

УДК 533.696.7

Моделирование процессов обтекания затупленного тела с аэродинамическими надстройками в носовой части тела

Самохвалов М.А., студент

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Баллистика и аэродинамика»

Научный руководитель: Столярова Е.Г., д.т.н.

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

kafsm3@sm.bmstu.ru

Аэродинамические иглы и дисковые надстройки устанавливают в носовых частях затупленных летательных аппаратов, движущихся со сверхзвуковыми скоростями, для значительного снижения лобового сопротивления, а также для уменьшения тепловых потоков на обтекаемой поверхности.

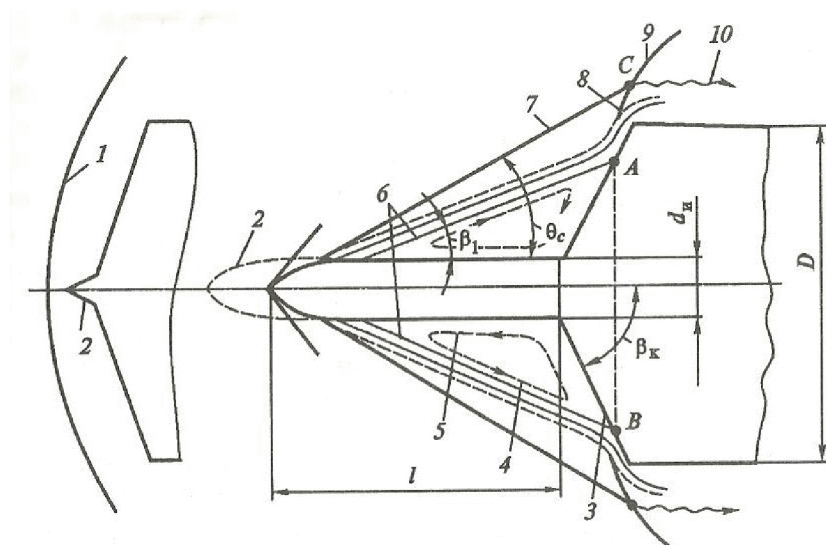


Рис.1. Структура течения при симметричном обтекании тела с иглой:

1 - криволинейный отошедший СУ, 2 - игла, 3 – затупленное тело, 4 – зона смешения, 5 – застойная зона, 6 – РЛТ, 7 – конический СУ, 8 – криволинейный СУ, 9 – СУ, 10 – линии тангенциального разрыва

При взаимодействии набегающего потока и затупленной обтекаемой поверхности возникает криволинейный скачок уплотнения. В свою очередь, при взаимодействии с иглой также возникает СУ, который, взаимодействуя с пограничным слоем на игле,

вызывает отрыв потока. Оторвавшийся пограничный слой взаимодействует с внешним течением и присоединяется к затупленной поверхности. В таком течении принято выделять Разделяющую Линию Тока (РЛТ), представляющую границу между внешним потоком и возвратным течением (жидким конусом), движущемся в обратном направлении. В зоне смешения образуется поверхность, близкая к конической, которая соприкасается с иглой в характерной точке отрыва S , а с затупленной поверхностью – в точке присоединения R . В точке присоединения сверхзвуковой поток поворачивается, вызывая еще один криволинейный скачок уплотнения.

При использовании иглы можно выделить 5 характерных структуры течения в зависимости от длины иглы и угла заострения конуса β_k .

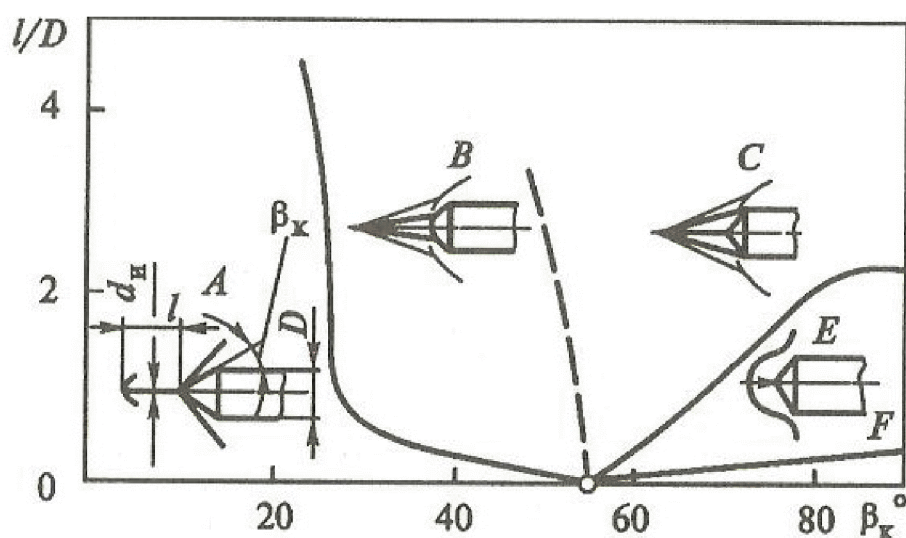


Рис. 2. Режимы обтекания цилиндрического тела с коническим носом и иглой: А – отрыва не происходит; В – отрыв с поверхности иглы, присоединение на конусе; С – граничный случай, присоединение в точке сопряжения конуса и цилиндра; Е – пульсационный режим; F – отошедший СУ, который не пробивается иглой

Сложность использования аэродинамических игл заключается в изменении положения точки отрыва S и возможности возникновения пульсационных режимов.

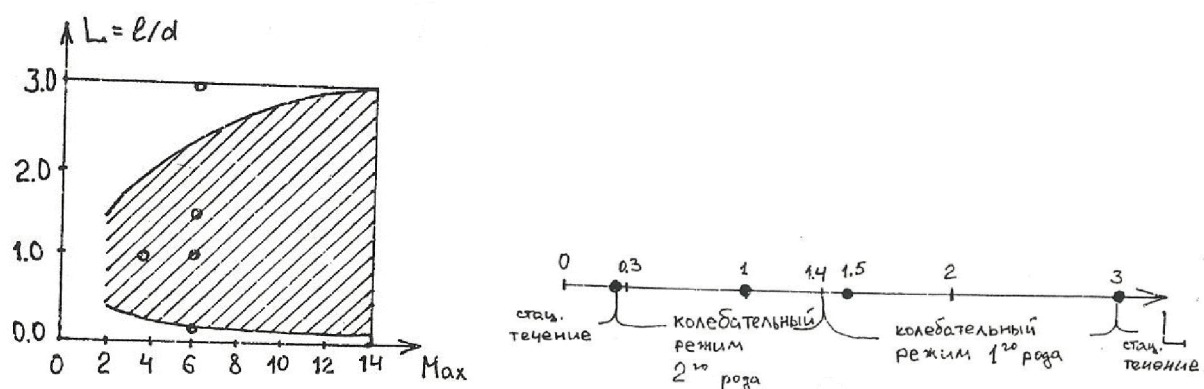


Рис. 3. Нестационарные режимы обтекания [2].

На рис.3 а заштрихованная область соответствует нестационарным режимам обтекания.

Существующие методы расчета затупленных тел с иглами основываются на экспериментальных данных. В настоящей работе была реализована методика расчета характеристик полусферического тела с иглой. Методика основана на методе РЛТ и критерии присоединения Корста и реализована на языке программирования C++.

Ниже приведены зависимости коэффициента лобового сопротивления C_{xa} , полученные в эксперименте в работах [3] и полученные в расчете по методике.

Полученные результаты практически совпадают с экспериментальными данными, что позволяет в первом приближении использовать данную методику для исследования влияния иглы любой длины на сопротивление полусферического тела.

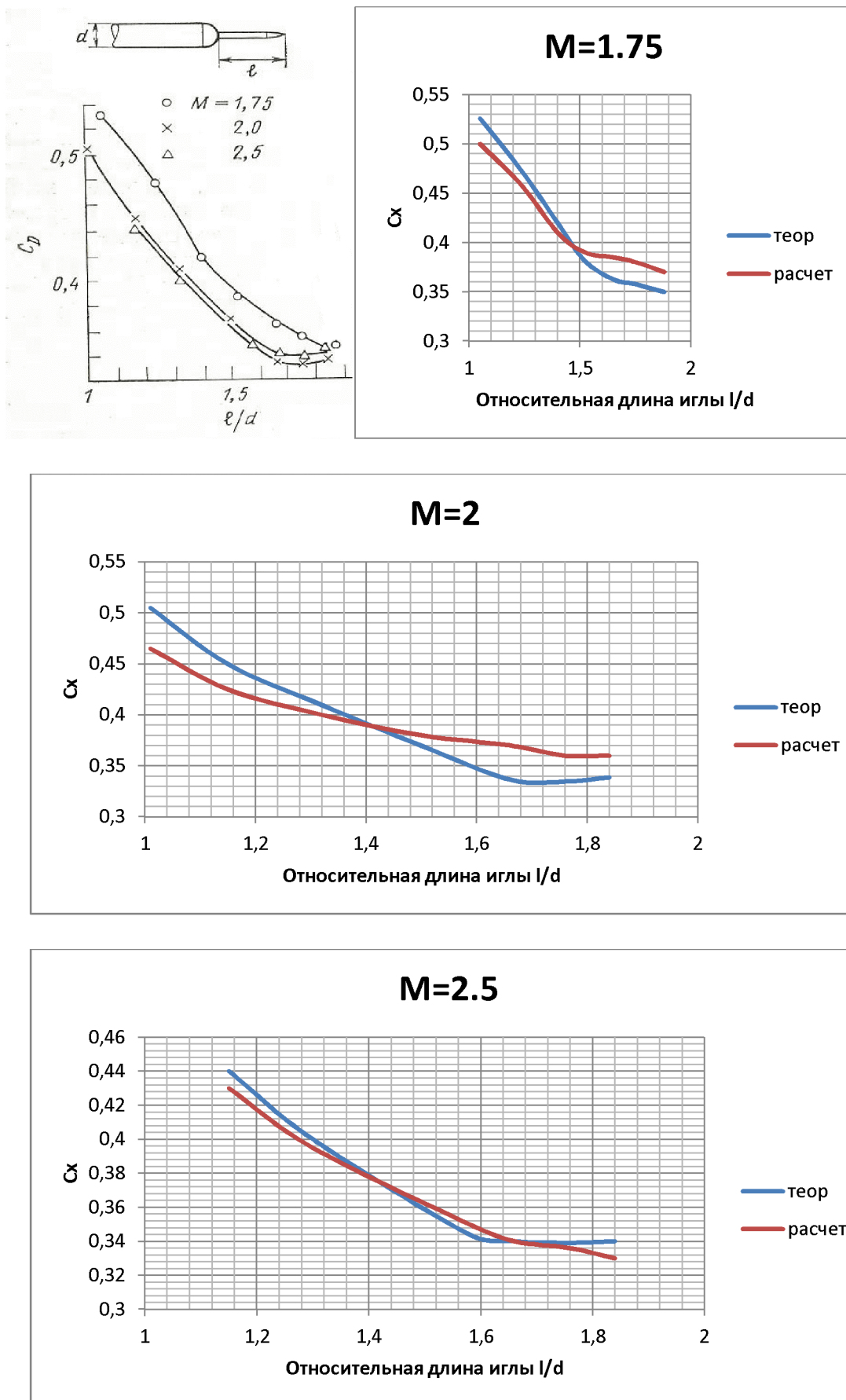


Рис. 4. Сопротивление тела с полусферической носовой частью и выступающей иглой

Было проведено параметрическое исследование характеристик тела в зависимости от длины иглы и параметров набегающего потока.

Таблица 1

Зависимость длины зоны отрыва от числа Маха набегающего потока

M_∞	2	2.5	3	3.5
L отр, м	0.89	1.14	1.32	1.43

При $L_{\text{иглы}} = 1.5$ м.

Как видно из таблицы, длина зоны отрыва значительно изменяется в зависимости от параметров набегающего потока, т.е. меняется активная часть иглы. Это наглядно демонстрирует перемещение точки отрыва потока S .

Для фиксирования точки отрыва на стержне используют дисковые надстройки в носовой части.

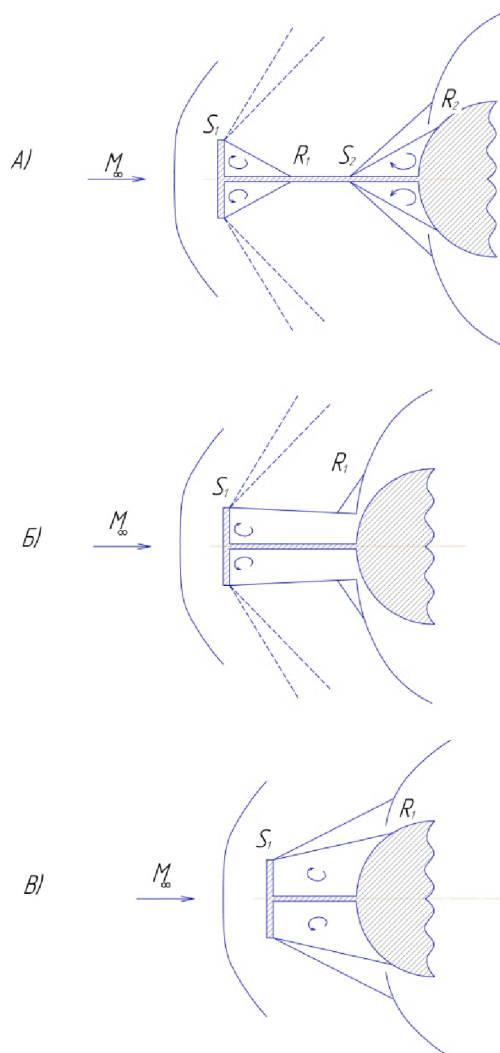


Рис. 5. Возможные структуры течения при использовании дисковых надстроек.

Структура обтекания тела с дисковой надстройкой определяется геометрическими параметрами стержня и диска, а также тела, и скоростью обтекания.

Если длина стержня достаточно большая, то имеем две отрывные зоны. Первая зона появляется при обтекании диска сверхзвуковым потоком, вторая – лобовой поверхности (структура А). Сверхзвуковой поток действует на диск, в результате перед ним возникает головной СУ. В точке S_1 поток отрывается, с образованием веера волн разряжения. Присоединение потока происходит в точке R_1 на стержне. В этой точке возникает СУ, за которым направление потока параллельно стержню. При обтекании лобовой поверхности перед ней также возникает СУ, который, взаимодействуя с пограничным слоем на стержне, вызывает его отрыв ($S_2 - R_2$). При такой структуре не проявляется эффект уменьшения лобового сопротивления системы, это связано с тем, что перед диском возникает СУ, близкий к прямому, а за диском – разрежение.

С уменьшением длины стержня структура обтекания тела трансформируется (структура Б): две зоны отрывного течения объединяются в одну. Поток за т. S_1 расширяется, с образованием зоны отрывного течения, однако присоединяется не на стержне, а на лобовом обтекателе, в результате чего повышенное давление за головным скачком передается в область отрыва, повышая в ней давление и меняя условия присоединения. Как правило, такой режим течения достаточно неустойчив, т.е. носит колебательный характер из-за неустойчивости присоединения.

Структура В отвечает всем необходимым требованиям для рассматриваемого органа управления. Длина стержня такова, что поток, отрываясь в т. S_1 , создает некоторое повышенное давление в области отрыва, по сравнению с давлением набегающего потока, но меньшее, чем за СУ на лобовой поверхности. Вместе с диском зона отрывного течения представляет собой усеченный конус, параметры на котором определяются длиной стержня и диаметром диска.

Было проведено исследование результатов расчетов по методике для структур А и В.

Таблица 2

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха набегающего потока для структур А и В

Структура А			Структура В		
M_∞	C_x	L отр, м	M	C_x	$P_{\text{дон}}/p_\infty$
2	0.62	2.05	2	0.31	1.0

2.5	1.05	2.63	2.5	0.42	1.14
3	1.35	2.62	3	0.49	1.16
3.5	1.58	2.63	3.5	0.52	2.15

где M – число Маха набегающего потока, $L_{отр}$ – сумма длин отрывных зон за дисковой надстройкой и перед головной частью, $P_{дон}/p_{\infty}$ – отношение давления в донной области к давлению набегающего потока.

Для структуры В:

Таблица 3

Параметрическое исследование: зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительно радиуса диска

C_x	$r/R = 0.16$	$r/R = 0.33$	$r/R = 0.5$	$r/R = 0.8$
$M=2$	0.38	0.30	0.32	0.48
$M=2.5$	0.49	0.41	0.42	0.58
$M=3$	0.55	0.48	0.49	0.64
$V=3.5$	0.58	0.51	0.52	0.67

Таблица 4

Параметрическое исследование: зависимость коэффициента лобового сопротивления от относительной длины иглы

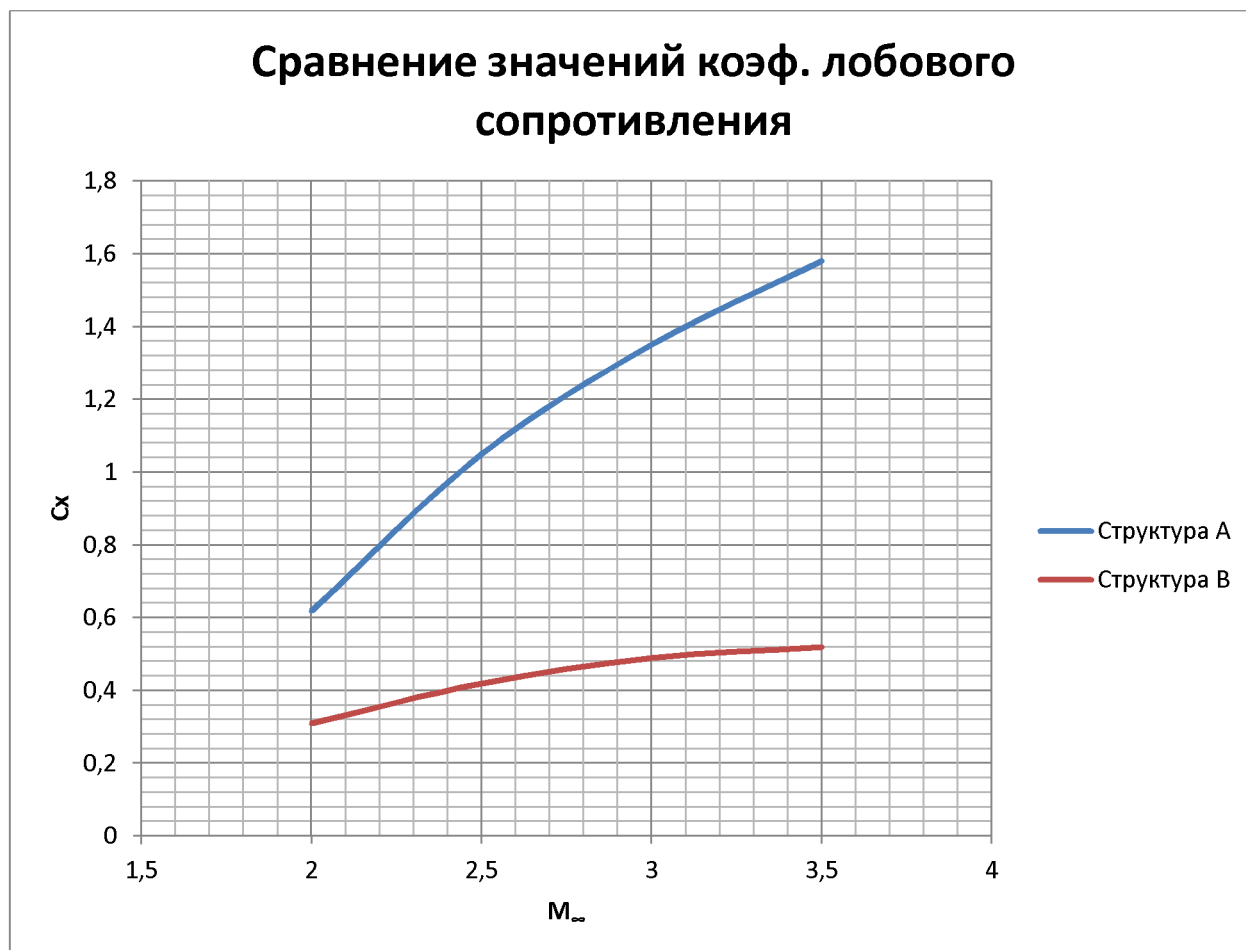
C_x	$l/R = 0.16$	$l/R = 0.33$	$l/R = 0.5$	$l/R = 0.8$
$M=2$	0.41	0.35	0.32	0.30
$M=2.5$	0.52	0.47	0.43	0.39
$M=3$	0.57	0.52	0.49	0.45
$V=3.5$	0.61	0.56	0.52	0.48

Сравним результаты расчетов для этих двух структур при одних и тех же параметрах:

$r = 0.3$ м – радиус диска;

$R = 0.6$ – радиус головного затупления;

$L = 3$ м – длина стержня для структуры А, $L = 0.3$ м – длина стержня для структуры В.



Выводы

Автором была разработана методика расчета влияния игл и дисковых надстроек на характеристики полусферического тела и в данной статье приведены результаты расчетов, сравнение с экспериментальными данными и сравнение между собой.

Из результатов видно, что аэродинамические иглы являются эффективным органом управления характеристиками, но существуют определенные проблемы, связанные с их применением – наличие переходного режима и изменение точки отрыва. Чтобы фиксировать точку отрыва, используют дисковые надстройки, при которых также могут возникать колебательные режимы – по этой причине необходимо грамотно выбирать геометрические параметры диска и стержня.

Результаты расчета совпадают с экспериментальными данными, что показывает возможность использования численных методик для анализа структур течения и первоначального расчета аэродинамических характеристик.

Список литературы

1. В.Т. Калугин. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2004.

2. П. Чжен. Управление отрывом потока. М: Издательство «Мир», 1979.
3. В.А. Черкашин. Сверхзвуковое обтекание тела с выступающей иглой. Препринт ИПМ АН СССР, 1981.
4. Забродин А.В., Черкашин В.А. Расчет сверхзвукового обтекания тела с выступающей иглой. Препринт ИПМ АН СССР, 1980.
5. Reduction of the Side Force on Pointed Forebodies Through Add-On Tip Devices, AIAA Journal 1992.