис. 8 и рис. 9 показан примерный вид взаимосвязи некоторых летно-технических параметров самолета. Каждая из этих кривых, аналогично прямой AN, является областью существования для условия $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{Tc} = c$.

Если варьируются три массы, то изменение третьей массы можно пересчитать в изменение третьего параметра и перейти в трехмерное пространство. В этом случае кривые рис. 8 и 9 будут перемещаться поступательно по криволинейной направляющей. Область существования при изменении трех параметров будет представлять собой криволинейную поверхность двойной кривизны.

Так, если в качестве третьей массы принять массу конструкции, то ее можно связать с максимальной расчетной перегрузкой n_{max}^p , которую и принять в качестве третьей координаты.

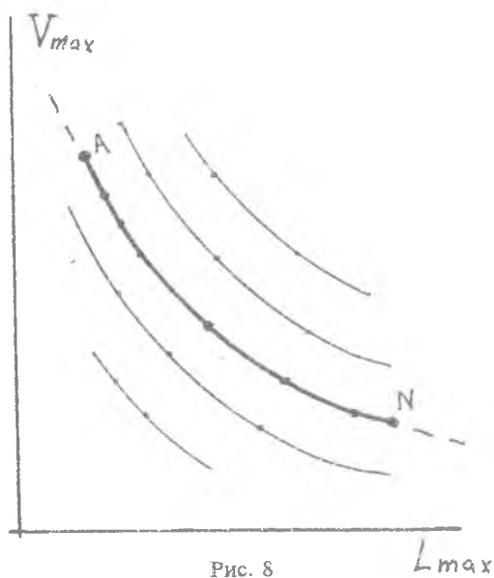


Рис. 8

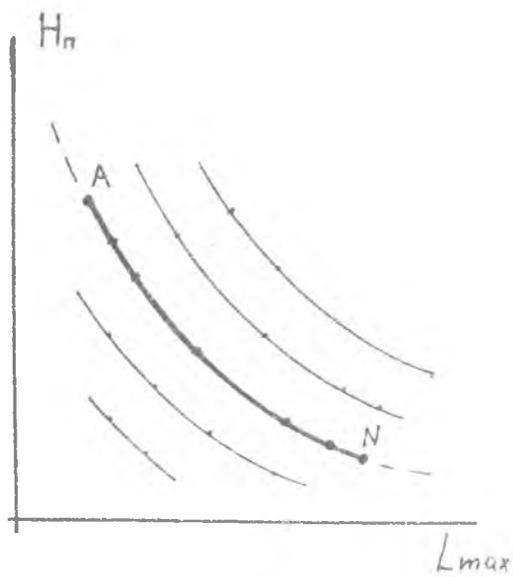


Рис. 9

Примерный вид взаимосвязи трех параметров самолета изобразится в виде криволинейной поверхности, показанной на рис. 10. Эта поверхность и будет областью существования самолета в случае изменения трех параметров при условии $\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс} + \bar{m}_к = c$.

Наконец, если учесть еще один параметр $\bar{m}_{целев}$, связанный с четвертой массой \bar{m}_H , то получим область существования в виде слоистого объема двойной кривизны, который образуется поступательным перемещением криволинейной поверхности в пространстве (рис. 11). Этот объем с размытыми границами и будет областью существования самолета при изменении четырех параметров и при выполнении условия $\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{тс} + \bar{m}_H = c$.

Если число переменных параметров будет больше четырех, то для визуализации области существования можно воспользоваться лучевой системой координат, которая позволяет получить наглядное изображение многомерной точки при довольно большом количестве переменных параметров (рис. 12). Для этого из начала координат O в виде лучей строятся координатные оси, количество которых равно числу переменных. На каждом луче в масштабе откладываются значения соответствующих параметров - точки a_p, b_p, c_p и т.д. Совокупность этих точек образует многомерную точку с параметрами $\Pi_i(a_p, b_p, c_p, \dots)$. Для наглядности все точки на лучах можно соединить линиями и получить некоторый многоугольник. Если комплекс параметров (a_p, b_p, c_p, \dots) удовлетворяет уравнению существования, то данная многомерная точка принадлежит области существования самолета. В противном случае она лежит вне этой области.

Если теперь перебрать все точки с осуществимыми комплексами параметров, то на каждом луче мы получим набор бесчисленного количества точек, принадлежащих области существования самолета. Они будут располагаться между минимальными $\alpha_{i \min}$ и максимальными $\alpha_{i \max}$ значениями каждого параметра. Соединив все точки минимальных значений на лучах, получим нижнюю границу области существования. Максимальные значения параметров на лучах дадут верхнюю границу области существования. Все многомерные точки области существования самолета будут находиться между этими границами.

7. При проектировании уравнение существования можно использовать для определения взлетной массы самолета первого при-

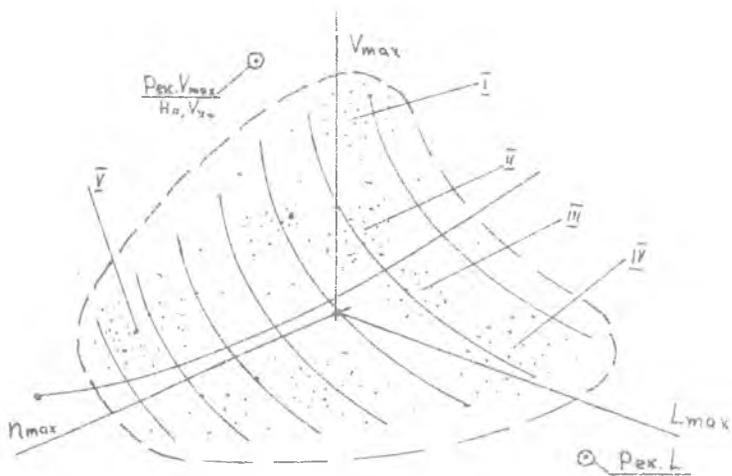


Рис. 10

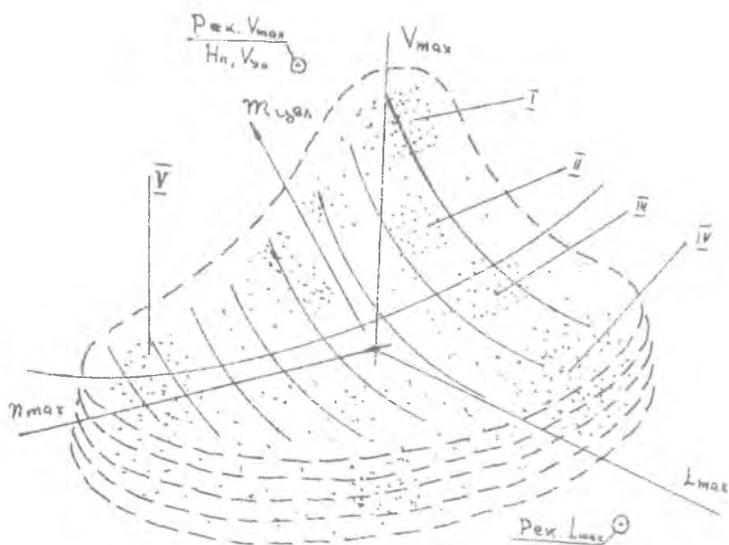


Рис. 11

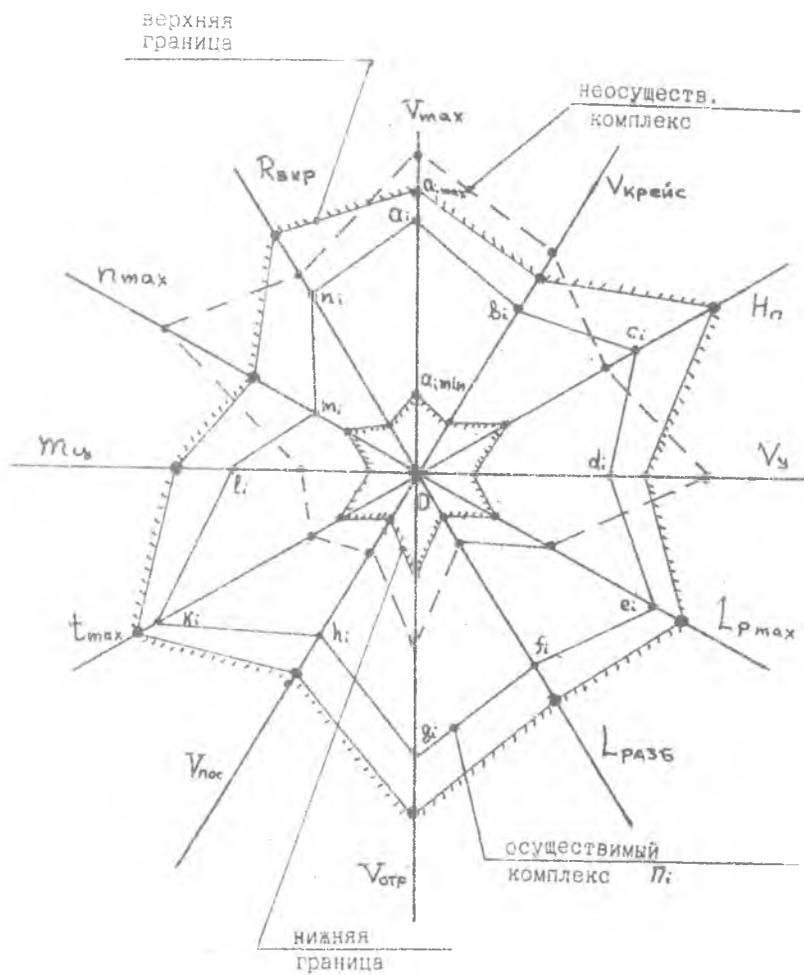


Рис. 12

ближения. В техническом задании на проектирование при разработке тактико-технических требований задаются основные летно-технические параметры проектируемого самолета. Зная эти параметры, можно определить необходимые относительные массы конструкции \overline{m}_k , силовой установки \overline{m}_{cy} , топливной системы $\overline{m}_{тс}$. Массы целевой, служебной нагрузок в самом начале проектирования известны или легко находятся в абсолютном виде - $m_n = m_{целев} + m_{сл}$. Масса оборудования частично может быть известна в абсолютной виде - $m_{об}^I$, а другая ее часть определяется в относительной величине - $\overline{m}_{об}^{II}$. В результате уравнение существования можно записать в следующем виде

$$\overline{m}_k + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_{тс} + \overline{m}_{об}^{II} + \frac{m_{об}^I}{m_0} + \frac{m_n}{m_0} = 1. \quad (17)$$

Откуда взлетная масса самолета будет равна

$$m_0 = \frac{m_{целев} + m_{сл} + m_{об}^I}{1 - \overline{m}_k - \overline{m}_{cy} - \overline{m}_{тс} - \overline{m}_{об}^{II}}. \quad (18)$$

При определении \overline{m}_k и $\overline{m}_{об}^{II}$ могут использоваться формулы, в которые входит величина m_0 . В этом случае вначале следует задаться приближенно значением m_0^I и уточнить ее окончательную величину последовательными приближениями.

Указанный метод определения взлетной массы самолета не требует дополнительной проверки параметров самолета на соответствие их уравнения существования. Найденная величина m_0 и все летно-технические параметры, которые использовались при подсчете относительных масс, в этом случае будут полностью удовлетворять уравнению существования. Признаком неосуществимости заданного комплекса летно-технических параметров будет равенство нулю или отрицательная величина знаменателя в выражении (18). Даже положительное, но слишком малое значение знаменателя будет означать теоретическую возможность, но реальную неосуществимость такого самолета из-за слишком большой величины m_0 . В этом и заключается причина того, что область существования самолета имеет раз-

мытые границы, которые определяются, очевидно, технической целесообразностью и эффективностью самолета, находящегося у границы области существования.

8. С помощью уравнения существования самолета можно оценить величину коэффициента роста взлетной массы самолета $K_{\text{рм}}$. Этот коэффициент показывает на сколько килограммов изменится взлетная масса самолета Δm_0 , если масса какой-то группы, входящей в m_0 , изменится на величину Δm_i

$$K_{\text{рм}} = \frac{\Delta m_0}{\Delta m_i}; \text{ в пределе } - K_{\text{рм}} = \frac{\partial m_0}{\partial m_i}.$$

При этом предполагается, что основные летно-технические параметры самолета - скорости, дальность полета, целевая нагрузка - остаются постоянными.

Пусть известна полезная нагрузка $m_{\text{н}}$ и определена сумма всех остальных масс в относительном виде $\sum \bar{m}_i$. Исходная взлетная масса будет равна

$$m_0 = \frac{m_{\text{н}}}{1 - \sum \bar{m}_i}.$$

Если теперь одна из масс m_i изменится на величину Δm_i или

$\Delta \bar{m}_i = \frac{\Delta m_i}{m_0}$, то новое значение взлетной массы будет

$$m'_0 = \frac{m_{\text{н}}}{1 - \sum \bar{m}_i - \Delta \bar{m}_i}$$

и изменение взлетной массы

$$\Delta m_0 = m'_0 - m_0 = \frac{m_{\text{н}} \cdot \Delta \bar{m}_i}{(1 - \sum \bar{m}_i)(1 - \sum \bar{m}_i - \Delta \bar{m}_i)} = \frac{\Delta m_i}{1 - \sum \bar{m}_i - \Delta \bar{m}_i},$$

коэффициент роста массы

$$K_{\text{рм}} = \frac{\Delta m_0}{\Delta m_i} = \frac{1}{1 - \sum \bar{m}_i - \Delta \bar{m}_i}. \quad (19)$$

В пределе, полагая $\Delta \bar{m}_i \rightarrow 0$, получаем

$$K_{\text{рм}} = \frac{\partial m_0}{\partial m_i} = \frac{1}{1 - \sum \frac{m_i}{m_H}} = \frac{1}{m_H} \quad (20)$$

Отсюда видно, что чем меньше доля полезной нагрузки в m_0 , тем выше $K_{\text{рм}}$. Для самолетов $K_{\text{рм}}$ обычно меняется от 2-3 и до 10-15. Для космических летательных аппаратов он может быть на порядок выше.

Найденный коэффициент роста массы показывает изменение m_0 по изменению массы одной из групп, входящих в m_0 . Как мы видели, масса каждой группы определяет вполне конкретно какие-то свойства и параметры самолета. Учитывая это, можно связать изменение массы m_i с изменением какого-либо свойства и оценить влияние этого свойства на взлетную массу. В результате можно найти коэффициенты роста взлетной массы самолета по любому его свойству или параметру $K_{\text{рм}} = \frac{\partial m_0}{\partial \alpha_i}$. Например, могут быть найдены

коэффициенты роста массы по аэродинамическим параметрам самолета - аэродинамическому качеству, коэффициенту лобового сопротивления др. Можно определить коэффициенты роста массы по эксплуатационным показателям, например по ресурсу, по экономическим параметрам - себестоимости перевозок, стоимости конструкции и т.д. Такие коэффициенты роста массы широко используются при оценке эффективности проектных и конструкторских решений - метод градиентов взлетной массы, позволяющий определять весовые эквиваленты различных конструкторских вариантов и выбирать из них наиболее выгодные [3].

Таковы основные особенности и свойства уравнения существования, рассмотрение которых наглядно показало всю научную глубину и фундаментальность этого уравнения, его основополагающую роль для проектирования и оценки эффективности самолета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Болховитинов В.Ф.* Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 130 с.
2. *Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф.* и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 515 с.
3. Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 540 с.
4. *Житомирский Г.И.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1991. 395 с.

Учебное издание

К о р о л ь к о в Олег Николаевич

**УРАВНЕНИЕ СУЩЕСТВОВАНИЯ
САМОЛЕТА**

Учебное пособие

Редактор Н. С. К у п р и я н о в а

Техн. редактор Г. А. У с а ч е в а

Корректор Т. И. Щ е л о к о в а

Лицензия ЛР № 020301 от 30.12.96 г.

Подписано в печать 07.04.2000 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага газетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 1,86. Усл. кр.-отт. 1,98. Уч.-издл. 2,0

Тираж 150 экз. Заказ 10. Арт. С - 3/2000.

Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С. П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.