

## Исследование динамической устойчивости модели крыла в потоке воздуха

© А.М. Наумов, О.А. Домнина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Один из важнейших способов изучения динамических свойств конструкций летательных аппаратов — исследование их элементов на динамическую устойчивость. Рассмотрена возможность динамической потери устойчивости (по типу флаттера) модели крыла в виде плоского стержня переменной геометрии, близкой к геометрии реального крыла, в потоке воздуха. Со стороны набегающего потока воздуха учитываются внутренние силовые факторы, проявляющиеся под действием лобовой аэродинамической силы, и приращения подъемной силы и аэродинамического момента, возникающие при возможных малых колебаниях модели. За счет этих приращений внешних сил происходит так называемая подкачка энергии со стороны потока воздуха, и задача становится неконсервативной. Численно исследовано поведение первых трех комплексных собственных значений малых колебаний, и определены критические скорости потока, при которых возможна потеря динамической устойчивости модели, для различных параметров внешних аэродинамических сил.*

**Ключевые слова:** модель крыла, динамическая устойчивость, аэродинамические силы, флаттер, неконсервативная задача аэроупругости, комплексные собственные значения

**Введение.** Как известно, флаттер (англ. от *flutter* — дрожание, вибрация) — сочетание самовозбуждающихся незатухающих изгибных и крутильных автоколебаний элементов конструкции летательного аппарата (ЛА), главным образом крыла самолета либо несущего винта вертолета, в набегающем потоке воздуха. Как правило, флаттер проявляется при достижении некоторой критической скорости, зависящей от характеристик конструкции ЛА; возникающий резонанс может привести к его разрушению.

Над изучением проблемы флаттера и методов борьбы с ним работали как отечественные [1–11], так и зарубежные [12–14] ученые. В частности, еще в трудах ЦАГИ [5, 6] дано подробное описание флаттера, рассмотрены крутильные, изгибные, изгибно-крутильные колебания, причины возникновения этого явления, аэродинамические воздействия на элементы самолета, критическая скорость, влияние конструктивных параметров и т. д. В работе [6] рассмотрены аэродинамические силы и их определение, флаттер крыла, влияние смещения осей жесткости и центра тяжести на критическую скорость флаттера. Работа [7] посвящена линейной теории колебаний различных элементов конструкции самолета, подверженных действию аэродинамических сил, в дозвуковом и сверхзвуковом потоке. В книге

летчика-испытателя М.Л. Галлая [8] даны практические рекомендации на этапе эксплуатации летательного аппарата, в работах [10, 11, 15] исследованы аэродинамические силы.

Флаттер является причиной авиакатастроф, поэтому необходимо знать, при каких условиях он наступает и как можно с ним бороться. Автоколебательные системы с двумя и более степенями свободы отличаются рядом особенностей. Однако в большинстве случаев возбуждаются колебания с частотой, близкой к одной из собственных, и в этих режимах система ведет себя как система с одной степенью свободы. При плавном изменении параметров возможны скачкообразные переходы от режима с одной частотой к режиму с другой, возможна гистерезисная зависимость величин, характеризующих эти режимы, от параметров. В некоторых случаях в узкой области значений параметров возможны режимы с несколькими частотами (бигармонические и полигармонические). Разработка методов борьбы с явлением флаттера — одна из важнейших проблем при проектировании ЛА.

В работах [9, 10] исследована динамическая потеря устойчивости модели крыла в потоке воздуха, причем модель крыла рассматривалась как система с двумя и тремя степенями свободы (с дополнительной массой — гасителем колебаний). Определены собственные частоты и формы изгибно-крутильных колебаний, также были исследованы вынужденные колебания модели под действием аэродинамических сил и моментов. Предложенная в этих работах расчетная схема является развитием идей, предложенных в [2, 3]. В текущей работе исследование динамической потери устойчивости модели крыла в потоке воздуха выполнено по схеме системы с распределенными параметрами как плоского стержня переменного эллиптического сечения, близкого по геометрии к характеристикам реального крыла. В статье [11] дан обзор некоторых существующих результатов по упруго-изгибному флаттеру крыла. Обзор начинается с описания различных способов моделирования упруго-изгибного флаттера крыла.

Далее приведены результаты по исследованию явления упруго-изгибного флаттера крыла и описаны некоторые подходы к пассивному и активному подавлению флаттера.

**Постановка задачи.** Одной из актуальных задач современной аэромеханики является задача исследования динамической устойчивости элементов ЛА в потоке воздуха. Такие задачи относятся к классу неконсервативных задач механики, т. е. со стороны потока при малых колебаниях конструкций ЛА происходит так называемая подкачка энергии, что может привести к возрастанию амплитуд колебаний элементов ЛА — флаттеру. Одна из основных трудностей, с которыми сталкиваются при исследовании процессов нагружения элементов конструкций и ЛА потоками воздуха или жидкости, заключается в определении действующих на конструкцию аэродинамических сил и

моментов как при статическом, так и при динамическом нагружении. В общем случае получить информацию о значениях сил, возникающих в процессе нагружения крыла потоком воздуха, можно исключительно путем обобщения большого массива экспериментальных данных для некоторых характерных частных случаев. В данной работе рассматривается частный случай нагружения модели крыла переменного эллиптического поперечного сечения потоком воздуха при нулевом угле атаки.

Цель работы — провести исследование динамической потери устойчивости стержневой модели крыла в потоке воздуха с учетом приращений аэродинамических сил и моментов, возникающих при малых колебаниях модели в потоке; найти значение критической скорости движения воздуха, при которой возможно наступление флаттера, и исследовать зависимость критической скорости от параметров, характеризующих внешние аэродинамические нагрузки на модель крыла.

Модель крыла в виде плоского стержня переменного эллиптического сечения в потоке набегающего воздуха с нулевым углом атаки представлена на рис. 1. Она имеет следующие характеристики: длина модели  $l = 15$  м; ширина в заделке  $b_0 = 2$  м; ширина на конце  $b_1 = 1$  м; толщина в заделке  $h_0 = 0,15$  м; толщина на конце  $h_1 = 0,05$  м; модуль упругости материала  $E = 72\,000$  МПа; коэффициент Пуассона  $\mu = 0,33$ ; плотность материала  $\rho = 2780$  кг/м<sup>3</sup>.

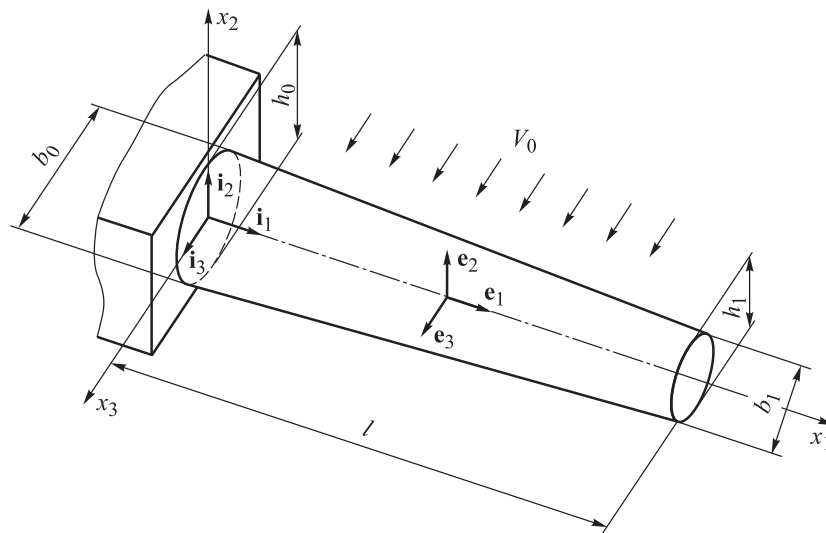


Рис. 1. Схема модели крыла:

$x_j$  — оси координат декартового базиса;  $e_j$  — орты связанного главного недеформированного базиса (направлены по главным центральным осям сечения и по касательной к осевой линии);  $i_j$  — орты декартового базиса;  $V_0$  — скорость набегающего потока