

УДК 623.451

О воздействии на летательный аппарат при больших сверхзвуковых скоростях

Ватрухин Юрий Михайлович

sigma@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, Россия

Аннотация. Показано, что для конкретного крыла при $M \geq 4$ начинается значительное расхождение между результатами теоретических расчетов и продувок. Расхождение объясняется наличием на модели крыла в продувках малого затупления и его отсутствием в расчетах. Предложена методика расчета аэродинамического воздействия при больших сверхзвуковых скоростях на основе решения для треугольного крыла малого удлинения и учета влияния затупления.

Ключевые слова: аэроупругость, аэродинамическое воздействие, методы решения, треугольное крыло малого удлинения, влияние затупления, сильный взрыв

Введение. Точные методы расчета аэродинамического воздействия на летательный аппарат (ЛА) достаточно трудоемки, требуют больших вычислительных ресурсов и времени, поэтому в аэроупругости используют более простые оперативные модели, но они хуже согласуются с продувками. В данной работе представлена методика определения аэродинамического воздействия на сверхзвуковой ЛА в аэроупругости, результаты которой хорошо согласуются с продувками.

Методы и материалы; результаты. В работе [1] было предложено использовать более простой и эффективный метод определения аэродинамического воздействия для сверхзвукового ЛА с треугольным крылом малого удлинения. Из-за ряда преимуществ такое крыло стало основой практически всех компоновок сверхзвуковых ЛА — оно имеет более высокое аэродинамическое качество, его аэродинамический фокус мало меняется в широком диапазоне чисел Маха, что важно для продольной балансировки и решения задач управления, при большой корневой хорде и большей строительной высоте оно имеет преимущество по прочности и жесткости. В работе [1] было предложено использовать решение аэродинамической задачи для треугольного крыла малого удлинения из работы [2]. Было показано, что при $M \leq 4$ получаемое распределение аэродинамических нагрузок хорошо согласуется с другими расчетами и с результатами продувок. Но при $M \geq 4$ возникает существенная разница между линейными теоретическими решениями и результатами продувок. В газовой динамике область проявления существенных нелинейных эффектов называется гиперзвуковой и считается достаточно сложной для исследований.

Однако в данном случае имелось понятное отличие между расчетами и продувками. Из-за высокой температуры торможения передние кромки не-

сущих поверхностей скоростных ЛА приходится делать затупленными, а действие затупления на поток может приводить к очень сильному росту давления на крыле в области, размеры которой даже в тысячу раз превосходят размеры затупления. Модель в продувках имела затупление, а в теоретических расчетах оно не учитывалось.

При больших сверхзвуковых скоростях столкновение частиц воздуха с высокой кинетической энергией с затупленными кромками приводит к мгновенному росту давления и температуры с образованием ударной волны аналогично сильному взрыву. Частные задачи о сильном взрыве были решены в работе [3], а для более общих условий задачи о сильном взрыве решались в [4]. В этих работах предполагалось, что форма затупления не важна, а действие затупления на поток можно заменить действием возникающих в продольном и поперечном направлениях сил. В соответствии с законом плоских сечений рассматривалась эквивалентная задача о выделении энергии в плоскости взрыва, от которой в поперечном направлении начинает движение ударная волна и условный поршень. Таким образом, осуществлялся переход от установившегося горизонтального движения профиля крыла со скоростью V_x к неустановившемуся движению поршня в поперечном направлении. Давление на поверхности крыла определялось через закон движения ударной волны из уравнения баланса энергии внутри возмущенной области с учетом выделившейся при взрыве энергии. Переходя к переменным установившегося обтекания со скоростью V_x , автором получено обобщенное соотношение для распределения давления на затупленном клиновидном профиле крыла.

Заключение. В данной работе, используя расчетное распределение давления на треугольном крыле малого удлинения и дополнительное распределение давления от затупления, получены результаты, хорошо согласующиеся с продувками. Описанный подход может быть использован для определения аэродинамического воздействия на ЛА даже при отсутствии дорогостоящих продувок моделей при гиперзвуковых скоростях.

Список источников

- [1] Ватрухин Ю.М. Особенности определения аэродинамического воздействия в задачах аэроупругости летательных аппаратов разработки АО «ВПК «НПО машиностроения». *XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тр.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024, т. 3, с. 464–465.
- [2] Ферри А. *Аэродинамика сверхзвуковых течений*. Москва, ГИТТЛ, 1952.
- [3] Седов Л.И. *Движение воздуха при сильном взрыве*. Москва, ДАН СССР, 1946.
- [4] Черный Г.Г. *Задача о точечном взрыве*. Москва, ДАН СССР, 1957.