

# МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОДОЛЬНОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА КОРПУС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА І ОПЕРЕНИЕ, РАСПОЛОЖЕННОЕ НА НЕМ

© Е. А. Ермоленко, Ю. В. Каменчук

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Запропоновано інженерну методику визначення коефіцієнта сумарної аеродинамічної подовжньої сили, що виникає при обтіканні корпуса літального апарату, оперення, встановленого на корпусі та ізольованого, до- та надзвуковим потоком газу при малих кутах атаки.

В настоящее время для решения задач выбора компоновки и баллистики для ракет разных типов актуальна задача создания программного модуля, который бы позволял производить оперативный расчет аэродинамических характеристик (АДХ) ракеты на начальном участке движения, на активном и пассивном участках траектории ракеты (отделяющихся частей).

Создание и внедрение такой программы позволит проводить оперативный расчет множества траекторий с учетом возмущений, отклонения управляемых органов по разным программам, расчет АДХ траекторий ракет и отделяющихся частей различных конфигураций при выборе аэродинамической компоновки. Такая программа может быть использована в системах автоматизированного проектирования. Создание такой программы возможно благодаря использованию инженерных методов расчета АДХ ракет и ее компонентов.

Данная работа посвящена разработке инженерной методики расчета аэродинамической продольной силы, действующей на осесимметричные ракеты и отделяющиеся части произвольной компоновки, с учетом наличия несущих поверхностей, органов стабилизации и управления в диапазоне чисел Маха  $0 \leq M \leq 10$ .

Предлагаемая методика основана на компиляции известных инженерных методов определения АДХ корпусов, надстроек и несущих поверхностей, обтекаемых вязким газом при малых и больших углах атаки, а также содержит полученные авторами соотношения для определения волновой составляющей продольной силы.

В настоящее время широкое применение нашли ракеты сложной компоновки, оснащенные аэродинамическими органами управления, несущими поверхностями, имеющие сложную форму образую-

щей. Для определения аэродинамических сил, моментов и центра давления компоновки используется метод суперпозиции АДХ компонентов компоновки с учетом их взаимной интерференции. Таким образом, задача определения АДХ сводится к отдельному определению коэффициентов аэродинамических сил, действующих на корпус ракеты и несущие поверхности или рули (с учетом интерференции).

При продольном обтекании РН возникает аэrodинамическая тангенциальная сила, возникающая вследствие трения воздуха о поверхность корпуса РН и надстроек, возникновения волн сжатия и разрежения на носовой части РН, надстройках, переходниках, соплах и других элементах конструкции, донного сопротивления, которое возникает в результате разрежения, вызванного отрывным течением в донной области. Для коэффициента аэродинамической продольной силы можно записать

$$C_{x0} = C_{xb} + C_{xtr} + C_{xdon},$$

где  $C_{x0}$  — суммарный коэффициент сопротивления при  $\alpha = 0^\circ$ ,  $C_{xb}$  — суммарное волновое сопротивление корпуса РН, несущих поверхностей и надстроек и т. д.,  $C_{xtr}$  — суммарный коэффициент трения корпуса РН, несущих поверхностей и надстроек и т. д.,  $C_{xdon}$  — суммарный коэффициент донного сопротивления корпуса РН, несущих поверхностей и надстроек и т. д.

При дозвуковых скоростях полета  $M_\infty < M_{kp}$  для удобообтекаемых тел  $C_{xb} \approx 0$ . Однако для корпусов с сильно затупленными носовыми частями этой величиной нельзя пренебречь.

Для определения составляющих продольной аэродинамической силы используются следующие подходы: расчет коэффициента трения ведется с

использованием уравнений теории пограничного слоя, волновое сопротивление определяется в рамках модели идеальной среды, донное сопротивление вычисляется на основе экспериментальных данных.

В случае развитых несущих поверхностей суммарная продольная аэродинамическая сила ЛА существенно зависит от взаимного влияния корпуса, несущих поверхностей и оперения друг на друга. Однако для РН, которые имеют незначительные по размеру органы управления, стабилизаторы и надстройки, интерференцией, обусловленной влиянием надстроек на корпус, можно пренебречь.

При нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  волновое сопротивление создают только те элементы компоновки, которые имеют отличные от нуля углы наклона образующей. Поэтому волновое сопротивление корпуса определяется волновым сопротивлением носовой части, сужением и расширением образующей:

$$C_{\text{xb}} = C_{\text{xb}}^{\text{нос}} + C_{\text{xb}}^{\text{суж}} + C_{\text{xb}}^{\text{рас}}$$

Волновое сопротивление носка определяется по методу местных конусов. Для затупленного по сфере конуса

$$C_{\text{xb}}^{\text{кон}} = [\bar{d}_1^2 \varphi \bar{P}_0 + (1 - \bar{d}_1^2) \eta \bar{P}_k] \bar{d}_2^2,$$

где  $\bar{P}_0$  — коэффициент давления торможения,  $\bar{P}_k$  — коэффициент давления на остром конусе того же угла полурасвора,  $\varphi$ ,  $\eta$  — коэффициенты, учитывающие параметры затупления (приведены в таблицах).

Для определения коэффициента давления на острых конусах мы предлагаем следующие формулы.

1. Для  $0^\circ \leq \Theta_{\text{кон}} \leq 90^\circ$  и  $M_\infty \leq 1$

$$C_x = \sin(\sin \Theta_{\text{кон}})^{\frac{k+1}{2}} - 3M_\infty (\bar{P}_{\text{т.ср.}} + k_0) - K_c,$$

где

$$k_0 = -0.0764M_\infty^3 + 0.0513M_\infty^2 - 0.0154M_\infty + 0.0401,$$

$$\bar{P}_{\text{т.ср.}} = 0.308M_\infty^2 - 0.028M_\infty + 0.8811.$$

2. Для  $\Theta_{\text{кон}} \leq 20^\circ$  и  $M_\infty \geq 1$  наилучшую сходимость с экспериментальными данными показала формула В. М. Ковтуненко со следующими аппроксимациями для коэффициентов  $k$  и  $n$  [2, 3]:

$$\bar{P}_{\text{кон}} = k \operatorname{tg}^n \Theta_{\text{кон}},$$

где

$$n = 13.283X^5 - 36.834X^4 + 37.51X^3 - 16.233X^2 + 2.6962X + 1.5153, \quad X = 1 - 1/M_\infty,$$

$$k = 701.43X^3 - 334.13X^2 + 42.372X + 1.6047$$

при  $1 \leq M_\infty \leq 1.2$ ,

$$k = -2.4267X^3 + 7.4855X^2 - 6.8929X + 3.5091$$

при  $M_\infty > 1.2$ .

3. Для  $20^\circ \leq \Theta_{\text{кон}} \leq \Theta^*$  и  $M_\infty \geq 1.2$

$$\bar{P}_{\text{кон}} = k_1 \operatorname{tg}^{n_1}(\Theta_{\text{кон}}/2),$$

где

$$\Theta^* = -35.312X^3 + 23.692X^2 + 59.306X + 9.4754,$$

$$n_1 = -1.293X^5 + 2.6648X^4 - 1.9291X^3 + 1.0619X^2 - 0.5644X + 1.8115,$$

$$k_1 = 909.12X^6 - 3414.5X^5 + 5164.8X^4 - 4022.2X^3 + 1709.4X^2 - 385.95X + 44.133.$$

4. Для  $\Theta^* \leq \Theta_{\text{кон}}$  и  $M_\infty \geq 1$  предлагаем формулу

$$\bar{P}_{\text{кон}} = \sin^{n_2}(\Theta_{\text{кон}}) \bar{P}_{\text{т.ср.1}},$$

где  $n_2 = -1.5M_\infty + 2.7$  при  $1 \leq M_\infty \leq 1.2$ ,

$$n_2 = 0.0003M_\infty^4 - 0.0094M_\infty^3 + 0.095M_\infty^2 - 0.4078M_\infty + 1.3021 \text{ при } M_\infty \geq 1.2,$$

$$\bar{P}_{\text{т.ср.1}} = -0.4869X^3 + 0.3743X^2 + 0.6464X + 1.1495,$$

$$X = 1 - 1/M_\infty.$$

Полученные формулы дают хорошее совпадение с экспериментальными данными и расчетами по численным методам и позволяют проводить расчет во всем диапазоне углов полурасвора конуса и чисел Маха (рис. 1, 2).

Для расчета сопротивления носовых частей корпушов РН, отличных от конуса, используются таб-



Рис. 1. Традиционная компоновочная схема

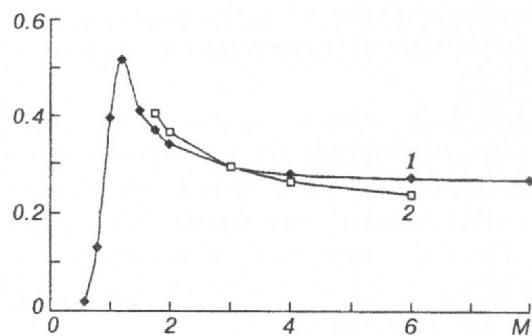


Рис. 2. Сравнение значений волновой составляющей коэффициента продольной силы РН (рис. 1), полученных по описанной методике (кривая 1) и при численном решении уравнения Эйлера методом Годунова—Колгана [6] (кривая 2)

личные значения и формулы, приведенные в работах [9, 10].

Для расчета сопротивления обратных конусов используется формула [9]:

$$C_{x_{0k}} = \left[ 2.09(1 - \eta_{0k}) + \frac{0.76\lambda_{0k}}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \right] \times \\ \times \frac{(1 - \eta_{0k})\sqrt{1 - \eta_{0k}^2}}{4\lambda_{0k}^2 + (1 - \eta_{0k})^2}, \quad M > 1,$$

$$C_{x_{0k}} = C_{x_{\text{кон}}} \sqrt{1 - \bar{S}}, \quad \bar{S} = d_1^2 / d_{\min}^2, \quad M \leq 1.$$

Для последующих расширений

$$C_{x_{\text{рас}}} = C_{x_{\text{кон}}} \sqrt{\bar{S}(\bar{S} - 1)}.$$

В дозвуковом докритическом потоке волновое сопротивление оперения равно нулю. В трансзвуковом диапазоне для двух консолей оперения справедлива формула [9]:

$$C_x = \lambda \bar{c}^2 \frac{2\pi \cos \chi_c}{2 + \lambda \bar{c}^{1/3} \cos^{5/3} \chi_c} \left( \frac{M - M_{kp}}{M_{C_{\text{xmax}}} - M_{kp}} \right)^3 \times \\ \times \left( 4 - 3 \frac{M - M_{kp}}{M_{C_{\text{xmax}}} - M_{kp}} \right),$$

где  $\chi_c$  — угол стреловидности на линии максимальной толщины,

$$M_{kp} = 1 - \frac{0.7\lambda^2 \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 1} \cos \chi_c, \\ M_{C_{\text{xmax}}} = \frac{1}{\cos \chi_c} \left[ 1 + 0.4 \frac{\bar{c}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_c} (2 - \lambda \bar{c}^{1/3} \cos^{2/3} \chi_c) \right].$$

При сверхзвуковых скоростях полета и при больших значениях приведенного удлинения  $\lambda \sqrt{M^2 - 1} > 7$  коэффициент волнового сопротивления для крыла с ромбовидным профилем может быть представлен в виде [9]:

$$C_{xb}^{\text{ромб}} = \frac{4\lambda \bar{c}^2}{\lambda \sqrt{M^2 - 1}}.$$

Однако экспериментальные значения существенно расходятся с данными этой формулы при  $\lambda \sqrt{M^2 - 1} < 7$ , и особенно сильно при  $\lambda \sqrt{M^2 - 1} \approx \lambda \operatorname{tg} \chi_c$ , т. е. при звуковой линии максимальной толщины. Поэтому в данном диапазоне параметров целесообразно определять коэффициент волнового сопротивления консольного оперения по табличным значениям, в которых приведены данные для крыла с ромбовидным профилем. Для определения волнового сопротивления крыла с произвольным профилем можно воспользоваться формулой [9]:

$$C_{xb} = C_{xb}^{\text{ромб}} [1 + \varphi(K_{np} - 1)],$$

$$\varphi = 1 - \exp[-0.16(\lambda \sqrt{M^2 - 1} - \lambda \operatorname{tg} \chi_c)^{3/2}],$$

где  $K_{np}$  определяется по табличным данным.

При расчете коэффициентов сопротивления трения изолированных частей РН используется методика ЦАГИ, согласно которой сопротивление трения любого удобообтекаемого тела определяется через сопротивление плоской пластиинки:

$$C_{x_{\text{тр}}} = C_f \eta_m \eta_c S_{\text{бок}} / S_{mid},$$

где  $C_f$  — коэффициент сопротивления трения одной стороны плоской пластины в несжимаемом потоке ( $M = 0$ ) при одинаковом с данным телом числе Рейнольдса  $Re$  и положении точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный  $\bar{x}_t$ .

Коэффициент  $\eta_m$  учитывает влияние сжимаемости, а  $\eta_c$  — влияние градиента давления. Определение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный затруднительно, поскольку этот переход существенно зависит от шероховатости поверхности, явления теплообмена и многих других факторов. Поэтому для простоты будем считать пограничный слой на всех компонентах РН турбулентным. В этом случае величина сопротивления трения является несколько завышенной. При турбулентном пограничном слое ( $\bar{x}_t = 0$ ) можно воспользоваться следующими известными формулами [9]:

$$C_f = 0.087 / (\lg Re - 1.6)^2 \quad \text{при } 10^5 \leq Re \leq 10^{10},$$

$$C_f = \frac{0.0592}{Re^{0.2}} \quad \text{при } Re \leq 10^7,$$

$$C_f = \frac{0.37}{(\lg Re)^{2.58}} \quad \text{при } Re \geq 10^7,$$

$$\eta_m = \left( 1 + \frac{\kappa + 1}{2} M^2 \right)^{-0.47}.$$

Для корпуса РН коэффициент  $\eta_c$  может быть приблизительно определен через удлинение корпуса  $\lambda$ :  $\eta_c = 1 + 1/2\lambda$ .

Коэффициент сопротивления крыльев и оперения определяется по формуле:

$$C_{x_{\text{тр}}}^{\text{кр}} = 2C_f \eta_m \eta_c S_{\text{пл}}^{\text{кр}} / S_{mid},$$

где  $C_f$  и  $\eta_m$  определяются по вышеприведенным формулам.

При расчете донного сопротивления корпусов РН необходимо учитывать работу двигательной установки, так как струи, истекающие из сопел ДУ, взаимодействуют между собой и с потоком, сходящим с донного среза. Поэтому донное давление

существенно зависит от газодинамических параметров истекающего газа, высоты полета РН, сопловой компоновки. В настоящий момент не существует метода, позволяющего с удовлетворительной точностью решить задачу расчетного определения донного давления при работе ДУ со сложной сопловой компоновкой. Поэтому в практике донное давление определяется экспериментально и в ходе летных испытаний. На этапе проектирования донное сопротивление определяется по данным летных испытаний для РН подобного класса.

По описанной методике была создана программа расчета аэродинамических характеристик оперенных ракет, эксплуатация которой показала высокую надежность получаемых данных и точность, достаточную для решения задач выбора компоновки и баллистики.

1. Абрамовский Е. Р., Аврахов Ф. И., Урбан А. А. Основы аэродинамического расчета летательных аппаратов. — Днепропетровск: ДГУ, 1990.—84 с.
2. Абрамовский Е. Р., Лычагин Н. Н. Основные методы сверхзвуковой аэrodинамики. — Днепропетровск: ДГУ, 1981.—142 с.
3. Абрамовский Е. Р., Лычагин Н. Н. Аэродинамика гиперзвуковых аппаратов. — Днепропетровск: ДГУ, 1982.—120 с.

4. Абрамович Ю. В., Широкопляс Е. П. Инженерная методика расчета на ЭВМ аэродинамических характеристик летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях полета // Труды ЦАГИ.—1974.—Вып. 1580.—С. 3—29.
5. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К. Аэродинамические производные ЛА и крыла при дозвуковых скоростях. — М.: Наука, 1975.—424 с.
6. Беляев Н. М., Хрущ В. К. Численный расчет сверхзвуковых течений газа. — Киев: Вища школа, 1984.—222 с.
7. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1970.—904 с.
8. Меньшиков В. И. Аэродинамические характеристики самолетов. — Харьков: ХАИ, 1984.—58 с.
9. Сахно А. Г., Холявко В. И. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов. — Харьков: ХАИ, 1985.—99 с.
10. Холявко В. И. Интерференция частей летательного аппарата. — Харьков: ХАИ, 1967.—107 с.

#### METHOD OF DETERMINATION OF AERODYNAMIC AXIAL FORCE ACTING ON VEHICLE BODY AND STABILIZER ON IT

E. A. Ermolenko, Yu. V. Kamenchuk

An engineering procedure making possible to define the coefficients of a total aerodynamic axial force originating during flow over a vehicle body, isolated stabilizer and stabilizer mounted on a body by subsonic and supersonic gas flow under low angles of attack.

УДК 521.3:629.783(477)

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНОЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ОДНИМ ПУНКТОМ

© А. Д. Шептун, А. М. Иванов, И. В. Маштак

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Викладено основні принципи, на яких будується методика визначення початкової орбіти космічного апарату за вимірюваннями радіальної швидкості одним наземним пунктом. Приведено конкретні дані з експериментальної перевірки означеної методики, отримані під час натурного експерименту з використанням навігаційних вимірювань космічного апарату «Січ-1». Зроблено аналіз отриманих результатів.

### ВВЕДЕНИЕ

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) в начальный период автономного полета космического аппарата существенным образом осложнено неопределенностью местоположения КА на орбите, обусловленной ошибками выведения. При этом наиболее значительное влияние оказывает вековой

ход космического аппарата вдоль орбиты, нарастающий по времени из-за отклонения периода обращения КА от расчетного. Отклонение КА в полете от расчетного местоположения приводит к смещению КА относительно оси симметрии диаграммы направленности антенн слежения, отрабатывающих целеуказания в соответствии с расчетным движением. В результате ухудшаются условия приема ин-