ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ МЕТОДИКИ РАСЧЁТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИКАЛИБЕРНЫХ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ К РАСЧЁТУ ФЮЗЕЛЯЖА, ВЫПОЛНЕННОГО ПО СХЕМЕ «НЕСУЩИЙ КОНУС»

И.А. Гудков, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, ia_gudkov@mail.ru

С развитием ракетной техники появляется всё больше образцов, выполненных по бескрылой аэродинамической схеме, по аэродинамической схеме «тандем» с коническим переходным участком, а также по схеме «несущий конус». Применение аэродинамической схемы «несущий конус» позволяет отказаться от использования несущих поверхностей большой площади и удлинения, что является важным при проектировании высокоскоростных летательных аппаратов. Однако, в отечественной литературе, посвящённой аэродинамике летательных аппаратов, уделяется мало внимания инженерной методике расчёта аэродинамических характеристик (АДХ) летательных аппаратов, выполненных по аэродинамической схеме «несущий конус», которая была бы применима на ранних этапах проектирования образцов ракетного оружия.

Для устранения этой проблемы авторами была проведена доработка методики расчёта АДХ бикалиберного фюзеляжа с переходным коническим участком [1, 3]. Данная методика базируется на расчёте производных коэффициентов аэродинамических сил элементов фюзеляжа, а также на расчёте ряда коэффициентов, полученных эмпирико-аналитическим способом [2].

Методика содержит две основополагающие формулы:

$$c_y^{\alpha} = \text{А}c_{y\,\text{нос+цил1}}^{\alpha}\frac{d^2}{D^2} + \text{Б}c_{y\,\theta}^{\alpha}\left(1-\frac{d^2}{D^2}\right) + \text{В}c_{y\,\text{цил2}}^{\alpha};$$

$$c_{x_a}^{\alpha} = \text{А}c_{x_a\,\text{нос+цил1}}^{\alpha}\frac{d^2}{D^2} + \text{Б}c_{x_a\,\theta}^{\alpha}\left(1-\frac{d^2}{D^2}\right) + \text{В}c_{x_a\,\text{цил2}}^{\alpha},$$

где c_y^{α} – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки α; $c_{x_a}^{\alpha}$ – производная коэффициента силы лобового сопротивления по углу атаки; d – меньший диаметр фюзеляжа; D – больший диаметр фюзеляжа; A – коэффициент, показывающий влияние на аэродинамические характеристики носового конуса и цилиндра тех элементов, которые расположены за ними; $c_{y\ \text{нос+цил1}}^{\alpha}$, $c_{x_a\ \text{нос+цил1}}^{\alpha}$ – производные коэффициента нормальной силы (определяется в связной системе координат) и силы лобового сопротивления (определяется в скоростной системе координат) по углу атаки, состоящего из головной части и цилиндра с удлинением $\lambda_{\text{цил1}}$; $c_{x_a\ \theta}^{\alpha}$ – производные коэффициента силы лобового сопротивления по углу атаки конуса с полууглом θ (без кормового цилиндра); $c_{y\ \text{цил2}}^{\alpha} = c_{y\ \theta+\text{цил2}}^{\alpha} - c_{y\ \theta}^{\alpha}$, $c_{x_a\ \text{цил2}}^{\alpha} = c_{x_a\ \theta+\text{цил2}}^{\alpha} - c_{x_a\ \theta}^{\alpha}$ – производные коэффициента нормальной силы и силы лобового сопротивления по углу атаки кормового цилиндра; B – коэффициент, учитывающий влияние на аэродинамические характеристики кормового цилиндра тех элементов компоновки, которые расположены перед ним.

Однако, у исходной методики есть ограничение применимости $\lambda_{\text{цил1}} \geq 2$ [3]. Поэтому для применения данной методики для расчета АДХ «несущего конуса», необходимо проверить влияние невыполнения данного ограничения на результаты расчетов аэродинамических характеристик. Проверка производилась путём сравнения результатов расчетов с результатами серий численного моделирования, которые производились на следующих дозвуковых и сверхзвуковых скоростях набегающего потока и углах атаки: $\text{M} = 0.4; 0.8; 1.2; 2; 3; 4;\quad \alpha = 0°; 5°; 8°; 12°; 16°; 25°; 30°$.

Сравнение полученных результатов показано на рис. 1, на котором приведен график зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки для различных чисел Маха. На данном графике результаты, рассчитанные по методике, обозначены красным цветом, а результаты численных моделирований – синим цветом (дополнительно отмечены точки, в которых проводились численные расчёты).

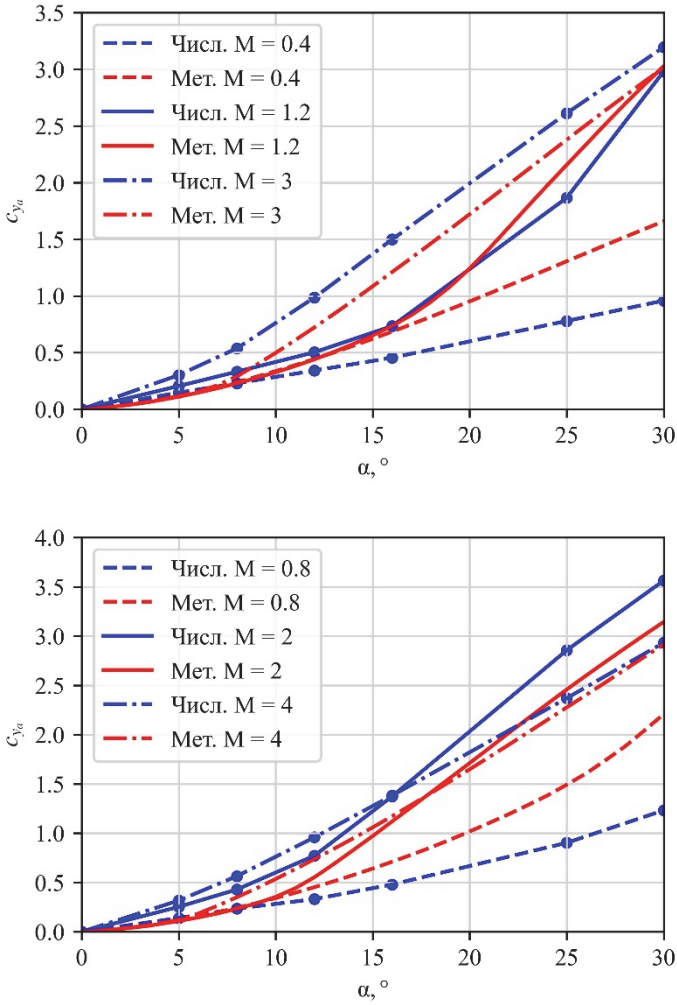

Рис. 1. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки

Анализируя полученные результаты, можно сделать ряд выводов: график производной коэффициента подъёмной силы для M = 0.4 и M = 0.8 показывает, что при дозвуковом обтекании результаты аналитических расчётов дают отклонение до 50% относительно результатов численного моделирования; при сверхзвуковом обтекании графики показывают намного лучшую сходимость, и чем выше скорость набегающего потока, тем меньше разница

между результатами (10% и менее). Результаты расчетов производной коэффициента силы лобового сопротивления дают аналогичные отклонения.

Также было определено, что вероятной причиной значительного отклонения результатов расчёта по данной методике на дозвуковых скоростях является погрешность при расчёте полного коэффициента нормальной силы фюзеляжа по формуле, приведённой в [2].

Таким образом на основании проведённой работы можно сделать вывод, что разработанная методика расчёта АДХ бикалиберного фюзеляжа с переходным коническим участком, подходит и для расчета АДХ фюзеляжа, выполненного по схеме «несущий конус» на больших сверхзвуковых скоростях. Что является наиболее вероятными скоростями летательных аппаратов, выполненных по данной схеме.

Получаемые по рассмотренной методике АДХ имеют приемлемую точность для аэродинамического проектирования сверхзвуковых летательных аппаратов. Для устранения большой неточности на дозвуковых скоростях необходимо провести доработку методики расчёта коэффициента нормальной силы фюзеляжа.

Литература

1. Гудков И.А., Лаптева Л.А., Тищенко Д.Ю., Калугин В.Т. Методика расчёта коэффициента подъемной силы бикалиберных и аэробаллистических ракет // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2023. – № 4(129). – С. 167-172.
2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.: Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для ВУЗов. Изд. 2-е переработанное и доп. – М.: Машиностроение. – 1973. – 616 с.
3. Каримуллин И.Г. Исследование аэродинамических характеристик тел вращения, состоящих из последовательно соединённых конических и цилиндрических поверхностей, при дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ №1325. – М.: Издательский отдел ЦАГИ. – 1971. – С. 31–55.