

нетики физ.-хим. превращений, подобия и моделирования планетных атмосфер и др.

Если в рассматриваемых физ. явлениях или системах существует равенство не всех, а лишь нек-рых независимых критериев подобия, то говорит о неполном, или частичном, подобии. Такой случай наиб. часто встречается на практике. При этом важно, чтобы влияющие критерии, равенство к-рых не соблюдается, было незначительно или малосущественно на протекание рассматриваемых физ. процессов.

Практич. применения П. т. весьма обширны. Она даёт возможность предварительного качественно-теоретич. анализа и выбора системы определяющих параметров сложных физ. явлений. П. т. — основа для правильной постановки экспериментов и обработки их результатов. В сочетании с дополнит. соображениями, полученными из ур-ний, описывающих физ. явление, из экспериментов или числ. расчётов, П. т. приводит к новым существенным результатам.

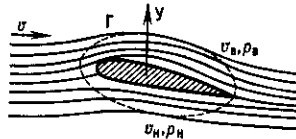
Лит.: Седов Л. И., Методы подобия и размерности в механике, 10 изд., М., 1987; Дьяконов Г. К., Вопросы теории подобия в области физико-химических процессов, М., 1956; Виргофф Г., Гидродинамика. Методы. Факты. Подобие, пер. с англ., М., 1963; Гухман А. А., Введение в теорию подобия, 2 изд., М., 1973; Веников В. А., Теория подобия и моделирование (применительно к задачам аэроэнергетики), 2 изд., М., 1976; Баренблатт Г. И., Подобие, автомодельность, промежуточная асимптотика, 2 изд., Л., 1982; Кутателадзе С. С., Анализ подобия и физическое моделирование, Новосиб., 1986. С. Л. Вишневский,

ПОДРЕШЁТКИ МАГНИТНЫЕ — см. *Магнитная под-решётка.*

ПОДХВАТА РЕАКЦИЯ — прямая ядерная реакция, в результате к-рой ядро-мишень передаёт налетающей частице один или неск. нуклонов.

ПОДЪЁМНАЯ СИЛА — сила, перпендикулярная вектору скорости движения центра тяжести тела, возникающая вследствие несимметрии обтекания тела потоком жидкости (газа). В двумерной модели движения крыла в идеальной и несжимаемой жидкости (рис. 1) несимметричное движение жидкости у границ крыла можно представить как сумму поступат. движения со скоростью v и циркуляц. движения интенсивностью Γ . В суммарном течении при выбранном направлении циркуляции скорость у ниж. границы профиля будет меньше, а давление больше, чем у верхней

Рис. 1. Схема обтекания профиля крыла самолёта. Скорость $v_n < v_v$, давление $p_n > p_v$.



(см. Бернулли уравнение). Интеграл от давления по контуру профиля крыла даст П. с. Y , перпендикулярную скорости набегающего потока v . П. с. Y будет зависеть от величины циркуляции скорости Γ и, согласно Жуковского теореме, для участка крыла длиной L (вдоль размаха) $Y = \rho v \Gamma L$, где ρ — плотность среды.

Поскольку Γ имеет размерность $[vl]$ ($[l]$ — размерность длины), то П. с. можно выразить равенством $Y = C_y \rho S v^2 / 2$, где S — величина характерной для тела площади (напр., площадь крыла в плане, равная Lb , если b — длина хорды профиля крыла), C_y — безразмерный коэф. П. с., зависящий в общем случае от формы тела, его ориентации в среде и чисел Рейнольдса Re и Маха M . Значение C_y определяют теоретич. расчётом или экспериментально. Так, согласно теории Жуковского, для крыла бесконечного размаха в плоскопараллельном потоке при небольших углах атаки $C_y = 2m(\alpha - \alpha_0)$, где α — угол атаки (угол между направлением скорости набегающего потока и хордой крыла), α_0 — угол атаки при нулевой П. с., m — коэф., зависящий только от формы профиля крыла, напр. для тонкой слабоизогнутой пластины $m = \pi$. В случае крыла конечного размаха L коэф. $m = \pi / (1 - 2/\lambda)$,

где $\lambda = L/b$ — удлинение крыла. Методы вычисления П. с. обобщены на случай обтекания решётки профилей и используются при расчёте лопаточных машин (насосов, компрессоров и турбин).

В реальной жидкости в результате влияния вязкости величина m меньше теоретической, причём эта разница возрастает по мере увеличения относит. толщины профиля; значение угла α_0 также меньше теоретического. Кроме того, с увеличением угла α зависимость C_y от α (рис. 2) перестаёт быть линейной и величина $dC_y/d\alpha$ монотонно убывает, становясь равной нулю при угле

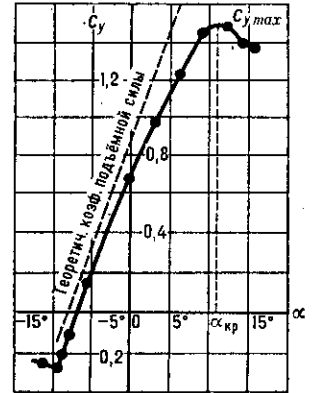


Рис. 2. Зависимость C_y от α .

атаки $\alpha_{кр}$, к-рому соответствует макс. величина коэф. П. с. $C_{y \max}$. Дальнейшее увеличение α ведёт к падению C_y вследствие отрыва пограничного слоя от верх. поверхности крыла и возрастания давления на ней. Величина $C_{y \max}$ имеет существ. значение, т. к. чем она больше, тем меньше скорость взлёта и посадки самолёта.

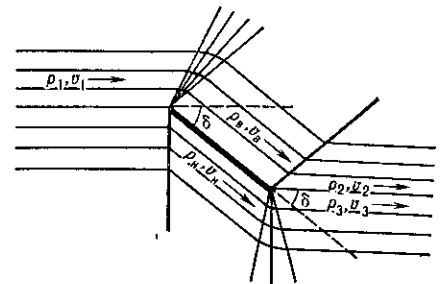
При больших, но докритич. скоростях, т. е. таких, для к-рых $M < M_{кр}$ ($M_{кр}$ — значение числа M набегающего потока, при к-ром вблизи поверхности профиля местные значения числа $M = 1$), становится существенной сжимаемость газа. Для слабоизогнутых и тонких профилей при малых α сжимаемость можно приближённо учесть, положив

$$\alpha' = \alpha \sqrt{1 - M^2}, \quad C_y = (C_y)_{несж} / \sqrt{1 - M^2}.$$

При сверхзвуковых скоростях характер обтекания существенно меняется. Так, при обтекании плоской пластины идеальным сжимаемым газом у её передней кромки на верх. поверхности образуются волны разрежения, а на нижней — ударная волна (рис. 3). В ре-

Рис. 3. Схема сверхзвукового обтекания пластины:

$v_n > v_n, p_n < p_n$;
 $v_2 < v_n, p_2 > p_n$;
 $v_3 < v_1, p_3 > p_1$;
 $v_3 > v_n, p_3 < p_n$.



зультате давление p_n на ниж. поверхности пластины становится больше, чем на верхней (p_v); возникает суммарная сила, нормальная к поверхности пластины, составляющая к-рой, перпендикулярная к скорости набегающего потока, и есть П. с. Для малых $M > 1$ и малых α П. с. пластины может быть вычислена по ф-ле $C_y = 4\alpha / \sqrt{M^2 - 1}$. Эта ф-ла справедлива и для тонких профилей произвольной формы с острой передней кромкой.