

Об одной гипотезе вихреобразования
для расчета гидродинамической нагрузки,
действующей на двухсредный
упругий летательный аппарат

Г. А. Щеглов, С. В. Аринчев

*Московский Государственный Технический Университет имени Н. Э. Баумана,
Российская Федерация*

The considered problem is the calculation of transitional transverse hydrodynamic load applied to elastic structure of a flying vehicle moving through the border of two mediums. The problem is solved by the discrete vortex method by means of a numerical experiment. Pressure fluctuations in the flow lead to additional elastic deformations of the structure. And vice versa, these deformations cause pressure fluctuations in the flow. In this way there appears the problem of closed vortical boundary hydroelasticity.

The main feature of the problem is in the transverse character of the flow. The vortices arise in the vicinity of the smooth surface. The vorticity generation hypothesis for this special case is set up in the report. The vorticity generation hypothesis test results for a well-known model problem are presented and discussed.

При проектировании двухсредных летательных аппаратов актуальной является задача расчета гидродинамических нагрузок, действующих на упругую конструкцию при переходе границы раздела сред. Как правило, при пересечении этой границы имеется интенсивная боковая составляющая скорости набегающего потока. Это приводит к необходимости рассмотрения поперечного обтекания. Особенность данного расчетного случая заключается также в интенсивном вихреобразовании. Это вихреобразование имеет существенно нестационарный, переходный характер. Особенность рассматриваемой задачи в том, что обтекаемая поверхность является гладкой, острые кромки отсутствуют. Таким образом, а priori невозможно указать точки схода вихрей в поток.

Существенной особенностью решаемой задачи является также необходимость учета упругих деформаций конструкции. Флюктуации давления в набегающем потоке приводят к изменению формы обтекаемой поверхности. И наоборот, изменение формы обтекаемой поверхности приводит к новым флюктуациям давления. Таким образом, возникает замкнутая задача гидроупругости в вихревой постановке.

Для решения проблемы в докладе предлагается использовать гипотезу вихреобразования А.Чорина в окрестности гладкой плоской поверхности [1]: если невозможно указать точки схода дискретных вихрей, то необходимо предположить, что такой вихрь может сойти в поток в каждой рассматриваемой точке упругой гладкой обтекаемой поверхности. В докладе обсуждаются результаты апробации гипотезы Чорина, используемой для расчета нестационарной вихревой гидродинамической нагрузки.

Рассматривается случай плоского обтекания тонкой плоской пластинки бесконечного размаха с длиной хорды L . Для апробации выбрана хорошо известная упругая динамическая модель [2], состоящая из жесткой пластинки и упругих элементов, образующая колебательную систему с двумя степенями свободы.

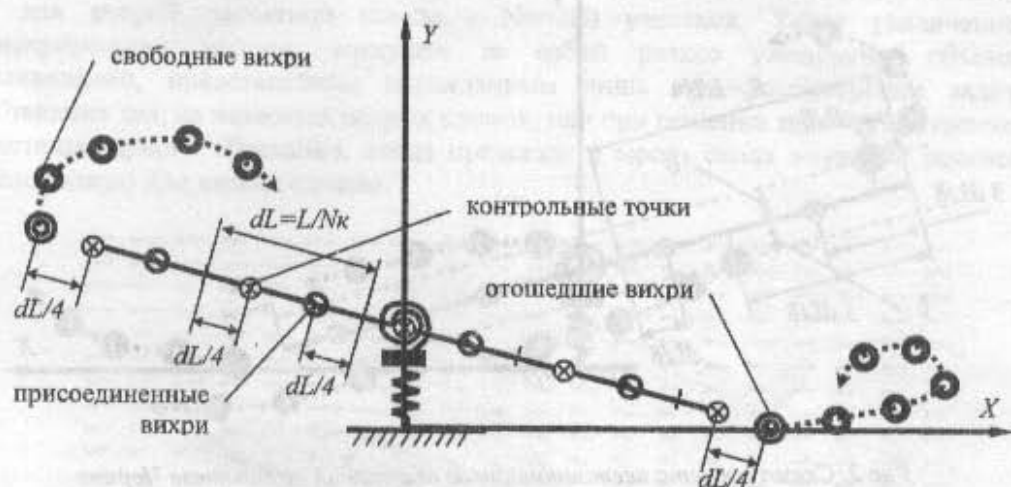


Рис. 1. Эталонная расчетная схема

Замкнутая задача гидроупругости рассматривалась для двух расчетных схем. Первая соответствует классической модели метода дискретных вихрей [3], предполагающей, что сход вихревой пелены в поток осуществляется только с передней и задней кромок пластинки, а вихри на пластинке являются присоединенными. Расположение контрольных точек, присоединенных и отошедших дискретных вихрей показано на рисунке 1. Количество участков, на которые разделена хорда пластинки, обозначено через Nk . В настоящей работе при помощи интеграла Коши-Лагранжа вычисляются аэродинамические нагрузки, действующие на пластинку. В отличие от работы [2] предполагалось, что движение пластинки приводит к перераспределению аэродинамических нагрузок. По этой причине интегрирование дифференциальных уравнений движения пластинки было включено непосредственно в цикл вычислений. В настоящей работе численное интегрирование производилось методом Эйлера с тем же шагом dt по времени, что и вычисления аэродинамических характеристик методом дискретных вихрей. Движения пластинки относительно набегающего потока жидкости, имеющего скорость U_0 , вызываемые аэроупругими колебаниями, потребовали учесть изменения местных скоростей набегающего потока при вычислении условий непротекания в контрольных точках расчетной схемы.

Для безразмерных параметров расчетной схемы получена устойчивая вычислительная процедура численного интегрирования, с помощью которой были смоделированы качественные эффекты аэроупругих колебаний динамической системы с двумя степенями свободы: дивергенция и флаттер.

Полученные результаты использовались в качестве эталонных при апробации гипотезы Чорина.

Расчетная схема, соответствующая данной гипотезе, представлена на рисунке 2. Здесь число участков хорды обозначено через $N\epsilon$.

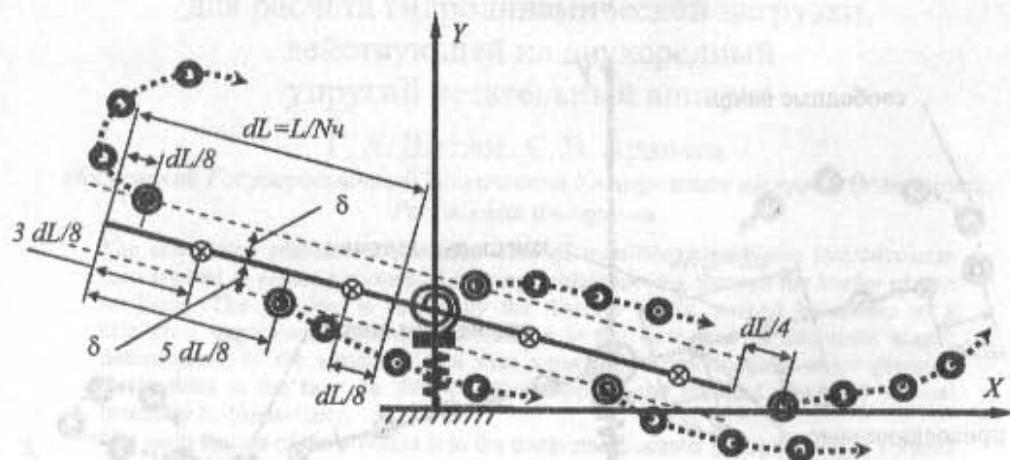


Рис. 2. Схема расчета нестационарного обтекания по гипотезе Чорина

Особенностью данной расчетной схемы по сравнению с классической (рис. 1.) является отсутствие присоединенных вихрей. Все дискретные вихри, возникающие на каждом шаге вычислений вблизи поверхности пластинки, считаются отошедшими и уносятся в поток (на рис. 2 показано пунктиром).

Для вычисления циркуляций возникающих вихрей, как и ранее, используются уравнения условий непротекания и уравнение сохранения циркуляции. В ходе исследований проводилось изучение вопроса о выполнении в такой расчетной схеме гипотезы Чаплыгина-Жуковского, предсказывающей сход вихревой пелены только с кромок пластинки.

Как показали численные эксперименты, данная расчетная схема оказалась неустойчивой при вычислениях. Для преодоления вычислительной неустойчивости был предпринят ряд мероприятий.

Во-первых, вихревое влияние дискретного вихря в заданной точке вычислялось с использованием меры дискретности ϵ [4]. Во-вторых, дискретные вихри в расчетной схеме располагались на некотором расстоянии δ от контура пластинки. И, в-третьих, потребовалось дополнительно программно контролировать протекание вихрей через пластинку.

Далее в ходе исследования сравнивались картины обтекания, полученные при вычислительных экспериментах с использованием первой и второй расчетных схем. Ниже, на рис. 3 и рис. 4 приведены некоторые результаты, полученные после 50 шагов вычислений для различных углов атаки α . На рис. 5 показаны результаты расчета после 100 шагов вычислений.

На рисунках сплошным серым цветом показана вихревая пелена, полученная с использованием гипотезы Чорина, а черными дугами обозначено положение дискретных вихрей, полученных по классической модели.

Следует отметить, что использование гипотезы Чорина требует рассмотрения существенно большего количества дискретных вихрей для получения хорошего совпадения результатов с классической расчетной схемой. В проведенных экспериментах для первой расчетной схемы было использовано $N_k=60$ участков, а для второй расчетной схемы - $N_k=200$ участков. Такое увеличение дискретизации модели, влекущее за собой резкое увеличение объема вычислений, представляется оправданным лишь при рассмотрении задач обтекания тел, не имеющих острых кромок, или при решении задач существенно нестационарного обтекания, когда предсказать место схода вихревой пелены невозможно или весьма сложно.

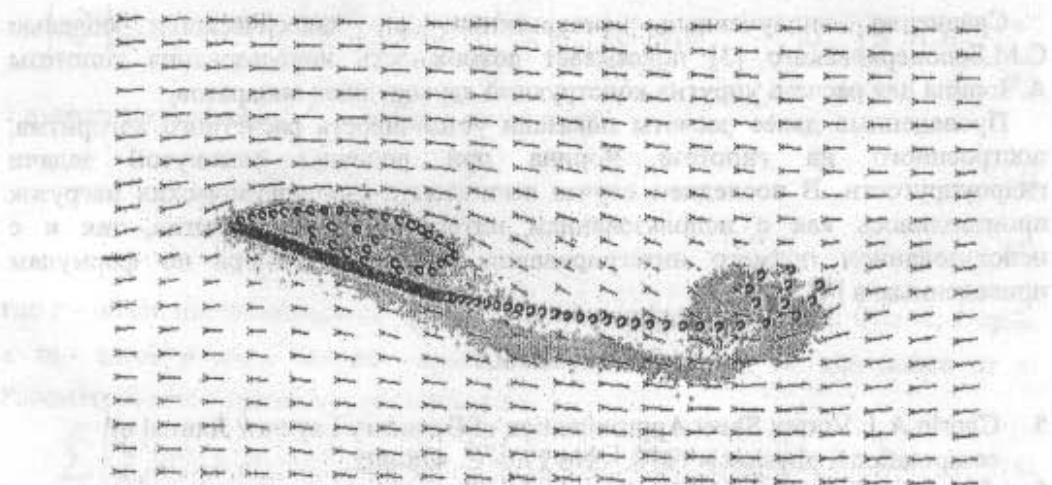


Рис.3. Сравнение результатов вычислений в случае $U_0=1,0$, $dt=0,05$, $\alpha=300$

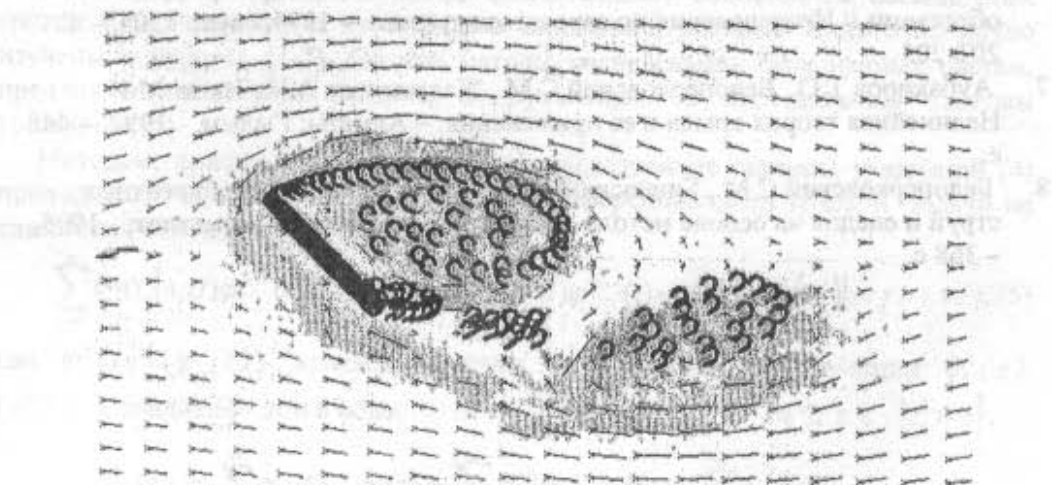


Рис.4. Сравнение результатов вычислений в случае $U_0=1,0$, $dt=0,05$, $\alpha=600$

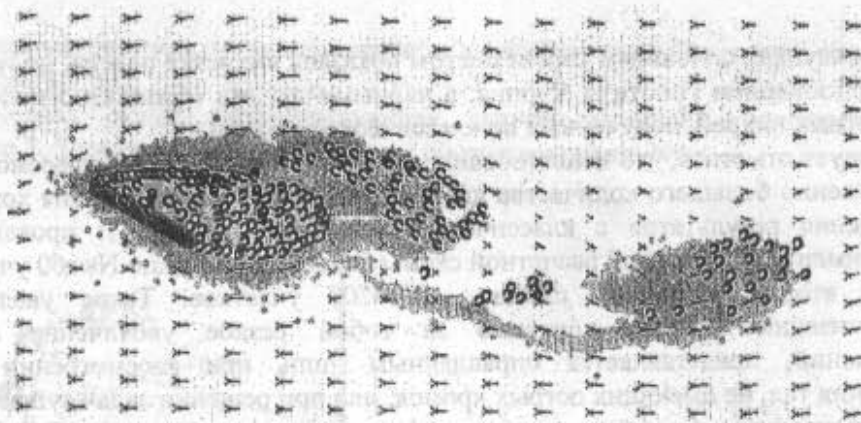


Рис. 5. Сравнение результатов вычислений в случае $U_0=1,0$, $dt=0,05$, $\alpha=450$

Сравнение полученных результатов с классической моделью С.М.Белоцерковского [3] показывает возможность использования гипотезы А.Чорина для расчета упругих конструкций двухсредных аппаратов.

Проведенные далее расчеты показали устойчивость расчетного алгоритма, построенного на гипотезе Чорина при решении замкнутой задачи гидроупругости. В последнем случае вычисление аэродинамических нагрузок производилось как с использованием интеграла Коши-Лагранжа, так и с использованием прямого интегрирования уравнений Эйлера по формулам приведенным в [4].

ЛИТЕРАТУРА

5. Chorin A.J. Vortex Sheet Approximation of Boundary Layers // *Journal of computational physics*. – 1978. – No 27. – С. 428-442.
6. Вольмир А.С., Ништ М.И., Сметаненко В.А. Исследование нелинейных колебаний тонкой жесткой пластины с упругим звеном при срывном обтекании // *Исследования по аэроавтоупругости*. – 1974. – вып. 1304. – С. 202-205
7. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. *Нелинейная теория крыла и ее приложения*. – Алматы: Гылым, - 1997. – 448 с.
8. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. – *Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей* М.: Физматлит, - 1995. – 368 с.

Серия

УДК 519

Иссле

D

с

Пусть

 $\{a_n^{(v)}\}$

а известн

где r - цеа m_i - зд

Рассматр

$$\sum_{v=0}^x \{ \dots \}$$

Систем

систем с

изучены

предложе

уравнени

Метод

приводит

единично

$$\sum_{v=0}^x (- \dots)$$
где $\varphi^+(t)$ $(\varphi^-(z))$,

a