

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- g — ускорение силы тяжести ($g=9,81$ м/сек²);
 ρ — массовая плотность воздуха;
 ρ_0 — массовая плотность воздуха у земли (в стандартных атмосферных условиях $\rho_0=0,125$ кг сек²/м⁴);
 $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха;
 H — высота полета;
 p — давление окружающего воздуха;
 p_0 — давление воздуха в заторможенном потоке (в той точке, где скорость равна нулю);
 a — скорость звука (в стандартных атмосферных условиях у земли $a=340$ м/сек);
 t° — температура окружающего воздуха в °С (в стандартных атмосферных условиях у земли $t_0=+15^\circ$);
 T° — абсолютная температура воздуха (в стандартных атмосферных условиях у земли $T_0=288^\circ$);
 μ — коэффициент вязкости воздуха;
 $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ — кинематический коэффициент вязкости воздуха (в стандартных атмосферных условиях у земли $\nu=1,457 \cdot 10^{-5}$ м²/сек);
 V — скорость полета (скорость потока воздуха относительно самолета);
 $V_i = \sqrt{\Delta} V$ — индикаторная скорость;
 $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор потока;
 p_∞ — давление воздуха далеко перед самолетом (в невозмущенном потоке);
 $\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q}$ — коэффициент давления;
 $M = \frac{V}{a}$ — число Маха (отношение скорости полета к скорости звука невозмущенного потока) — критерий подобия по сжимаемости воздуха;
 $M_{кр}$ — критическое число М, при котором в какой-либо точке поверхности самолета местная скорость равна местной скорости звука;
 $R = \frac{VL}{\nu}$ — число Рейнольдса — критерий подобия по вязкости воздуха (L — характерная длина, за которую для крыла принимают длину САХ, для фюзеляжа — длину фюзеляжа и т. д.);
 W — скорость ветра;
 $\Gamma = \oint V ds$ — циркуляция скорости по замкнутому контуру;
 V_x — проекция скорости полета на горизонтальную плоскость;
 V_y — проекция скорости полета на вертикальную плоскость;
 $V_{\max}$ — максимальная скорость установившегося горизонтального полета;
 $V_{отр}$ — взлетная скорость самолета (скорость самолета при отрыве от земли);
 $V_{наб}$ — скорость самолета по траектории при наборе высоты;
 $V_{\min}$ — минимальная скорость горизонтального полета;
 $V_{пл}$ — скорость самолета при планировании;
 $V_{пос}$ — посадочная скорость (скорость самолета в момент касания колесами земли);
 $V_{кр}$ — крейсерская скорость самолета;

$V_{г.о}$ — скорость потока в области горизонтального оперения;
 $V_{в.о}$ — скорость потока в области вертикального оперения (практически $V_{в.о} \approx V_{г.о}$);

$k = \frac{V_{г.о}^2}{V^2}$ — коэффициент торможения потока у оперения;

ω — угловая скорость вращения самолета;
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции вектора угловой скорости на связанные с самолетом оси координат;

$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}$; $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}$; $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$ — безразмерные составляющие угловой скорости вдоль осей Ox_1, Oy_1 и Oz_1 (l — размах крыльев, b_A — средняя аэродинамическая хорда);

α — угол атаки (угол между проекцией вектора скорости полета на плоскость симметрии самолета и хордой крыла);

α_0 — угол нулевой подъемной силы (угол атаки при $c_y=0$);

β — угол скольжения (угол между вектором скорости полета и плоскостью симметрии самолета);

Θ — угол между вектором скорости полета и горизонтальной плоскостью (угол наклона траектории полета к горизонту);

ψ_c — угол поворота траектории полета (угол между проекцией вектора скорости на горизонтальную плоскость и некоторым направлением, принятым за начальное);

γ_c — угол крена в скоростной системе координат (угол между осью Oy_c , перпендикулярной вектору скорости, и вертикальной плоскостью, содержащей вектор скорости V);

— угол тангажа самолета (угол между продольной осью или хордой самолета и горизонтальной плоскостью);

γ — угол крена самолета (угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью, содержащей продольную ось самолета); при небольших углах α и β приблизительно $\gamma \approx \gamma_c$;

ψ — угол рысканья (угол между проекцией продольной оси самолета на горизонтальную плоскость и некоторым направлением на горизонтальной плоскости, принятым за начальное);

S — площадь крыльев;

l — размах крыльев;

b — хорда крыльев (секущая);

$b_{\text{корн}}$ — корневая хорда (хорда в плоскости симметрии самолета);

$b_{\text{конц}}$ — концевая хорда крыльев;

b_A — средняя аэродинамическая хорда (САХ);

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ — удлинение крыльев;

$\lambda_{\text{эф}}$ — эффективное удлинение крыльев (самолета);

$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}$ — сужение крыльев;

$\frac{c}{S}$ — относительная толщина профиля крыльев;

χ — угол стреловидности крыльев (угол между проекцией линии фокусов на плоскость, содержащую корневую хорду крыла и перпендикулярную к плоскости симметрии самолета, и перпендикуляром к плоскости симметрии самолета);

ψ° — угол поперечной V-образности крыльев (угол между проекцией линии фокусов на плоскость, перпендикулярную корневой хорде, и перпендикуляром к плоскости симметрии самолета);

l_Φ — длина фюзеляжа;

b_Φ — ширина фюзеляжа (наибольшая);

h_Φ — высота фюзеляжа (наибольшая);

S_Φ — площадь миделевого сечения фюзеляжа;

F_Φ — омываемая потоком поверхность фюзеляжа;

$\lambda_\Phi = \frac{l_\Phi}{\sqrt{\frac{4}{\pi} S_\Phi}}$ — удлинение фюзеляжа;

x_Φ — расстояние центра тяжести самолета от носа фюзеляжа;

- $S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения;
 $\overline{S}_{г.о} = \frac{S_{г.о}}{S}$ — относительная площадь горизонтального оперения;
 $S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения;
 $\overline{S}_{в.о} = \frac{S_{в.о}}{S}$ — относительная площадь вертикального оперения;
 $S_{в}$ — площадь руля высоты;
 $\overline{S}_{в} = \frac{S_{в}}{S_{г.о}}$ — относительная площадь руля высоты;
 $S_{н}$ — площадь руля направления;
 $\overline{S}_{н} = \frac{S_{н}}{S_{в.о}}$ — относительная площадь руля направления;
 $S_{э}$ — площадь элеронов;
 $S_{0э}$ — площадь, обслуживаемая элеронами (часть площади крыльев, на которой расположены элероны);
 $L_{г.о}$ — плечо площади горизонтального оперения (расстояние от центра тяжести самолета до оси вращения руля высоты);
 $\overline{L}_{г.о} = \frac{L_{г.о}}{b_A}$ — относительное плечо горизонтального оперения;
 $L_{в.о}$ — плечо площади вертикального оперения (расстояние от центра тяжести самолета до оси вращения руля направления);
 $\overline{L}_{в.о} = \frac{L_{в.о}}{l}$ — относительное плечо вертикального оперения;
 $l_{э}$ — расстояние между точками, лежащими на половине длины элеронов;
 $S_{зак}$ — площадь закрылков;
 $S_{0зак}$ — площадь, обслуживаемая закрылками (часть площади крыльев, на которой расположены закрылки);
 $b_{зак}$ — хорда закрылка;
 $S_{о.к}$ — площадь осевой компенсации;
 $S_{ск}$ — площадь сервокомпенсации;
 $S_{т}$ — площадь триммера;
 $\delta_{в}$ — угол отклонения руля высоты;
 $\delta_{н}$ — угол отклонения руля направления;
 $\delta_{э}$ — угол отклонения элеронов (отсчитывается по правому элерону);
 $\delta_{зак}$ — угол отклонения закрылков;
 τ — угол отклонения триммера;
 φ — угол установки горизонтального оперения (угол между хордами горизонтального оперения и крыльев);
 $n_{в} = \frac{c_{\delta_{в}}^{у г. о}}{c_{\alpha_{г. о}}^{у г. о}}$ — коэффициент эффективности руля высоты;
 $n_{н} = \frac{c_{\delta_{н}}^{з в. о}}{c_{\beta}^{з в. о}}$ — коэффициент эффективности руля направления;
 $n_{э} = \frac{c_{\delta_{э}}^{у сеч}}{c_{\alpha}^{у сеч}}$ — коэффициент эффективности элеронов;
 $a_{г.о} = c_{\alpha_{г.о}}^{\alpha_{г.о}}$ — производная $c_{у г. о}$ по $\alpha_{г.о}$;
 $a_{в.о} = -c_{\beta}^{\beta}$ — производная $c_{з в. о}$ по β , взятая с обратным знаком;
 m — масса самолета;
 G — вес самолета;
 $G_{топ}$ — вес топлива на самолете;
 $G_{топ.р}$ — располагаемый запас топлива на самолете;
 G_0 — вес самолета в начале полета;
 G_1 — вес самолета в конце полета;
 $G_{н}$ — вес сбрасываемой в полете нагрузки;
 $G_{ср}$ — средний на протяжении полета вес самолета;

I_x, I_y, I_z — моменты инерции относительно осей Ox_1, Oy_1, Oz_1 , связанных с самолетом, соответственно;

I_{xy} — центробежный момент инерции самолета;

$\bar{r}_z = \sqrt{\frac{I_z}{mb_A^2}}$ — безразмерный радиус инерции самолета относительно оси Oz_1 ;

$\bar{r}_x = \sqrt{\frac{4I_x}{ml^2}}$ и $\bar{r}_y = \sqrt{\frac{4I_y}{ml^2}}$ — безразмерные радиусы инерции самолета относительно осей Ox_1 и Oy_1 соответственно;

$\bar{r}_{xy} = \sqrt{\frac{4I_{xy}}{ml^2}}$ — условная безразмерная величина, характеризующая величину центробежного момента инерции;

R — результирующая аэродинамических сил, действующих на самолет;

Y — подъемная сила;

Q — лобовое сопротивление;

Z — боковая сила;

Y_1 — нормальная к хорде составляющая полной аэродинамической силы;

X_1 — тангенциальная составляющая аэродинамической силы;

P — сила тяги двигателей, установленных на самолете;

$c_R = \frac{R}{Sq}$ — коэффициент полной аэродинамической силы;

$c_y = \frac{Y}{Sq}$ — коэффициент подъемной силы;

$c_x = \frac{Q}{Sq}$ — коэффициент лобового сопротивления;

$c_z = \frac{Z}{Sq}$ — коэффициент боковой силы;

$c_{y1} = \frac{Y_1}{Sq}$ — коэффициент нормальной силы;

$c_{x1} = \frac{X_1}{Sq}$ — коэффициент тангенциальной силы;

$c_G = \frac{G}{Sq}$ — коэффициент силы тяжести;

$c_P = \frac{P}{Sq}$ — коэффициент силы тяги;

φ — угол между осью двигателя и хордой крыльев;

x_d — расстояние центра давления крыльев от передней кромки;

$\bar{x}_d = \frac{x_d}{b}$ — безразмерная координата центра давления;

x_F — расстояние фокуса от передней кромки крыльев;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b}$ — безразмерная координата фокуса;

x_T — расстояние центра тяжести самолета от передней кромки крыльев;

$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$ — безразмерная координата центра тяжести самолета, отсчитываемая параллельно хорде;

y_T — расстояние центра тяжести самолета от хорды, измеренное по перпендикуляру к хорде;

$\bar{y}_T = \frac{y_T}{b}$ — безразмерная ордината центра тяжести самолета;

c_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при $c_y = 0$;

c_{xp} — коэффициент профильного сопротивления крыльев;

Q_i — индуктивное сопротивление;

T_i — индуктивная мощность в кгм/сек;

N_i — индуктивная мощность в л. с.;

c_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления;

- $c_{xв}$ — коэффициент волнового сопротивления;
 $c_{y\max}$ — максимальный коэффициент подъемной силы;
 c_{m0} — коэффициент момента профиля при $c_y=0$;
 c_f — коэффициент трения плоской пластинки;
 $K = \frac{Y}{Q}$ — качество самолета (крыльев);
 $K_{\max}$ — максимальное качество;
 M_x, M_y, M_z — моменты аэродинамических сил относительно осей Ox_1, Oy_1, Oz_1 соответственно;
 $m_x = \frac{M_x}{qSl}, m_y = \frac{M_y}{qSl}, m_z = \frac{M_z}{qSb_A}$ — коэффициенты моментов аэродинамических сил соответственно;
 $m_z^c = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ — мера продольной статической устойчивости по перегрузке;
 $\frac{dm_z}{dc_y}$ — мера продольной статической устойчивости по скорости;
 $m_x^b = \frac{\partial m_x}{\partial \beta}$ — мера поперечной статической устойчивости;
 $m_y^b = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}$ — мера путевой статической устойчивости;
 $M_{ш}$ — шарнирный момент (момент аэродинамических сил, действующих на орган управления, относительно оси вращения этого органа управления);
 P_a — усилие на ручке управления рулем высоты;
 P_n — усилие на педалях управления рулем направления;
 $P_э$ — усилие на ручке управления элеронами;
 $m_{ш} = \frac{M_{ш}}{qS_p b_p}$ — коэффициент шарнирного момента (S_p — площадь органа управления, b_p — хорда органа управления);
 $P_6, P_{пр}$ — усилия на ручке управления рулем высоты от балансиров и пружин соответственно;
 δ_p — угол отклонения ручки управления;
 x_p — линейное перемещение ручки управления;
 l_p — плечо силы тяги относительно центра тяжести самолета;
 $n_y = \frac{Y}{G}, n_z = \frac{Z}{G}$ — составляющие перегрузки вдоль осей Oy_1 и Oz_1 , связанных с самолетом;
 ϵ — угол скоса потока у оперения;
 $\epsilon_{кр}$ — угол скоса потока, вызванного крыльями;
 ϵ_v — угол скоса потока, вызванного винтом;
 ϵ_f — угол скоса потока, вызванного фюзеляжем;
 T — период колебаний самолета в возмущенном движении;
 t_2 — время затухания в два раза амплитуды колебаний в возмущенном движении;
 ψ, φ — передаточное число автопилота;
 $L_{разб}$ — длина разбега при взлете;
 $L_{взл}$ — длина взлетной дистанции;
 $L_{проб}$ — длина пробега при посадке;
 $L_{пос}$ — длина посадочной дистанции;
 t — время подъема самолета на высоту H ;
 H_t — теоретический потолок самолета (при $V_y=0$);
 $H_{пр}$ — практический потолок самолета (при $V_y=5 \text{ м/сек}$);
 q_k — расход топлива на 1 км пути (километровый расход);
 $q_ч$ — расход топлива за 1 час полета;
 L — дальность полета;
 T — продолжительность полета;
 R — радиус действия самолета;
 r — радиус виража;
 $T_{вир}$ — время выполнения виража (при повороте траектории на угол $=360^\circ$);
 N — мощность двигателя;

- n_c — число оборотов воздушного винта в 1 сек.;
 C_e — удельный расход топлива;
 $n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_0}{T}}$ — приведенное число оборотов (для ТРД);
 $P_{пр} = P \frac{P_0}{p}$ — приведенная сила тяги (для ТРД);
 R — радиус винта;
 $D = 2R$ — диаметр винта;
 φ° — угол установки лопастей воздушного винта (измеряется на радиусе $r = 0,75 R$);
 i — число двигателей;
 $\alpha = \frac{P}{\rho n_c^2 D^4}$ — коэффициент силы тяги винта;
 $\beta = \frac{75 N}{\rho n_c^3 D^5}$ — коэффициент мощности винта;
 $\lambda = \frac{V}{n_c D}$ — режим работы (поступь) воздушного винта;
 $\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda$ — к. п. д. воздушного винта;
 $F = \frac{\pi D^4}{4}$ — ометаемая винтом площадь;
 $B = \frac{P}{qF}$ — коэффициент нагрузки воздушного винта;
 $U = \pi n_c D$ — окружная скорость винта;
 P_y — сила тяги ускорителей, установленных на самолете;
 $x_{ж}$ — расстояние центра жесткости (крыла, оперения) от носка (крыла, оперения);
 $\tau_\mu = \frac{2m}{\rho S b_A}$ — относительная плотность самолета (при анализе продольного возмущенного движения);
 $\mu = \frac{2m}{\rho S l}$ — относительная плотность самолета (при анализе бокового возмущенного движения);
 $\tau = \frac{2m}{\rho S V}$ — масштаб времени (при анализе продольного возмущенного движения);
 $\tau = \frac{m}{\rho S V}$ — масштаб времени (при анализе бокового возмущенного движения);
 $H_{эн} = H + \frac{V^2}{2g}$ — энергетическая высота самолета.

ВВЕДЕНИЕ

Самолет — летательный аппарат тяжелее воздуха, поэтому для поддержания его в воздухе необходима подъемная сила, которая уравновешивала бы полетный вес самолета. Такая сила создается крыльями.

Аэродинамические, в том числе и подъемная, силы возникают только при наличии скорости воздуха относительно тела, в данном случае — относительно жестко соединенных с фюзеляжем крыльев самолета.

Самолет, следовательно, должен безостановочно передвигаться относительно воздуха, т. е. он может только лететь, но не висеть в воздухе



Модель самолета А. Ф. Можайского

отличие от вертолета, у которого крылья (лопасти несущего винта) вращаются относительно оси, жестко связанной с фюзеляжем.

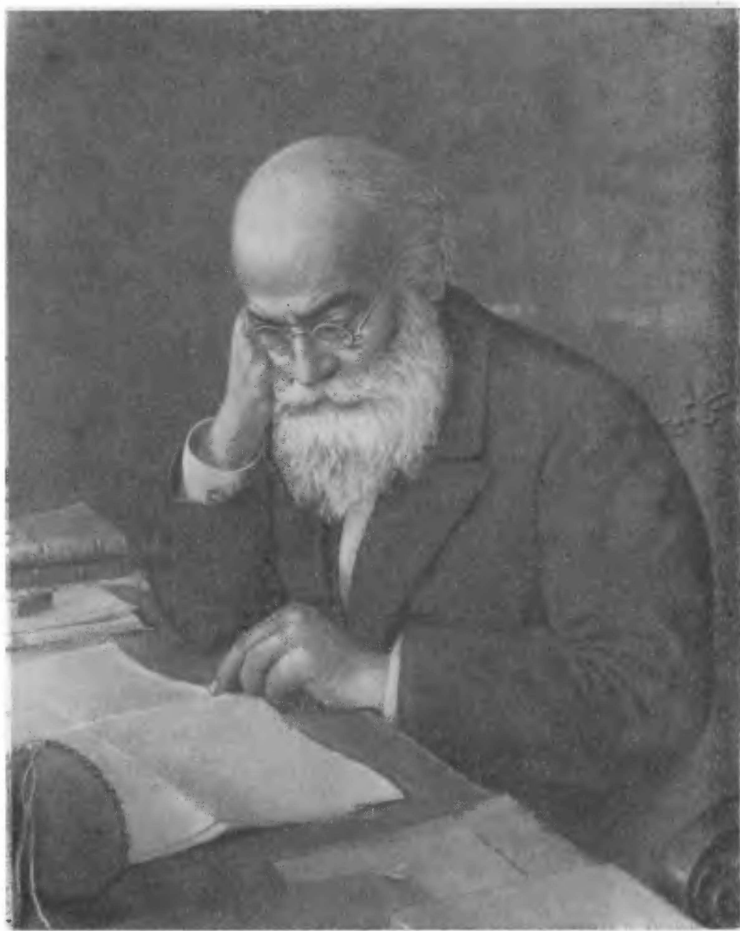
О том, что для получения аэродинамической силы необходимо движение воздуха относительно несущей поверхности, было известно давно. Примером могут служить ветряные мельницы, в которых аэродинамическая сила используется для вращения крыльев, или парусные суда, получающие движение благодаря аэродинамической силе, действующей на паруса. Однако для создания летательного аппарата тяжелее воздуха потребовались столетия.

Первым самолетом, поднявшимся в воздух более семидесяти лет тому назад, был самолет, построенный нашим талантливым соотечественником — капитаном А. Ф. Можайским. Самолет А. Ф. Можайского был, конечно, далеко не совершенным летательным аппаратом и не мог долго продержаться в воздухе. Однако было сделано главное — доказана возможность полета человека на аппарате тяжелее воздуха.

А. Ф. Можайскому, благодаря его блестящей инженерной интуиции, удалось намного опередить средний уровень техники того времени. Общая техническая база была в то время еще не подготовлена к созданию летательных аппаратов, не существовало легких авиационных двигателей внутреннего сгорания, пригодных для установки на самолете. Не существовало в то время, естественно, и методов аэродинамического расчета само-

летов, так что изобретатель не мог основываться на теоретической базе. А. Ф. Можайскому приходилось, подыскивая наиболее выгодные формы самолета, идти чисто эмпирическим путем, проводя буквально на ходу ряд экспериментов в воздухе с летающими моделями своего самолета.

От первого полета А. Ф. Можайского до появления массовых летательных аппаратов прошло около 20 лет.



Н. Е. Жуковский

Для создания надежных летательных аппаратов требовалась мощная теоретическая и экспериментальная база авиации — аэродинамика.

Такая научная база была создана трудами гениальных русских ученых Н. Е. Жуковского и С. А. Чаплыгина и их учеников, а также трудами ряда иностранных ученых — Л. Прандтля, Г. Глауэрта и др.

В 1906 г. Н. Е. Жуковский опубликовал доказанную им знаменитую теорему о подъемной силе, которая и в настоящее время является основой всей теоретической аэродинамики. «Отец русской авиации», как назвал В. И. Ленин Н. Е. Жуковского, был не только блестящим теоретиком; он

был ярким представителем той славной плеяды ученых, которые живут и работают в тесном содружестве с техникой.

Н. Е. Жуковский впервые создал стройный метод аэродинамического расчета, известный под названием метода тяг Н. Е. Жуковского. Все созданные впоследствии методы аэродинамического расчета самолета основаны на методе Жуковского и представляют собой непринципиальные видоизменения этого метода. Основы аэродинамического расчета самолета были изложены в книге Н. Е. Жуковского «Теоретические основы воздухоплавания» (1909 г.). В 1912 г. впервые в мире Н. Е. Жуковский начал читать систематический курс устойчивости и управляемости самолета, в котором освещал все достижения науки того времени и давал ряд оригинальных решений. В 1913 г. вышел в свет труд Н. Е. Жуковского «Динамика аэропланов в элементарном изложении». В этой книге в простой и доступной форме Н. Е. Жуковский излагает сложные вопросы устойчивости самолета; многие из приведенных им выводов до сих пор не потеряли своей актуальности.

Большинство советских ученых старшего поколения и конструкторов является учениками Н. Е. Жуковского, начавшими свою деятельность в знаменитом аэродинамическом кружке Н. Е. Жуковского при Московском высшем техническом училище. В этом кружке работали академики Б. Н. Юрьев и А. Н. Туполев, профессора В. П. Ветчинкин, Г. Х. Сабинин и другие ученые, создавшие вместе с Н. Е. Жуковским основы аэродинамики самолета. Начало их деятельности протекало в атмосфере полного невнимания царского правительства к развитию авиационной науки. Царское правительство не отпускало денежных средств на проведение исследований в области аэродинамики, и членам кружка приходилось самим добывать эти средства путем устройства авиационных выставок и чтения докладов по интересовавшим широкие круги общественности вопросам авиации.

Резкий перелом в этом отношении наступил после Великой Октябрьской социалистической революции. Молодое Советское правительство, Коммунистическая партия с первых шагов существования советской власти проявили заботу и интерес к авиационной науке.

Уже в 1918 г. В. И. Ленин подписал декрет об организации Центрального аэро-гидродинамического института (ЦАГИ). Директором нового института был назначен Н. Е. Жуковский, вокруг которого сгруппировались в ЦАГИ наиболее талантливые ученые и конструкторы в области авиации. Через несколько лет после организации ЦАГИ были созданы другие научно-исследовательские институты, занимающиеся вопросами авиационных двигателей, авиационных материалов, летными исследованиями и пр.



С. А. Чаплыгин

Бурное развитие авиационной науки в годы советской власти очень скоро принесло свои плоды — советская страна превратилась в мощную авиационную державу. Опираясь на достижения аэродинамики и других отраслей авиационной науки, крупнейший советский авиаконструктор А. Н. Туполев впервые в мире создал многомоторные цельнометаллические самолеты со свободно несущей конструкцией, опередив самые передовые в техническом отношении капиталистические страны. Известный советский конструктор Н. Н. Поликарпов одним из первых построил самолет с убирающимся шасси. Гидросамолеты конструктора Д. П. Григоровича не имели себе равных за рубежом.

Вслед за старшим поколением авиационных конструкторов выросло молодое поколение инженеров, воспитанное уже при советской власти. На самолетах конструкторов А. И. Микояна, А. С. Яковлева, С. А. Лавочкина, С. В. Ильюшина и др. был установлен ряд мировых рекордов, а в годы Великой Отечественной войны советские летчики на этих самолетах громили фашистов.

Успехи в области авиационной техники определяются быстрым развитием авиационной науки и, главным образом, аэродинамики. О достижениях аэродинамики за годы советской власти можно судить по следующему примеру. Если один из первых самолетов Р-1, выпускавшихся советской авиационной промышленностью, сравнить с современным самолетом того же назначения, то окажется, что при одной и той же скорости полета лобовое сопротивление современного самолета в 10 раз меньше лобового сопротивления самолета Р-1.

Совершенствование авиационной техники выдвигало повышенные требования к авиационной науке. Требования конструкторов первых самолетов сводились, в сущности, к желанию получить ответ на основной вопрос: полетит сконструированный ими самолет или нет. В истории раннего периода авиации известны случаи, когда уже построенный самолет не мог подняться в воздух из-за слишком большого веса, неудовлетворительных аэродинамических характеристик и пр. Такие случаи могли иметь место потому, что на первом этапе существования авиации практически не было стройных методов аэродинамического расчета самолетов. Сведения по экспериментальной аэродинамике и по динамике, которыми располагала в то время наука, были далеко не достаточными для разработки законченных методов аэродинамического расчета. Практика постепенно предъявляла все более сложные требования к науке; авиационная техника стимулировала развитие одной из самых молодых отраслей авиационной науки — аэродинамики, развитие которой в свою очередь способствовало быстрому росту техники.

Теперь конструктору уже нужно было знать, *как* полетит самолет, *каковы* возможные скорость и высота полета на самолете, будет ли самолет обладать необходимой степенью устойчивости и управляемости, в *каком* диапазоне скоростей может летать самолет, *каково* наибольшее расстояние, которое самолет может пролететь, и пр.

Необходимо было перейти от эмпирических, в значительной мере интуитивных, приемов определения основных размеров и формы самолета к строго научным методам его инженерного расчета.

Общее развитие авиации и ее научной базы — аэродинамики — привело к существенному расширению теоретических и экспериментальных данных в области аэродинамики и позволило постепенно создать стройные и достаточно законченные методы аэродинамического расчета самолета. Большая и почетная роль в этом деле принадлежит ученым нашей страны, разработавшим ряд вопросов в этой области.