

УДК 533.6.013.42

## КОЛЕБАНИЯ ТОНКИХ КРЫЛЬЕВ ПРИ ОТРЫВНОМ ОБТЕКАНИИ. РАСЧЕТ И ЭКСПЕРИМЕНТ

В.В. ОВЧИННИКОВ, Ю.В. ПЕТРОВ

Рассмотрены результаты расчетно-экспериментального исследования флаттера тонкого крыла при отрывном и безотрывном обтекании. Выявлен эффект подавления флаттерных колебаний при наличии отрыва с поверхности крыла.

**Ключевые слова:** аэроупругость, флаттер, колебания, отрывное обтекание, расчетно-экспериментальная методика.

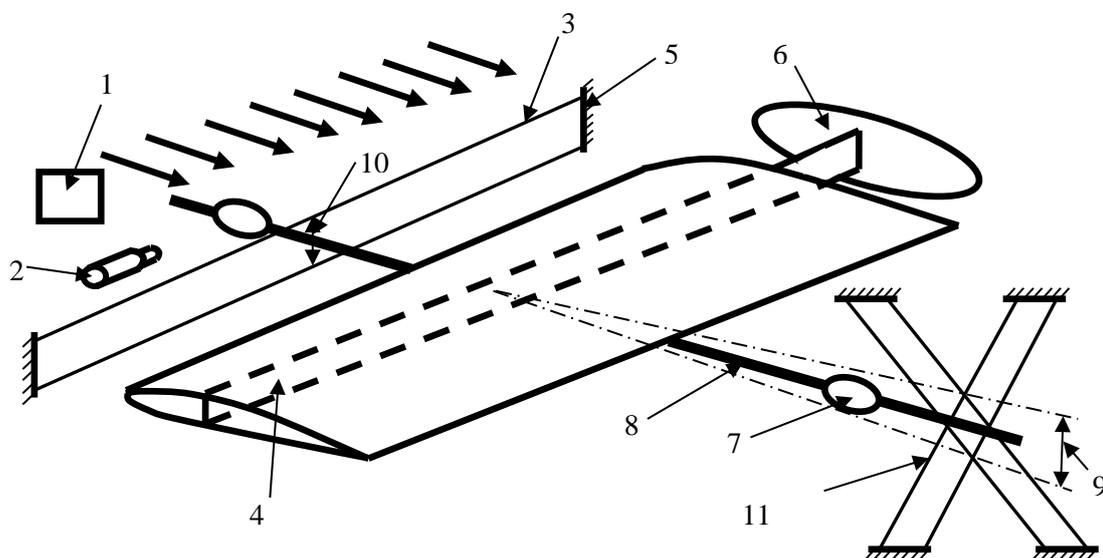
Среди большого разнообразия явлений динамической аэроупругости наибольший интерес при решении задачи в нелинейной по аэродинамике постановке вызывает вопрос определения критической скорости флаттера. Об этом свидетельствует большое количество экспериментальных и теоретических работ в основном зарубежных авторов, посвященных исследованиям флаттера и колебаний элементов воздушных судов (ВС) при наличии отрыва потока и в трансзвуковом потоке [1]. Установлено, что методы линейной аэроупругости в ряде случаев становятся недостаточными для изучения нагружения и деформирования современных воздушных судов на эксплуатационных режимах. Немаловажным является и тот факт, что на современных ВС наряду с классическими методами предотвращения флаттера (например, массовой балансировкой), все чаще применяются активные системы подавления флаттера, что повышает сложность и дороговизну используемого оборудования. Поэтому естественно, что весьма актуальным остается поиск новых способов предотвращения и подавления флаттерных колебаний, например, аэродинамических, что приводит к необходимости решения не только линейных, но и нелинейных задач аэродинамики.

Здесь рассматривается задача расчетно-экспериментального исследования колебаний заземленного тонкого крыла при отрывном и безотрывном обтекании на основе комплекса нестационарных аэродинамических моделей разного уровня сложности. Главной составной частью комплекса, позволяющей изучать отрывные течения вокруг упругого крыла, является математическая модель, базирующаяся на численном методе дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками, созданном научной школой ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского [2; 3]. Эта модель применяется для выявления новых эффектов, которые затем подтверждаются экспериментально. Более простые расчетные методики используются для выбора параметров продувочной модели. Объектом исследования, который был выбран для иллюстрации возможностей метода, является динамически подобная модель крыла самолета Як-40.

Критической скоростью флаттера крыла называется такая скорость набегающего потока, при которой крыло после малого возмущения начинает совершать незатухающие колебания вследствие подкачки к нему энергии из потока. В настоящей работе критическая скорость флаттера находилась в ходе прямого моделирования динамики колебаний крыла в потоке газа согласно методике, описанной в [4; 5]. Для ряда скоростей набегающего потока проводились расчеты колебаний крыла до больших значений безразмерного времени  $\tau$  ( $\tau > 50$ ). Анализируя результаты расчетов, можно с заданной точностью найти такую скорость, при которой до указанных значений безразмерного времени затухания колебаний не наблюдается. Эта скорость и считается критической скоростью флаттера.

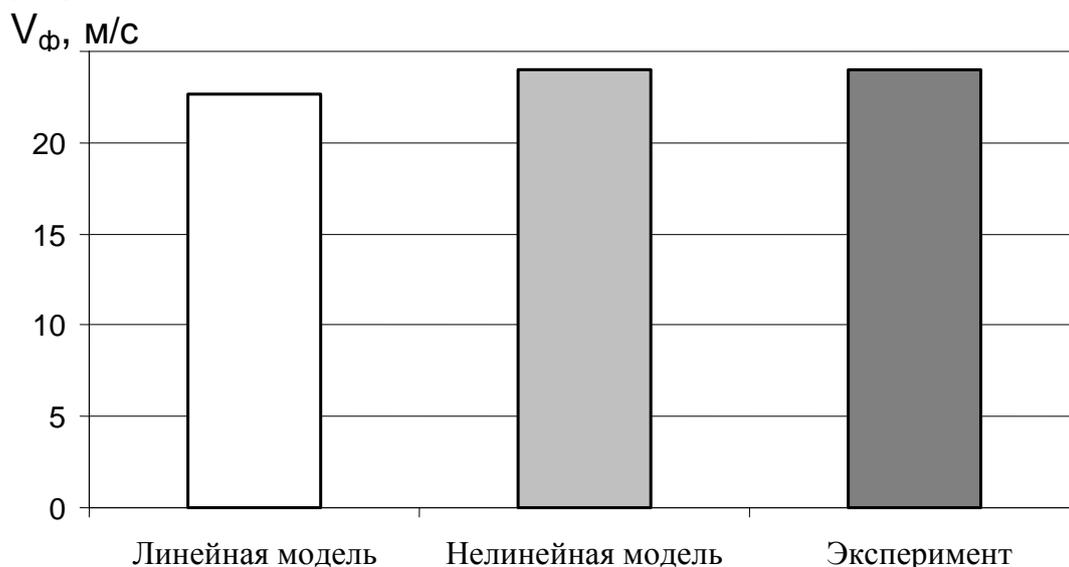
Достоверность расчета на флаттер оценивалась двумя способами. Во-первых, в аэродинамической трубе Т-1 ВВИА им. Н.Е. Жуковского был проведен эксперимент с динамически подобной моделью крыла и зафиксирована скорость потока, при которой наблюдались незатуха-

ющие колебания. Схема эксперимента показана на рис. 1. Во-вторых, с помощью математической модели аэроупругости, в которой использована линейная аэродинамическая теория, традиционным способом (путем решения задачи на собственные значения матрицы [5; 6]) был проведен расчет критической скорости флаттера того же крыла.



**Рис. 1.** Схема экспериментальной установки: 1 - стробоскоп; 2 - видеокамера; 3 - ограничитель изгибных колебаний; 4 - лонжерон; 5 - заделка ограничителя; 6 - заделка лонжерона; 7 - груз; 8 - штанга; 9 - допустимый диапазон крутильных колебаний; 10 - допустимый диапазон изгибных колебаний; 11 - ограничитель крутильных колебаний

Сравнение результатов, полученных по линейной и нелинейной моделям с экспериментом, иллюстрирует рис. 2.

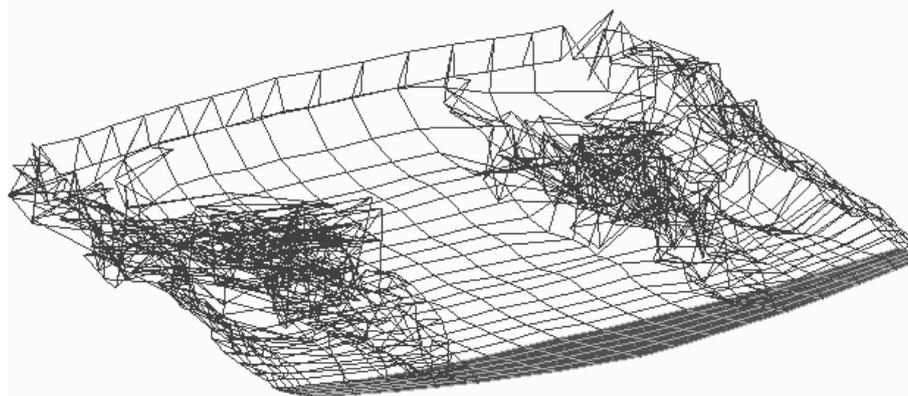


**Рис. 2.** Достоверность расчета на флаттер

Отметим, что расчет критической скорости флаттера по предлагаемой методике даже на современных ЭВМ требует довольно больших затрат машинного времени для настройки и отлад-

ки модели, а также для получения и анализа переходных процессов. Тем не менее этот подход незаменим, если исследуется поведение системы за границей флаттера, которое не поддается описанию с помощью аэродинамически линейных моделей, или изучаются колебания крыла при отрывных режимах обтекания.

Исследование влияния отрыва потока с элементов ВС на критическую скорость флаттера проводилось в данном случае с помощью следующей расчетной схемы. Считалось, что в зоне отрыва находится часть передней кромки каждой консоли динамически подобной модели крыла самолета, заземленного в центре масс. Отрыв был локализован на половине каждой консоли. В эксперименте отрыв организовывался путем подбора и установки интерцептора соответствующей длины по размаху крыла в районе его передней кромки. Расчетная схема для такого случая обтекания крыла и вихревые структуры, образующиеся за ним, показаны на рис. 3.



**Рис. 3.** Вихревые структуры при обтекании крыла с отрывом по части передней кромки

Расчет динамики процесса колебаний крыла после задания малого возмущения на скорости, равной критической скорости флаттера при безотрывном обтекании ( $V_{\phi} = 24$  м/с), показал, что отрыв потока на части крыла может оказывать положительное влияние - критическая скорость флаттера растет. Это хорошо заметно на рис. 4, где даны зависимости угла закрутки конца крыла  $\Theta$  от безразмерного времени  $\tau$  при безотрывном и отрывном обтекании крыла потоком со скоростью 24 м/с. Данная скорость, как видно из рисунка, является при безотрывном обтекании критической (наблюдаются незатухающие колебания). В случае обтекания с отрывом по части передней кромки колебания затухают, что свидетельствует о повышении скорости флаттера. В эксперименте было получено качественное подтверждение этого факта.

Интересно в этой связи рассмотреть деформации крыла, возникающие под действием аэродинамических и инерционных сил, обращая внимание на зависимость, связывающую отклонение конца крыла  $y_k$  и угол закрутки сечения на конце крыла  $\Theta$ . Именно эту зависимость можно наблюдать на экране осциллографа при тензометрировании крыла, совершающего колебания в аэродинамической трубе. При увеличении скорости потока до критической скорости флаттера картина на экране осциллографа упорядочивается и приобретает ярко выраженный гистерезисный характер (рис. 5).

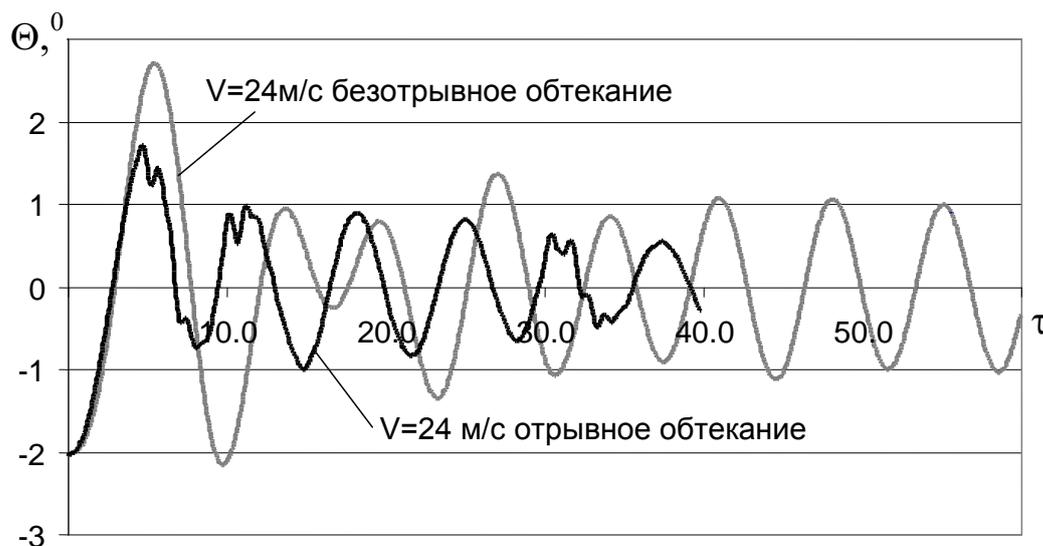


Рис. 4. Угол закрутки крыла в зависимости от времени

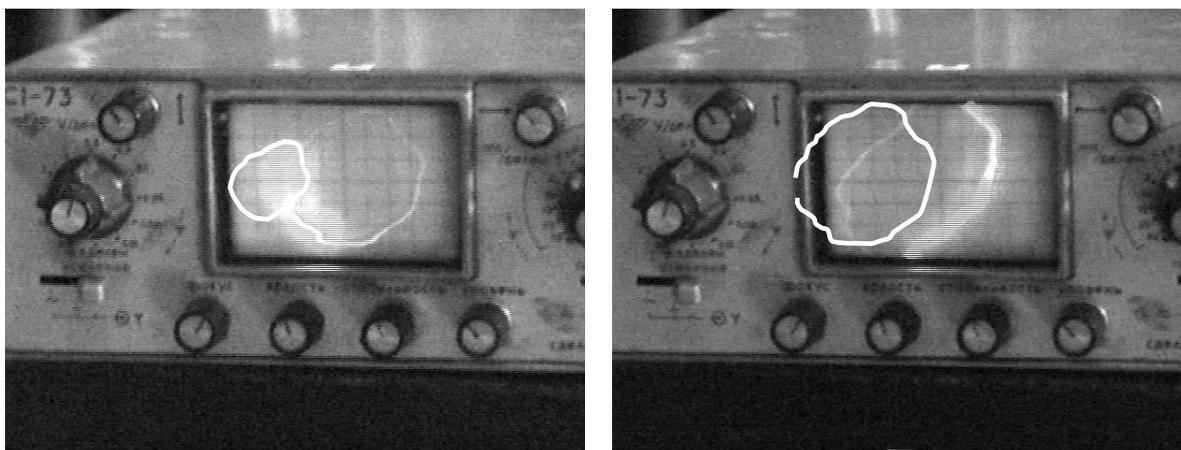


Рис. 5. Гистерезисные явления при безотрывном обтекании (эксперимент)

Подобный вид имеет зависимость угла закрутки от перемещения на конце крыла  $\Theta(y_k)$ , полученная расчетным путем для консольного крыла при безотрывном обтекании потоком жидкости со скоростью, превышающей скорость флаттера  $V=35$  м/с.

Зависимость  $\Theta(y_k)$  имеет вид, представленный на рис. 6. На каждом периоде колебаний площадь петли гистерезиса увеличивается – происходит подкачка энергии из потока в систему, что соответствует условиям развития флаттерных колебаний (на графике обозначены точки, соответствующие моментам времени  $\tau_1 < \tau_2 < \tau_3$ ). При наличии отрыва на 25% консоли крыла зависимость  $\Theta(y_k)$  носит иной характер, как показано на рис. 7, подкачки энергии из потока не происходит, и колебания являются затухающими.

Обнаруженное явление может найти свое применение при разработке методов борьбы с флаттером у современных ВС, для замены сложных и дорогих систем, применяющихся для подавления флаттерных колебаний.

Возможность расчета динамики упругого крыла при отрывном обтекании открывает перспективу для численных экспериментов по исследованиям поведения крыльев реальных самолетов при отрыве потока, которые ранее проводились лишь путем довольно сложных и дорогостоящих физических экспериментов. Эти численные эксперименты могут также использоваться

при разработке аэродинамических способов борьбы с нежелательными упругими колебаниями, проектировании устройств для управления процессом колебаний. При этом число необходимых трубных испытаний будет заметно сокращено, хотя физический эксперимент, конечно, сохранит свою роль на завершающей стадии проектирования при подтверждении эффектов, обнаруженных путем численного расчета.

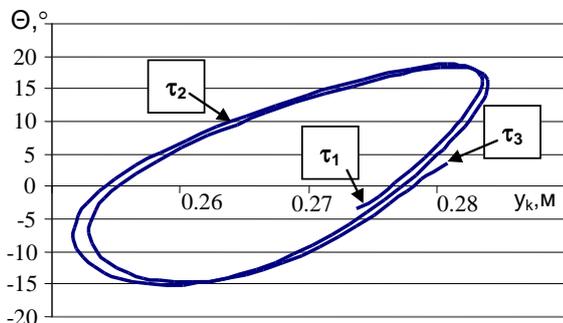


Рис. 6. Гистерезисные явления при безотрывном обтекании (расчет)

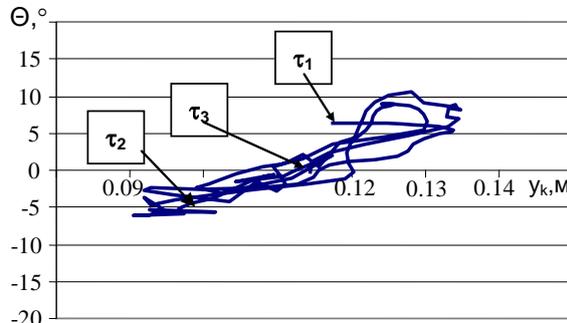


Рис. 7. Затухание колебаний при отрывном обтекании (расчет)

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Dowell E., Edwards J., Strganac T. Nonlinear Aeroelasticity // *Journal of Aircraft*. Vol. 40. № 5. 2003. Pp. 857-874.
2. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И. и др. *Нелинейная теория крыла и ее приложения*. Алматы: Гылым, 1997.
3. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // *Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского*. Сб. 1313. 1986.
4. Морозов В.И., Овчинников В.В. Нелинейные задачи аэроупругой устойчивости крыла при отрывном обтекании // *Известия РАН: МТТ*. № 6. 2003.
5. Морозов В.И., Овчинников В.В. *Основы аэроупругости элементов боевых летательных аппаратов*. М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007.
6. Фершинг Г. *Основы аэроупругости*. М.: Машиностроение, 1984.

#### VIBRATIONS OF THIN WINGS IN THE SEPARATED FLOW. CALCULATION AND EXPERIMENT

Ovchinnikov V.V., Petrov Yu.V.

The results of computational and experimental study of thin wings flutter in separated and unseparated flow are presented. The effect of flutter suppressing in the presence of separation is found.

**Keywords:** aeroelasticity, flutter, vibrations, separated flow, computational and experimental method.

#### REFERENCES

1. Dowell E., Edwards J., Strganac T. Nonlinear Aeroelasticity. *Journal of Aircraft*. Vol. 40. № 5. 2003. Pp. 857-874.
2. Aubakirov T.O., Belocerkovskij S.M., Zhelannikov A.I. i dr. *Nelinejnaja teorija kryla i ee prilozhenija*. Almaty: Gylym. 1997. (In Russian).
3. Aparinov V.A., Dvorak A.V. Metod diskretnyh vihrej s zamknutyimi vihrevymi ramkami. *Trudy VVIA im. N.E. Zhukovskogo*. Sb. 1313. 1986. (In Russian).
4. Morozov V.I., Ovchinnikov V.V. Nelinejnye zadachi ajerouprugoj ustojchivosti kryla pri otryvnom obtekanii. *Izvestiya RAN: MTT*. № 6. 2003. (In Russian).
5. Morozov V.I., Ovchinnikov V.V. *Osnovy ajerouprugosti jelementov boevyh letatel'nyh apparatov*. M: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo. 2007. (In Russian).
6. Fershing G. *Osnovy ajerouprugosti*. M.: Mashinostorenie. 1984. (In Russian).

**Сведения об авторах**

**Овчинников Валерий Валерьевич**, 1970 г.р., окончил МИФИ (1993), профессор, доктор технических наук, начальник кафедры механики и инженерной графики Академии ГПС МЧС России, автор более 80 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность конструкций.

**Петров Юрий Владимирович**, 1956 г.р., окончил Рижское ВВААИУ им. Я. Алксниса (1978), профессор, доктор технических наук, автор более 80 научных работ, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, область научных интересов – аэроупругость и прочность летательных аппаратов.